

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«Пермский национальный исследовательский
политехнический университет»

«ОРБИТА МОЛОДЕЖИ» И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ

Материалы
VI Всероссийской молодежной
научно-практической конференции

28–30 сентября 2020 г.

Издательство
Пермского национального исследовательского
политехнического университета
2020

УДК 629.7
О-637

О-637 «**Орбита** молодежи» и перспектива развития российской космонавтики : материалы VI Всерос. молодежной науч.-практ. конф. – Пермь : Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2020. – 371 с.

ISBN 978-5-398-02454-8

Представлены доклады участников VI Всероссийской молодежной научно-практической конференции «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики».

Всероссийская молодежная научно-практической конференция проходила в Перми и в Москве с 28 по 30 сентября 2020 г. Доклады участников были посвящены обсуждению следующих актуальных тем: системные и проектно-конструкторские решения при проектировании и создании автоматических космических аппаратов различного назначения, целевая аппаратура и бортовая энергетика космических аппаратов различного назначения, системные и проектно-конструкторские решения средств выведения, разгонных блоков, ракетных двигателей и наземной космической инфраструктуры, динамика полета, проектная баллистика, навигация и системы управления ракетно-космической техникой, системные и экономические исследования в сфере космической деятельности, новые материалы и вещества для применения в ракетно-космической технике (композиты, наноматериалы, компоненты топлива, теплозащитные и теплоизолирующие материалы и покрытия и т. п.), системные проектно-конструкторские решения при проведении испытаний ракетно-космической техники, сбор, обработка и оценка результатов испытаний, фундаментальные космические исследования, пилотируемые космические полеты.

Оргкомитет конференции:

председатель – проф. А.А. Ташкинов,
сопредседатель – д-р техн. наук, проф. В.Н. Коротаев

Члены оргкомитета:

д-р техн. наук, проф. В.Я. Модорский, М.А. Серегина, к-т техн. наук, доцент Р.Р. Зиннатуллин, А.С. Долгих, к-т техн. наук, доцент А.Н. Труфанов, О.Д. Цветова, Н.Г. Дическул, к-т физ.-мат. наук, доцент П.С. Волегов, С.Л. Калюлин, И.Е. Черепанов, А.О. Микрюков, Д.Н. Худякова, Д.С. Максимов, А.В. Горбунов, к-т техн. наук, доцент А.В. Бабушкина, В.А. Паршин, И.Л. Герасимчук

Издание осуществлено при финансовой поддержке
Министерства образования и науки Пермского края
(договор № Д26/126 от 27.07.2020 г.)

ISBN 978-5-398-02454-8

© ПНИПУ, 2020

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ 1. Системные и проектно-конструкторские решения при проектировании и создании автоматических космических аппаратов различного назначения. Целевая аппаратура и бортовая энергетика космических аппаратов различного назначения.....	12
АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА МОНИТОРИНГА ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НЕФТЕГАЗОВЫХ ОБЪЕКТОВ <i>Вытовтов А.В., Королев Д.С.</i>	13
БОРТОВОЙ БЛОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ СОЛНЦА, УГЛОВОЙ СКОРОСТИ И МАГНИТНОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ НАНОСПУТНИКА «ЯРИЛО» <i>Лазарев Н.Д., Тененбаум С.М., Мельникова В.Г., Фролов К.А., Шаповалов А.В.</i>	17
КОМПЕНСАЦИЯ ОПТИЧЕСКИХ АБЕРРАЦИЙ <i>Богданов Д.С., Богданова И.А., Жедулов Е.П.</i>	21
МНОГОЦЕЛЕВАЯ ПЛАТФОРМА «СИНЕРГИЯ» БЛОЧНО-МОДУЛЬНОГО ТИПА ДЛЯ СБОРКИ НАНОСПУТНИКОВ <i>Малыгин Д.В.</i>	25
МОДУЛЬ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ДЛЯ СЛЕЖЕНИЯ ЗА ПОЖАРАМИ НА ПЛАТФОРМЕ СПУТНИКА CUBESAT 3U <i>Фомин Д.В., Кизима А.С., Гладков А.Е., Комарова А.А., Анойкин А.П., Бандов Н.В., Герашенко П.Е.</i>	31
НАПРАВЛЕНИЕ РАЗВИТИЯ ВИДЕОСИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ФИЗИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН В ИЗДЕЛИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ КАК ОДНОЙ ИЗ РАЗНОВИДНОСТЕЙ ВИДЕОСИСТЕМ <i>Климов Д.И.</i>	35
ОПТИМАЛЬНЫЙ СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ВЫХОДА ГОДНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ОСНОВЕ А ^{III} В ^V КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА <i>Воеводкин Г.С.</i>	42
ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ АКТИВНОГО КАНАЛА УПРАВЛЕНИЯ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ СЕРИЙНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ СПУТНИКОВ <i>Никулин П.А., Холяков А.Е.</i>	45
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАНЕВРИРУЮЩИХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ РАЗРАБОТКИ МЕТОДИКИ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С АММИАЧНЫМИ КОРРЕКТИРУЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ С ЭЛЕКТРОДУГОВЫМИ МИКРОДВИГАТЕЛЯМИ <i>Федянин В.В., Ячменев П.С.</i>	48

ПРИМЕНЕНИЕ ОПТИЧЕСКИХ СТАНДАРТОВ ЧАСТОТЫ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГЕОПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ «ГЛОНАСС» <i>Камзолов И.И., Макаренко К.И.</i>	51
ПРОЕКТ ПОСТРОЕНИЯ ГРУППИРОВКИ АКА С ОПТИЧЕСКОЙ АППАРАТУРОЙ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ НАВИГАЦИИ ПРИ ОСВОЕНИИ ЛУНЫ (КОНЦЕПЦИЯ, СОСТАВ АППАРАТОВ, ЭТАПЫ ПОСТРОЕНИЯ) <i>Дмитриев А.О.</i>	61
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРЕДПОЛЁТНОЙ КАЛИБРОВКИ ТРЁХОСНОГО МАГНИТОМЕТРА НАНОСПУТНИКОВОЙ ПЛАТФОРМЫ SAMSAT-SCIENCE <i>Рылько Д.В.</i>	65
РАЗРАБОТКА МЕХАНИЗМА РАСКРЫТИЯ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ НАНОСПУТНИКА <i>Ломака И.А., Шафран С.В., Шкляр А.А.</i>	68
РАЗРАБОТКА МОЩНОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ЛАЗЕРА НА ОСНОВЕ КРИСТАЛЛА СR: LISAF <i>Красных В.В., Сергеев А.А.</i>	72
РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ <i>Рябцева М.В.</i>	79
РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ МОДЕРНИЗИРОВАННОЙ КОНСТРУКЦИИ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ <i>Топильская С.В.</i>	83
ТЕХНОЛОГИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АНТЕНН И ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА КОЛЛИМАТОРНЫМ МЕТОДОМ <i>Павлова Г.А., Соловьёв А.В., Сайткулов Р.А.</i>	87
РАЗРАБОТКА МАКЕТА ШИРОКОПОЛЬНОГО ДАТЧИКА СОЛНЦА С ПРИМЕНЕНИЕМ ФОТОДИОДОВ <i>Копылов И.А.</i>	91
СЕКЦИЯ 2. Системные и проектно-конструкторские решения средств выведения, разгонных блоков, ракетных двигателей и наземной космической инфраструктуры	93
АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ, ОГРАНИЧИВАЮЩИЕ ПУСКИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ В РАЙОНЕ КОСМОДРОМОВ БАЙКОНУР И «ВОСТОЧНЫЙ» <i>Золотухина О.И.</i>	94
ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ПРОЧНОСКРЕПЛЕННЫХ ЗАРЯДОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА <i>Малькова С.А., Павлоградский В.В.</i>	97

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ СТЕНДА НА РЕЗУЛЬТАТЫ ОГНЕВЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ <i>Гимазов В.Г.</i>	100
МАЛОГАБАРИТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА НА ГРАНУЛИРОВАННОМ ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ <i>Елькин А.В., Митрович П.А.</i>	105
НОВЫЙ ПОДХОД К РАСЧЕТУ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ ЕДИНОГО ВРЕМЕНИ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ КОСМОДРОМОВ <i>Лоховин В.А.</i>	110
ОСОБЫЕ УДАРНО-ВОЛНОВЫЕ СТРУКТУРЫ В КАНАЛЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРЯМОТОЧНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>Савелова К.Э. Савелов В.А.</i>	112
ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ МЕМБРАН ОТВЕТСТВЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ <i>Олехвер А.И., Ремшев Е.Ю.</i>	115
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА МНОГОКРАТНОЙ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКИ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ТОНКОСТЕННОГО ДЛИННОМЕРНОГО СТАКАНА ИЗ ПЛОСКОЙ ЗАГОТОВКИ <i>Меденкова О.С., Фролова Ю.В.</i>	120
РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ИНСТРУМЕНТООБОРОТА НА ПАО «ПРОТОН-ПМ» <i>Бахарев П.А.</i>	122
РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМОЙ СПАСЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЁТНЫХ ЗАДАЧ <i>Борминский А.В., Полторацнев А.С.</i>	126
СПОСОБ КОНТРОЛЯ ПОЛОЖЕНИЯ ПОВОРОТНОЙ ЧАСТИ СОПЛОВЫХ БЛОКОВ В ПРОЦЕССЕ ОТРАБОТКИ ПРОЧНОСТИ <i>Рябков А.П., Ерёмченко П.П.</i>	129
ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ <i>Трубникова К.Ю.</i>	133
СЕКЦИЯ 3. Динамика полета, проектная баллистика, навигация и системы управления ракетно-космической техникой. Системные и экономические исследования в сфере космической деятельности.....	138
СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ СООТВЕТСТВИЯ ОРГАНИЗАЦИЙ-ИЗГОТОВИТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ РИСК-ОРИЕНТИРОВАННОГО ПОДХОДА <i>Лобастов М.М., Жуков В.В., Сумбуров С.А.</i>	139

АВТОНОМНОЕ КОСМОПЛАВАНИЕ В ОКРЕСТНОСТИ КОЛЛИНЕАРНОЙ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ—ЗЕМЛЯ <i>Шиманчук Д.В.</i>	146
АЛГОРИТМЫ ВЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ СИНХРОННЫМ ПРЕЦИЗИОННЫМ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ С СЕЛЕКТИВНОЙ КОМПЕНСАЦИЕЙ ПУЛЬСАЦИЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО МОМЕНТА ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ КОМПЛЕКСОВ СЛЕЖЕНИЯ И НАВЕДЕНИЯ <i>Игнатьев Е.А., Штейн Д.А., Леус Г.С.</i>	153
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦИКЛОГРАММ ВКЛЮЧЕНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ОПТИМАЛЬНОЙ ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА ПЕРЕОРИЕНТАЦИИ КРУПНОГАБАРИТНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ <i>Прутько А.А.</i>	162
МОДЕРНИЗАЦИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМЫХ ГИРОСКОПАХ <i>Волынецев А.А., Щитинина О.А.</i>	166
ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ <i>Алексеева М.М., Брыков Н.А.</i>	169
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ШАГОВЫМ ДВИГАТЕЛЕМ В КАЧЕСТВЕ МОМЕНТНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЕ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ <i>Спрыгина А.А.</i>	173
РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИИ ЗАЩИТЫ БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА <i>Тихомиров Р.Е.</i>	176
УНИВЕРСАЛЬНЫЙ МЕТОД ИСПЫТАНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЛУЧАЙНОГО ВХОДНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ <i>Кузнецов А.О.</i>	180
РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИСТОЧНИКА ИОНОВ СО СЛАБО РАСХОДЯЩИМСЯ ИОННЫМ ПУЧКОМ <i>Мельников А.В., Мозулкин А.И., Нигматзянов В.В., Пейсахович О.Д., Купреева А.Ю.</i>	184
СОЗДАНИЕ ПРОГРАММНОЙ МОДЕЛИ МАРШЕВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С БОЛЬШОЙ ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТЬЮ <i>Петровская С.П.</i>	188

СХЕМЫ ДОПЛЕРОВСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАЗЕМНЫМИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ <i>Закиров Э.Р.</i>	197
УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТЬЮ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ <i>Шкодина Е.С.</i>	200
УЧЕБНО-ДЕМОНСТРАЦИОННЫЙ СТЕНД ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПОДВЕСА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА <i>Епринцев М.А., Аристов А.А., Мамедова Л.С.</i>	204
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЁТА МНОГОРАЗОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ С ГАРАНТИРОВАННЫМ СПАСЕНИЕМ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ <i>Лавринов Р.С.</i>	209
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.)	212
ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ В ТЕХНОЛОГИИ ФОРМИРОВАНИЯ ОРГАНОПЛАСТИКОВЫХ КОРПУСОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА <i>Кустов М.А.</i>	213
ДЕФОРМАЦИОННОЕ ПОВЕДЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ В УСЛОВИЯХ СВОБОДНОГО И СТЕСНЕННОГО СЖАТИЯ <i>Адамов А.А., Каменских А.А., Носов Ю.О.</i>	215
ИЗУЧЕНИЕ МАГНИТОПЛАСТИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА В АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВАХ <i>Синеглазов Д.С.</i>	219
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТЕКЛЯННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ТЕРМООПТИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ <i>Юдин А.Д.</i>	221
ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ И АДГЕЗИОННО-ЗАЩИТНЫХ СВОЙСТВ ДЕМПФИРУЮЩЕГО СЛОЯ В СОСТАВЕ МНОГОСЛОЙНОЙ СТЕНКИ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ В УСЛОВИЯХ КРАЙНЕГО СЕВЕРА <i>Ермухаметов А.Р., Шайдурова Г.И.</i>	223
ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПОЛИМЕРНЫХ СВЯЗУЮЩИХ И МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ <i>Данченко А.Ю., Скорнякова Е.А., Сулаберидзе В.Ш.</i>	228

ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОТЕРМОАКУСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ <i>Калугина М. С., Гусев А.С.</i>	235
ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ОТВОДА ТЕПЛА И СНЯТИЯ СТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА <i>Чупринова О.В., Степашикина А.С., Гущина Е.А.</i>	238
РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЛОКНИСТЫХ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ <i>Зубарев С.А.</i>	242
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ БРОНЗОВОГО СПЛАВА БРНХК С ВЫСОКОЙ ЭЛЕКТРОПРОВОДНОСТЬЮ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ <i>Еськова Е.А.</i>	244
УЛУЧШЕНИЕ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ИЗДЕЛИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДАМИ АДДИТИВНОЙ ПЕЧАТИ. ВЛИЯНИЕ ГИДРО-АБРАЗИВНО-КАВИТАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ НА ШЕРОХОВАТОСТЬ И ФОРМУ ОБРАЗЦОВ, ПОЛУЧЕННЫХ С ПОМОЩЬЮ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ <i>Балякин А.В., Гончаров Е.С.</i>	247
СЕКЦИЯ 5. Системные проектно-конструкторские решения при проведении испытаний ракетно-космической техники.	
Сбор, обработка и оценка результатов испытаний	251
АНАЛИЗ ДИНАМИКИ КОНСТРУКЦИИ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА НАНОСПУТНИКА НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ <i>Станишевский Г.Ю., Рачкин Д.А., Польщиков С.Н., Тененбаум С.М.</i>	252
ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НОВЫМ СПОСОБОМ <i>Волков В.И., Митрофанов М.С.</i>	258
КВАНТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В XXI В. <i>Смирнов Ю.А.</i>	260
КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД ПРИ СОЗДАНИИ УСТАНОВКИ ДЛЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ РАСЧЕТНОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА СТЫКОВОЧНОГО АГРЕГАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ И ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ЕГО МНОГОКРАТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОСЛЕ ВОЗВРАЩЕНИЯ С ОРБИТЫ СО 2-Й КОСМИЧЕСКОЙ СКОРОСТЬЮ <i>Борщев Н.О., Митин А.Ю., Эйхорн А.Н., Юранев О.А.</i>	269
МНОГОКАНАЛЬНЫЙ РЕКОНФИГУРИРУЕМЫЙ ОСЦИЛЛОГРАФИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС С ПОТОКОВОЙ ОБРАБОТКОЙ ДАННЫХ <i>Жариков В.Н.</i>	278

МОДЕРНИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОННО-БУМАЖНОГО ПРОЦЕССА РАСЦЕХОВКИ КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ И ЕЁ ПРОРАБОТКИ НА ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ В PDM-СИСТЕМЕ КАК ЭТАП ЦИФРОВИЗАЦИИ В АО «РКЦ «ПРОГРЕСС» <i>Беликов А.А.</i>	281
ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ МАГИСТРАЛЬНЫХ ГАЗОПРОВОДОВ <i>Иванов Н.С.</i>	286
ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ FOCUSS <i>Мельникова В.Г., Тененбаум С.М., Фролов К.А., Неровный Н.А.</i>	288
РАЗРАБОТКА АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА МОДЕЛИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ <i>Шаркова С.М., Хороших А.С., Лазовский А.В.</i>	291
РАЗРАБОТКА БОРТОВЫХ АНТЕНН ВОЗВРАЩАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ХАРАКТЕРИСТИКАМИ, МАЛО ЧУВСТВИТЕЛЬНЫМИ К ВОЗДЕЙСТВИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА <i>Мажник И.В.</i>	293
РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ И МЕТОДОВ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РАДИОКАНАЛА «БОРТ – ЗЕМЛЯ» В УСЛОВИЯХ ТЕПЛООВОГО И ПЛАЗМЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ <i>Окунев Е.В., Жуков А.О.</i>	296
РАЗРАБОТКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО СТЕНДА ДЛЯ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ <i>Голицын А.А., Сейфи Н.А.</i>	300
СИСТЕМА ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА <i>Живило Е.Д., Игнатъева А.Е., Рачкин Д.А., Тененбаум С.М., Терехова С.М.</i>	302
СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСА ПРОГРАММНО-ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПЛАНИРОВАНИЯ И КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «РЕСУРС-П» <i>Бодров Ю.И., Кондрашов А.В., Ларин С.А.</i>	305
СЕКЦИЯ 6. Фундаментальные космические исследования.	
Пилотируемые космические полеты.....	308
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА «БЫСТРЫХ» СТЫКОВОК С МКС ПРИ ПОЛЁТАХ К ЛУНЕ ПО ДВУХПУСКОВОЙ СХЕМЕ <i>Чудинов Н.А.</i>	309
ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ – ЛУНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ CUBESAT <i>Старинова О.Л., Старостина Т.В.</i>	313

<p>КОНЦЕПТ ДИСТАНЦИОННОЙ ЭКСПРЕСС-ДИАГНОСТИКИ ЗРИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗАТОРА КОСМОНАВТА В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЁТЕ</p> <p><i>Спирин А.Е.</i>.....</p>	316
<p>КОНЦЕПТ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ С ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМОЙ ТОРМОЖЕНИЯ И НАДУВНЫМ УСТРОЙСТВОМ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА БАЗЕ РН «СОЮЗ-2» ЭТАПА 1Б</p> <p><i>Алейников М.С., Литвиненко В.А., Трусов А.А., Федякин Н.Д.</i>.....</p>	320
<p>МАГНИТНОЕ БУКСИРОВАНИЕ АСТЕРОИДОВ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ПРИВОДИМОГО В ДВИЖЕНИЕ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ</p> <p><i>Полужетов Р.М.</i>.....</p>	322
<p>МНОГОРАЗОВЫЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «ЭФИР»</p> <p><i>Соловьев Г.А., Гнатюк А.А.</i>.....</p>	327
<p>ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОГО ВОЗВРАЩЕНИЯ НА ЗЕМЛЮ ПРИ ПОЛЁТЕ ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ НА ПОЛЯРНУЮ ЛУННУЮ ОРБИТУ</p> <p><i>Беляева Е.К.</i>.....</p>	330
<p>ПЕРЕРАБОТКА ОТХОДОВ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ С ЦЕЛЬЮ СОЗДАНИЯ ПЛОДОРОДНОГО СЛОЯ ГРУНТА ДЛЯ ВЫРАЩИВАНИЯ ОВОЩЕЙ И РЕГУЛИРОВАНИЕ ОТХОДООБОРОТА ПРОГРАММНОЙ СРЕДОЙ ЕСО-365</p> <p><i>Епифанцев К.В., Павлова А.А., Перфильев Е.В., Грибель Ю.В., Кульбик В.В.</i>.....</p>	333
<p>ПОДГОТОВКА НЕПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ КОСМОНАВТОВ К ВЫПОЛНЕНИЮ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА В ИНТЕРЕСАХ ГОСУДАРСТВЕННО-ЧАСТНОГО ПАРТНЁРСТВА ПО ПИЛОТИРУЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ ПРОГРАММАМ</p> <p><i>Ковинский А.А., Вовк Д.В.</i>.....</p>	337
<p>РАЗРАБОТКА АППАРАТУРЫ ПО ИЗУЧЕНИЮ ПЫЛЕВОЙ ПЛАЗМЫ В РАЗРЯДАХ ПОСТОЯННОГО ТОКА В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ</p> <p><i>Шульга К.Л.</i>.....</p>	342
<p>РАЗРАБОТКА ГОЛОВКИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СВАРКИ НЕПОВОРОТНЫХ СТЫКОВ ИЗДЕЛИЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ</p> <p><i>В.В. Ананьев</i>.....</p>	344
<p>РАЗРАБОТКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ДОСТАВКИ ОБОРУДОВАНИЯ НА КОСМИЧЕСКОЕ ТЕЛО С МАЛЫМ ГРАВИТАЦИОННЫМ ПОЛЕМ (АСТЕРОИД)</p> <p><i>Петров А.В., Белов Н.М., Клепач Д.П., Романов К.В., Хомяков Е.А.</i>.....</p>	348
<p>РАЗРАБОТКА МЕХАТРОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОКАЗАНИЯ МЕДИЦИНСКОЙ ПОМОЩИ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПРИ РАНЕНИЯХ, СОПРОВОЖДАЕМЫХ ВЕНОЗНЫМ ИЛИ АРТЕРИАЛЬНЫМ КРОВОТЕЧЕНИЕМ</p> <p><i>Грагерт В.Д., Джума М.А.</i>.....</p>	353

РАЗРАБОТКА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ДИСПЕРСНЫХ СРЕД В СТАТИЧЕСКОМ НЕОДНОРОДНОМ МАГНИТНОМ ПОЛЕ В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ <i>Цимбалистый А.В.</i>	357
РАЗРАБОТКА ТРАНСПОРТНОГО ДИРИЖАБЛЯ ДЛЯ ДОСТАВКИ НЕГАБАРИТНЫХ ГРУЗОВ НА КОСМОДРОМ «ВОСТОЧНЫЙ» <i>Дидковский А.А., Мухина Е.Д., Калмыков Н.Л.</i>	359
РОБОТ ДЛЯ ПОСАДКИ РАСТЕНИЙ НА ПЛАНЕТЕ «ГЛИЗЕ 667 С С» <i>Сеитов С.К.</i>	361
УНИВЕРСАЛЬНОЕ ПОРТАТИВНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКОГО ОТВЕДЕНИЯ МОЧИ У ЖЕНЩИН <i>Лебедева С.А.</i>	365
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УНИВЕРСАЛЬНОГО РОБОТОТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА В ИНТЕРЕСАХ РАЗВИТИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РОБОТОВ ПОДДЕРЖКИ КОСМОНАВТОВ В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ <i>Ю. С. Чеботарев</i>	368

Секция 1

Системные и проектно-конструкторские
решения при проектировании и создании
автоматических космических аппаратов
различного назначения.

Целевая аппаратура и бортовая энергетика
космических аппаратов различного
назначения

АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА МОНИТОРИНГА ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НЕФТЕГАЗОВЫХ ОБЪЕКТОВ

AEROSPACE FIRE SAFETY MONITORING SYSTEM FOR OIL AND GAS FACILITIES

А.В. Выговтов¹, Д.С. Королев²

*Воронежский институт повышения квалификации сотрудников
ГПС МЧС России, Воронеж, Россия*

¹taft.RVKtaft.RVK@yandex.ru, ²otrid@rambler.ru

A.V. Vytovtov¹, D.S. Korolev²

*Voronezh institute of Advanced Training of Employees
of the EMERCOM of Russia, Voronezh, Russia*

¹taft.RVKtaft.RVK@yandex.ru, ²otrid@rambler.ru

Аннотация. Разработан алгоритм автоматизации мониторинга нефтегазопроводов с беспилотного воздушного судна направленный на обнаружение разлива нефтепродуктов. В качестве устройства получения исходных данных выбрана типовая фотокамера с частотой захвата один кадр в две секунды. Идентификация производится бортовым микропроцессором с использованием базы данных и нейросети, обрабатывающей данные без передачи на наземную станцию управления.

Ключевые слова: мониторинг, беспилотное воздушное судно, идентификация, нейросеть, чрезвычайная ситуация, пожар, разлив нефти, авария, трубопровод, СУГ.

Abstract. An algorithm has been developed for automating monitoring of oil and gas pipelines from an unmanned aerial vehicle aimed at detecting oil product spills. A typical camera with a capture frequency of a frame of two seconds was selected as the device for obtaining the initial data. Identification is performed by an on-board microprocessor using the database and a neural network processing data without transmission to a ground control station.

Keywords: monitoring, unmanned aerial vehicle, identification, neural network, emergency, fire, oil spill, accident, pipeline, SUG.

Анализ государственных закупок показал, что с 2017 г. востребованной является услуга «Мониторинг трубопроводов с применением беспилотных летательных аппаратов». Предприятия, обслуживающие трубопроводы, имеют возможность заключить контракт на облет газонефтепроводов и получить оперативные и качественные данные мониторинга по низкой цене [1]. Традиционно для подобных целей используются вертолеты с экипажем, состоящим из специалистов по разным направлениям [2]. Каждый из которых, как правило, визуально оценивает территорию у трубопровода через иллюминатор [3, 4]. Высокая стоимость часа полетов и низкая информативность способа побуждают компании дополнительно заказывать мониторинг с беспилотных воздушных судов. Летательные аппараты могут комплектоваться различным навесным оборудованием в зависимости от целей мониторинга. По обобщенным данным компании исполнителя работ ООО «Финко», наиболее распространенными

являются заказы на фотосъемку объекта мониторинга. Это обусловлено высоким качеством результатов обследования, низкой массой навесного оборудования, наличием координат у фотоматериалов и экономным электропотреблением на протяжении полетного задания. При этом необходимо выделить следующие недостатки: отсутствие возможности получать информацию оператором наземной станции управления в режиме реального времени, высокие трудозатраты на просмотр отснятого материала, задержка в принятии решения по результатам мониторинга, отсутствие возможности произвести пролет выявленного сектора в одном полетном задании. Типовым условием государственного контракта по данному типу работ являются задачи по обнаружению разлива нефтепродуктов, пожара, нарушения охранной зоны трубопровода [5]. В каждой цели оперативность получения данных оказывает существенное влияние на принятие решения и повышает эффективность мониторинга.

Отдельно необходимо отметить человеческий фактор. При выполнении полетов над газонефтепроводами минимальное количество персонала два человека. В их обязанности входит транспортировка к месту мониторинга, развертывание комплекса беспилотной авиационной системы, программирование полетного задания, запуск аппарата, контроль полета, посадка, перебазирование. Как правило, трубопроводы находятся в труднодоступной местности, и группа выполняет свои обязанности продолжительное время. Работникам тяжело выполнять ежедневную многочасовую работу по просмотру отснятого материала, особенно в полевых условиях, при высокой загруженности по обеспечению безопасных полетов. Описанные выше условия дают представление о части не проанализированного материала. Перед попаданием к заказчику работ полученный материал проходит проверку в Управлении Федеральной службы безопасности Российской Федерации по региону, что занимает значительное время.

Перечисленные факторы свидетельствуют об острой необходимости в создании алгоритмов автоматизации процессов мониторинга газонефтепроводов [6]. Задача обнаружения пламенного горения решена за счет эмпирической математической модели по ряду программных фильтров видеоизображения [7].

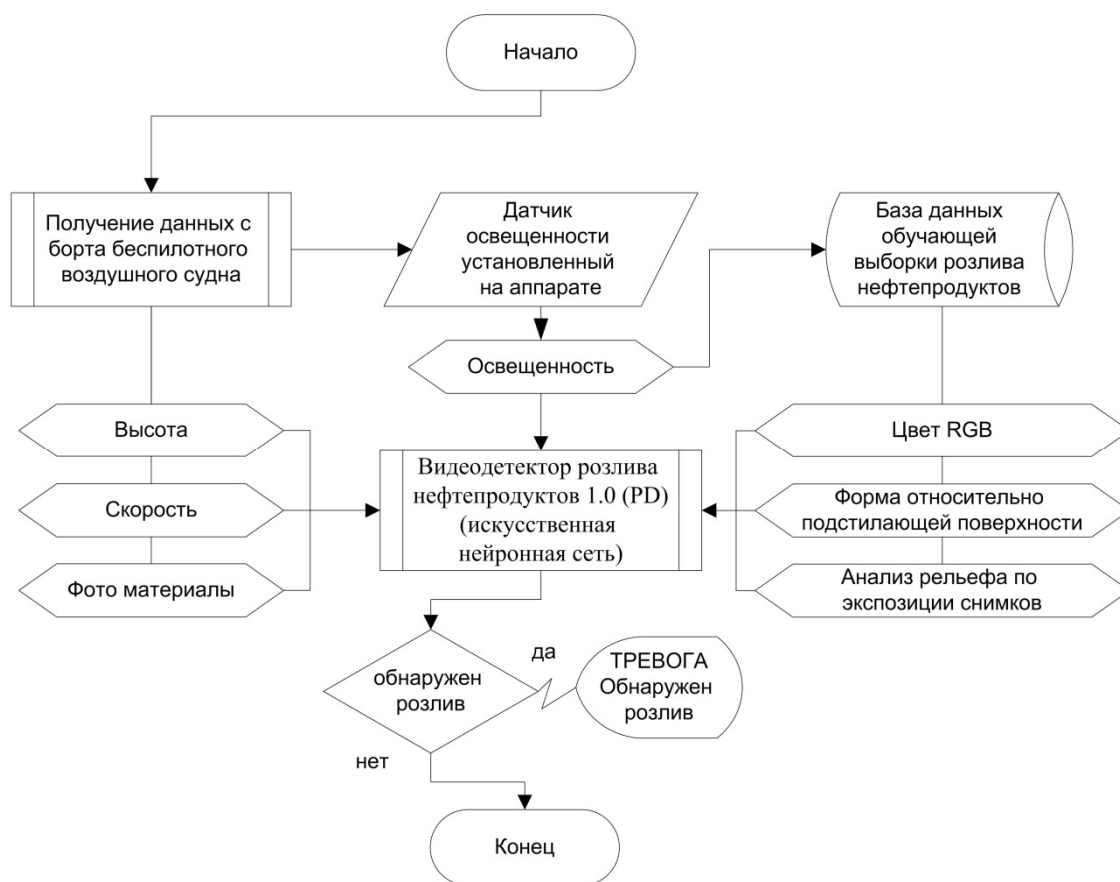


Рис. Алгоритм автоматизированной идентификации разлива нефтепродуктов с беспилотного воздушного судна

Задача обнаружения разлива нефтепродуктов относительно пламенного горения имеет некоторые особенности, затрудняющие обнаружение, а именно: разлив не светится, не выделяет дым, не мерцает, не занимает вертикальный объем в пространстве. Предпосылками для создания алгоритма явились следующие факторы: пролив нефти отличается по цвету на местности, как правило, заполняет понижения рельефа, сопряжен с участком прохождения нефтепровода (рисунок). Форма разлива может значительно различаться, количество данных недостаточно для определения с помощью математически простых программных фильтров [8, 9]. Для решения поставленной задачи допустимо использовать искусственную нейронную сеть.

Условием адекватного функционирования нейронной сети является большой объем обучающих данных, позволяющих программе делать выводы о смежных результатах объекта исследования относительно эталона [10]. В рамках исследования поставщиком исходных данных является партнер проекта ООО «Финко», Ижевск. Задача автоматизации процесса идентификации разделена на два этапа. Первый этап: создание программного продукта, работающего на стационарном компьютере, для облегчения работы оператора на земле. Второй этап: создание программного продукта, интегрированного в летательный аппарат, с обеспечением работы в режиме реального времени. Принципиальная структура работы алгоритма обнаружения представлена выше [11, 12]. В реализации проекта зарегистрирована и разработана программа для ЭВМ RU 2019615393, 25.04.2019 «Видеодетектор разлива нефтепродуктов 1.0(PD)» [13]. Выводы о математической точности алгоритма, программы и применимости разработанного подхода можно сделать только после экспериментального подтверждения результатов исследования [14].

Использование искусственной нейронной сети требует больших вычислительных мощностей микропроцессора, но позволяет по не явным признакам проанализировать изображение и автоматизировать процесс мониторинга.

Список литературы

1. Kalach A.V., Kalach E.V. and Vytovtov A.V. Use of free aircraft for ensuring the fire safety of linear objects of oil and gas industry // *Fire and Explosion Safety*. 2018. Vol. 27(12). P. 49–55. DOI: 10.18322/PVB.2018.27.12.49-55.
2. Dalamagkidis K., Valavanis K.P. and Piegl L.A. Current status and future perspectives for unmanned aircraft system operations in the US // *Journal of Intelligent and Robotic Systems*. 2008. Vol. 52(2). P. 313–327. DOI: 10.1007/s10846-008-9213-x.
3. Laszlo B., Agoston R. and Xu Q. Conceptual approach of measuring the professional and economic effectiveness of drone applications supporting forest fire management // *Procedia Engineering*. 2018. Vol. 211. P. 8–17. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.12.132.
4. Vytovtov A.V., Kalach A.V. and Trofimets V.Ya. Methodology of automated monitoring of linear objects of oil and gas complex with a free aircraft // *Fire and Explosion Safety*. 2018. Vol. 27(4). P. 50–7. DOI: 10.18322/PVB.2018.27.04.50-57.
5. Capitan J., Merino L. and Ollero A. Cooperative decision-making under uncertainties for multi-target surveillance with multiples UAVs // *Journal of Intelligent and Robotic Systems*. 2018. Vol. 84(1–4). P. 371–386. DOI: 10.1007/s10846-015-0269-0.
6. Combining multi-channel color space with local binary co-occurrence feature descriptors for accurate smoke detection from surveillance videos / N. Alamgir, K. Nguyen, V. Chandran and W. Boles // *Fire Safety Journal*. 2018. Vol. 102. P. 1–10. DOI: 10.1016/j.firesaf.2018.09.003.
7. An integrated approach for fire and explosion consequence modelling / M. Dadashzadeh, F. Khan, K. Hawboldt and P. Amyotte // *Fire Safety Journal*. 2013. Vol. 61. P. 324–337. DOI: 10.1016/j.firesaf.2013.09.015.
8. Dunnington L. and Nakagawa M. Fast and safe gas detection from underground coal fire by drone fly over // *Environmental Pollution*. 2017. Vol. 229. P. 139–145. DOI: 10.1016/j.envpol.2017.05.063.

9. The Dangerous Fire Factors Formation the on an Oil and Gas Complex Objects When Using the Combustible Environment on the Tetrachlormethane Basis IOP / A.V. Kalach, A.M. Cherepakhin, E.A. Sushko, E.V. Kalach and T.P. Sysoeva // Conference Series: Earth and Environmental Science. 2020. Vol. 459(4). P. 042046. DOI: 10.1088/1755-1315/459/4/042046.
10. Calculation of category of premises on the basis of the method of forecasting fire-proof properties of oil-refining products / A.V. Kalach, A.S. Krutolapov, D.S. Korolev and E.V. Kalach // Fire and Explosion Safety. 2017. Vol. 26(9). P. 29–34. DOI: 10.18322/PVB.2017.26.09.29-34.
11. Mathematical simulation of the number of fires in Russian Federation on the kind of object / I.A. Kaibitchev, A.M. Tararykin, A.V. Kalach and Yu. Porkhachev // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1515(3). P. 032026. DOI: 10.1088/1742-6596/1515/3/032026.
12. Rabta B., Wankmüller C. and Reiner G. A drone fleet model for last-mile distribution in disaster relief operations // International Journal of Disaster Risk Reduction. 2018. Vol. 28. P. 107–112. DOI: 10.1016/j.ijdrr.2018.02.020
13. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2019615393, 25.04.2019. Видеодетектор разлива нефтепродуктов 1.0 (PD) / А.В. Вытовтов, Р.В. Баранкевич, А.В. Калач; Заявка № 2019614126 от 15.04.2019.
14. Патент на изобретение RU 2669310, 09.10.2018. Экспресс-способ автоматического распознавания пламени с борта беспилотного воздушного судна / А.В. Вытовтов, Д.С. Королев, С.А. Шевцов, А.В. Калач; Заявка № 2017138353 от 02.11.2017.

**БОРТОВОЙ БЛОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ СОЛНЦА,
УГЛОВОЙ СКОРОСТИ И МАГНИТНОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ
НАНОСПУТНИКА «ЯРИЛО»**

**NANOSATELLITE ON-BOARD DEVICE FOR DETERMINING
THE SUN COORDINATES, ANGULAR VELOCITIES
AND MAGNETIC FIELD**

Н.Д. Лазарев¹, С.М. Тененбаум, В.Г. Мельникова, К.А. Фролов, А.В. Шаповалов

*Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия*

¹niklazarev12@yandex.ru

N. Lazarev ¹, S. Tenenbaum, V. Melnikova, K. Frolov, A. Shapovalov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

¹niklazarev12@yandex.ru

Аннотация. Бортовой блок датчиков – это устройство, выполненное в виде связки из нескольких датчиков, предназначенное для сбора, накопления и обработки телеметрии об ориентации космического аппарата в пространстве. Бортовой блок имеет три датчика угловых скоростей, два магнитометра, а также датчик Солнца, представленный в виде четырехточечного фотодиода. Устройство предназначено для использования в составе малых космических аппаратов (пико-, нано- и микроспутники), и благодаря своей компактности и большому количеству данных (угловая скорость, магнитное поле, положение Солнца) позволяет использовать в МКА системы ориентации. Точность показаний достигается калибровкой всех датчиков в бортовом блоке. Применяемые алгоритмы устраняют все факторы, влияющие на показания датчиков, такие как неортогональность осей, температурный уход нуля и другие. В процессе калибровки рассчитываются калибровочные коэффициенты, которые затем загружаются в память устройства. Обработка данных осуществляется микроконтроллером: фильтрация, калибровка с помощью ранее рассчитанных коэффициентов и формирование пакета данных, который может быть отправлен по шине CAN любому устройству МКА. Наличие микроконтроллера делает бортовой блок самостоятельным устройством и позволяет с легкостью интегрировать его в любую космическую платформу.

Ключевые слова: датчик угловых скоростей, датчик магнитного поля, датчик Солнца, наноспутник, калибровка, резервирование, программное обеспечение, система ориентации, кубсат, малый космический аппарат.

Abstract. An on-board device is several sensors that are used for collecting, storing, and processing spacecraft telemetry for satellite orientation in the Earth orbit. The on-board unit has three angular velocity sensors, two magnetometers, and a Sun-sensor which made as a four-point photodiode. The device is intended for using in small spacecraft (pico-, nano- and microsatellites), and due to its compactness and large amount of data (angular velocity, magnetic field, position of the Sun), it make possible to use orientation systems in the satellites. The data accuracy is achieved by calibrating all sensors in the on-board sensor unit. Used algorithms

eliminate all factors that affect the sensor readings, such as non-orthogonality of the axes, zero departure, and others. During the calibration process, calibration coefficients are calculated and then loaded into the device's memory. Data processing is performed by the microcontroller: filtering, calibration, and generating a data packet that can be send by the CAN bus to any satellites device. The presence of a microcontroller makes the on-board unit an independent device and makes it easy to integrate it on any spacecraft platform.

Keywords: angular velocity sensor, magnetic field sensor, Sun sensor, nanosatellite, calibration, redundancy, software, orientation system, cubesat, small spacecraft.

Бортовой блок датчиков – это устройство (прибор), выполненное в виде связки из нескольких датчиков, предназначенное для сбора, накопления и обработки телеметрии об ориентации космического аппарата в пространстве. Собираемые бортовым блоком данные используются для работы систем ориентации МКА на орбите Земли.

Устройство выполнено в виде параллелепипеда размерами $20 \times 21 \times 16$ мм. На верхней плате находятся точный датчик угловых скоростей ADXRS290, гироскоп-акселерометр-магнитометр MPU9250, микроконтроллер K1986BE (компания «Миландр») и обвязка шины CAN. На боковой плате расположены второй точный ДУС ADXRS290 и магнитометр LIS3MDL. Верхняя и боковая платы соединены между собой. Внутри корпуса установлен четырехточечный фотодиод ФД-20КП и аналогово-цифровой преобразователь ADS1115. Данная комбинация выступает в роли датчика Солнца (рис. 1).

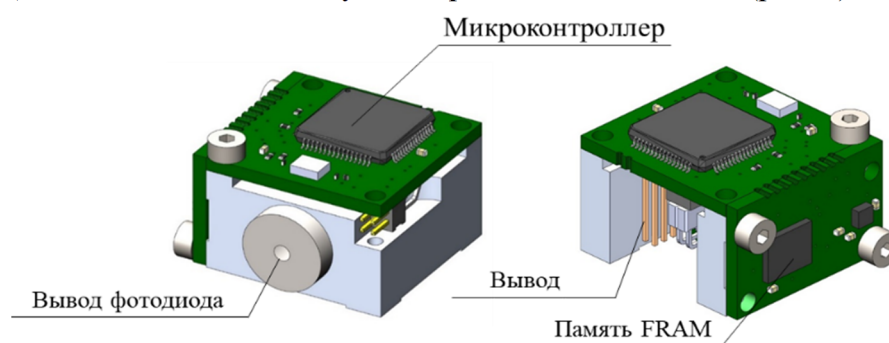


Рис.1. Конструкция бортового блока датчиков

Выбранные датчики являются одним из лучших решений для использования в составе малых космических аппаратов благодаря компактности и одновременно высокой точности. В качестве основных датчиков угловых скоростей используются ДУСы ADXRS290, в качестве основного магнитометра применяется LIS3MDL. В случае отказа одного из датчиков его показания будут заменены на показания резервного датчика, в качестве которого выступает MPU9250. Благодаря системе резервирования бортовой блок датчиков отличается высокой надежностью при функционировании в космическом пространстве.

Установленные ДУСы позволяют контролировать угловую скорость космического аппарата, а наличие магнитометров дает возможность использовать для этих целей магнитную систему ориентации, которая отличается компактностью, что важно для интеграции в нано- и микроспутники. Установленный фотодиод выступает в роли датчика Солнца, позволяя наводить КА на заданную цель. Все установленные датчики предварительно калибруются с целью увеличения точности. Полученные калибровочные коэффициенты загружаются в память устройства.

Данные об угловой скорости, магнитном поле Земли и положении Солнца относительно КА обрабатываются микроконтроллером: значения фильтруются и калибруются, формируется пакет телеметрии, который отправляется по дублированной шине CAN различным системам космического аппарата. Для хранения данных на борту блока установлена энергонезависимая память FRAM. Для функционирования всех систем блок датчиков используется программное обеспечение, разработанное на языке «С».

Калибровка бортового блока датчиков является одной из самых важных составляющих при создании устройства. Для каждого из датчиков учитывались внешние факторы, влияющие на показания, калибровка каждого датчика проходила по специальному алгоритму. Для датчиков угловых скоростей и магнитного поля Земли учитывался температурный дрейф нуля и неортогональность осей. Для учета дрейфа нуля датчики прошли несколько термоциклирований, а для учета неортогональности осей бортовой блок прошел процедуру ортогонализации при помощи поворотного стола [1]. Также магнитометры проходили специальную калибровку в составе аппарата, которая учитывает паразитные магнитные поля (Hard and Soft iron) [2]. Для датчика Солнца производилась специальная настройка, позволяющая преобразовать напряжения с каждого чувствительного элемента в угол поворота плоскости бортового блока относительно светила, калибровка производилась при помощи поворотного стола. Полученные в ходе каждой калибровки данные с датчиков загружались в специальное программное обеспечение, где производилась их обработка, и вычислялись калибровочные коэффициенты. Калибровочные коэффициенты используются в программном обеспечении бортового блока датчиков в расчетных формулах показаний датчиков угловых скоростей (2), магнитного поля земли (1) и датчика Солнца (3). Благодаря процедуре калибровки, показания всех датчиков не зависят от внешних факторов, точность значений возросла.

$$\vec{B} = [M_{soft}] \left(\left([M_{axis}] \cdot (\vec{B}_{real} - \vec{k}(t_{real} - t_0)) \right) - \vec{V}_{hard} \right), \quad (1)$$

где M_{axis} – матрица ортогонализации;

M_{soft} – матрица soft iron;

\vec{k} – вектор смещения нуля из-за температуры;

\vec{V} – вектор смещения hard iron;

\vec{B}_{real} – исходные данные значения магнитного поля;

\vec{B} – откалиброванные данные значения магнитного поля.

$$\vec{\omega} = [K] \cdot \vec{\xi} - \vec{\omega}_0(T); \quad \vec{\omega}_0(T) = [K] \cdot \vec{\xi}_0(T), \quad (2)$$

где $\vec{\omega}$ – вектор угловых скоростей (рад/с) в системе координат сборки;

$\vec{\xi}$ – вектор показаний ДУС, преобразованных по номинальным коэффициентам из даташита.

$[K]$ – матрица ортогонализации

$\vec{\xi}_0(T)$ – полином температурного дрейфа нуля показаний ДУС

$$\begin{aligned} \alpha &= a_0 + a_1 v_1 + a_2 v_1^2 + a_3 v_1^3 + \dots + a_{23} v_4^4 + a_{24} v_4^5 + a_{25} v_4^6, \\ \beta &= b_0 + b_1 v_1 + b_2 v_1^2 + b_3 v_1^3 + \dots + b_{23} v_4^4 + b_{24} v_4^5 + b_{25} v_4^6. \end{aligned} \quad (3)$$

Угол α наклон плоскости датчика (по вертикали).

Угол β поворот плоскости датчика (по горизонтали).

Бортовой блок обладает следующими достоинствами:

- высокая надежность благодаря резервированию датчиков угловой скорости и магнитометров на уровне прибора;
- прогноз ориентации по последним данным о векторе Солнца, что позволяет не терять ориентацию после входа в тень;
- наличие всех датчиков в одном устройстве при малых габаритах;
- калибровка проводится относительно базовых поверхностей датчика, поэтому он задаёт систему координат, в которой КА может управляться, благодаря чему не требуется привязка осей датчика к осям КА;

- погрешность определения вектора Солнца составляет не более 0,5 градуса;
- погрешность определения вектора угловой скорости составляет не более 0,1 град/с по трём осям;
- погрешность определения вектора магнитной составляющей индукции не более 2 мкТл;
- широкий диапазон работы по температуре (–50...+60 °С);
- имеется возможность изменять калибровочные коэффициенты в полете;
- малое энергопотребление (200 мВт).

Летные испытания бортового блока датчиков будут проходить в рамках проекта построения группировки из двух из двух наноспутников «Ярило» размерностью 1,5U CubeSat, предназначенных для мониторинга космической погоды [3] (рис. 2). Запуск запланирован на осень 2020 г.

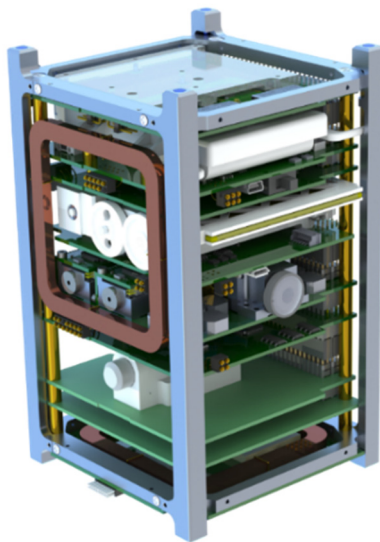


Рис. 2. Бортовой блок датчиков в составе МКА «Ярило»

Список литературы

1. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата [Электронный ресурс] / Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2010. № 28. 30 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-28> (дата обращения: 07.08.2020).
2. Методика калибровки магнитометра на этапе наземной диагностики систем космического аппарата [Электронный ресурс] / И.О. Акимов, С.Н. Илюхин, Н.А. Ивлев, Г.Е. Колосов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. Вып. 5. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1762> (дата обращения: 10.07.2020).
3. «Ярило» – проект построения группировки наноспутников для исследования Солнца / Н.В. Гончаров, М.Ю. Корецкий, В.И. Майорова, В.Г. Мельникова, Неровный Н.А., Д.А. Рачкин, С.М. Тененбаум, Е.Д. Тимакова, К.А. Фролов, И.В. Ястребова, С.А. Богачев, С.Ю. Дятков, А.С. Кириченко, С.В. Кузин, А.А. Перцов // Космонавтика и ракетостроение. 2018. Т. 100 (1). С. 69–78.

КОМПЕНСАЦИЯ ОПТИЧЕСКИХ АБЕРРАЦИЙ

COMPENSATION OF OPTICAL ABERRATIONS

Д.С. Богданов¹, И.А. Богданова², Е.П. Жедулов³

Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара, Россия

¹DesignEngine@yandex.ru, ²Ksente@mail.ru, ³Jack_lloyd@mail.ru

DS. Bogdanov¹, I.A. Bogdanova², E.P. Zhedulov³

Space Rocket Centre "Progress", Samara, Russia

¹DesignEngine@yandex.ru, ²Ksente@mail.ru, ³Jack_lloyd@mail.ru

Аннотация. Работа рассматривает вопрос повышения качества фотоснимков, получаемых при помощи КА ДЗЗ. Основной рассматриваемой проблемой является деформация элементов конструкции оптико-электронного преобразователя (ОЭП) и, как следствие, выход части фотоприемных матриц из фокальной плоскости объектива. Поскольку широкий спектр принятых мер борьбы с деформациями в конструкции ОЭП не позволяет полностью исключить влияние таких деформаций, требуются дополнительные меры по компенсации вызванных оптических aberrаций. Предложен способ компенсации, заключающийся в установке перед массивом фотоприемных матриц линзы небольшой оптической силы с электрически управляемым коэффициентом преломления. Отмечены ближайшие задачи по развитию и практической отработке предложенного способа.

Ключевые слова: оптические aberrации, оптико-электронный преобразователь, дистанционное зондирование Земли, деформация плоскости, фотоматрица, способ компенсации, температурный коэффициент линейного расширения, эффект Поккельса, нейросеть, мира электронная.

Abstract. The project delves into the performance of satellite imagery. The general investigated issue is thermal strain of mechanical parts of a digital camera, and as a result, displacement of a number of image sensors from the focal plane of the scope. Since all the varieties of measures taken to rectify the strain cannot completely eliminate the negative effect of the strain, additional measures are needed to compensate appearing optical aberrations. The article proposes an aberrations compensation method: placing a low optical power lens with electrically controlled refractivity in front of image sensors array. The article also notes near-term objectives for testing and development of the proposed method.

Keywords: optical aberrations, digital camera, satellite imagery, plane strain, image sensor, compensation method, thermal expansion ratio, Pockels effect, neural network, reference pattern image.

Качество данных фотосъемки, получаемых с космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) зависит от множества факторов [1]. Одной из ключевых характеристик является разрешающая способность оптической аппаратуры [2]. Стремительный рост потребности в снимках высокого разрешения [3] значительно опередил развитие компонентной базы и, в частности, фотоматриц [4]. КА ДЗЗ при съемке поверхности Земли могут применять принцип покадровой съемки или сканирующей съемки [5]. Во втором случае в процессе съемки фактически участвует только одна строка пикселей фотоматрицы (остальные ряды пикселей могут использоваться для накопления заряда в ФПЗС-

приемниках). С одной стороны, несколько тысяч одновременно работающих строк по сравнению с одной строкой требуют гораздо меньшего быстродействия каждого пикселя в отдельности. С другой стороны, это позволяет сформировать «матрицу из матриц». Несколько фотоматриц выстраивают в линию. В отличие от покадровой съемки, сканирующая позволяет поставить ряд фотоматриц в шахматном порядке и таким образом сформировать большой фотоприемник без слепых зон. Практика применения сканирующих ОЭП показала их эффективность в обеспечении одновременно высокого разрешения и широкой полосы захвата. В то же время для сканирующего ОЭП с фотоприемником больших размеров характерны проблемы, слабо проявляющиеся для небольших полнокадровых фотоматриц: неравномерность светового потока на большой площади [6]. Если аберрации, возникающие в объективах больших размеров, хорошо изучены [7–9], и против них разработаны эффективные меры [10–13], то аберрации, возникающие в конструкции ОЭП, требуют анализа. Одной из таких проблем является деформация плоскости установки фотоматриц.

Постановка технической задачи

Наиболее часто возникающая в установочной детали для фотоматриц деформация – одиночный изгиб в форме дуги, возникающий при разогреве конструкции в процессе съемки и исчезающий при ее охлаждении. Дуга формируется между двумя ближайшими точками крепления детали. Из-за того, что между точками крепления образуется дугообразная поверхность вместо прямой, фотоматрицы, расположенные близко к центру детали, выходят из фокальной плоскости объектива. При этом фотоматрицы, расположенные близко к краю детали (к точке крепления) остаются в фокальной плоскости, что делает невозможным парирование эффекта средствами объектива. Поскольку деталь крепления изготавливается из материала со значительно меньшим температурным коэффициентом линейного расширения (ТКЛР), то увеличение числа точек крепления детали приводит только к ухудшению ситуации. Изгиб детали сводится к минимуму благодаря тому, что одна из точек крепления допускает скольжение детали. Однако даже такое крепление не позволяет полностью избавиться от изгиба.

Предлагаемый способ компенсации оптических аберраций

Компенсация предполагает не борьбу с возникающим паразитным эффектом напрямую, а снижение его влияния на качество конечного результата работы. В данном случае способ компенсации вместо снижения величины изгиба установочной детали, приводящего к выходу отдельных фотоматриц из фокальной плоскости, предполагает искривление фокальной плоскости, компенсирующее изгиб.

Способ основан на эффекте Поккельса. Некоторые оптические материалы, такие как ниобат лития (LiNbO_3), под действием электрического поля способны менять свой показатель преломления. В обычной геометрической оптике этот эффект не нашел широкого применения, так как изменение показателя преломления достигает относительно небольших величин. Однако в данном случае даже небольшое изменение может оказаться достаточным для компенсации изгиба, не превышающего 100 мкм. Способ заключается в размещении перед линейкой фотоматриц линзы небольшой оптической силы, изготавливаемой из материала, для которого характерен эффект Поккельса. Линза располагается так, чтобы световой поток проходил по направлению ξ («медленное направление») кристалла. Вдоль линзы на всей ее протяженности располагаются электроды, формирующие электрическое поле. Подавая одновременно различное напряжение на электроды, расположенные в разных точках линзы, можно достичь разного показателя преломления в различных точках линзы, дающего в рамках одномерного пространства линейки фотоматриц искривление фокальной плоскости. Таким образом можно получить электрически управляемую форму фокальной плоскости. Форма фокальной плоскости должна в каждый момент

времени стремиться к текущей форме установочной детали. Для динамического управления формой фокальной плоскости предполагается интегрировать в модуль обработки сигнала фотоматриц управляющий модуль электродов. Управляющий модуль должен получать данные фотосъемки и на их основе принимать решение об изменении управляющего воздействия электродов в большую или меньшую сторону. Для установления взаимосвязи между поступающим потоком данных и величиной необходимого воздействия предполагается перед эксплуатацией ОЭП проводить машинное обучение при помощи нейросети. На вход ОЭП (в фотозону) подается эталонный световой поток. Оператор отслеживает изображение, получаемое с ОЭП, и указывает нейросети на фокусировку / расфокусировку изображения. Нейросеть устанавливает взаимосвязь между входными данными, выдаваемыми управляющим воздействием, и успешным парированием паразитного эффекта. Также после успешного обучения в ходе наземной отработки необходимо проводить машинное обучение на реальных данных в процессе отработки КА на орбите. Такая отработка не требует размещения аппаратной части нейросети на борту КА; достаточно ее размещения в составе наземного комплекса управления. Поскольку принцип действия сканирующих ОЭП на разных КА не отличается, для ОЭП, использующих одинаковые фотоматрицы и одинаковые модули обработки сигнала, можно использовать одни и те же данные, выдаваемые нейросетью. То есть после орбитальной настройки каждого ОЭП настройка последующего ОЭП требует все меньше и меньше времени.

Задачи и перспективы

Поскольку исследование не завершено, первоочередной задачей является проверка практической применимости способа. Проверка предполагает создание двух макетных установок и одного экспериментального образца. Первая макетная установка должна подтвердить достаточную силу эффекта Поккельса для смещения фокальной плоскости на 100 мкм. Вторая макетная установка должна подтвердить практическую реализуемость управляемой линзы на длине фотозоны ОЭП. Экспериментальный образец должен подтвердить общую работоспособность компенсирующей системы в составе ОЭП.

Выводы

Изложенный способ компенсации выводится из актуальной практической задачи и является одним из вариантов ее решения. Актуальность подобной технологии не вызывает сомнений, однако практическая значимость может быть доказана только в ходе практического эксперимента. Кроме того, на этапе реализации способа в штатной аппаратуре КА ДЗЗ возникает множество «подводных камней» и, как следствие, локальных инженерных задач. Таким образом, необходимость проведения практического эксперимента на макетных образцах и экспериментальном образце бортовой аппаратуры является актуальной исследовательской задачей, успех в решении которой способен вывести спутниковую фотосъемку на качественно новый уровень.

Список литературы

1. Calibration of quasi-static aberrations in exoplanet direct-imaging instruments with a Zernike phase-mask sensor / А. Виган, М. Н'Диайе [и др.] // Журнал Astronomy & Astrophysics. 2019. № 629, A11.
2. Лью Ч., Чен К. Study on the relationship between surface error and optical performance for polymer optical lenses // Optik. 2019. № 194. P. 163119.
3. Earth Observations for Official Statistics.Satellite Imagery and Geospatial Data Task Team report. White cover publication, pre-edited text subject to official editing and subject to further consultation.05.12.2017 [Электронный ресурс] // Отчет международной комиссии по использова-

нию данных дистанционного зондирования Земли. Предварительная редакция. URL: https://unstats.un.org/bigdata/taskteams/satellite/UNGWG_Satellite_Task_Team_Report_WhiteCover.pdf (дата обращения: 01.06.2020).

4. Уильямс Дж. Б. *The Electronics Revolution: Inventing the Future*. Берлин: Springer, 2017. 286 с.

5. Earth observation satellites [Электронный ресурс] // Образовательный ресурс ЕКА. URL: http://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace_EN/SEM7YN6SXIG_0.html (дата обращения: 01.06.2020)

6. Фигоски Дж. У., Шроде Т.Е., Мур Г.Ф. Computer-Aided Alignment of a Wide-Field, Three-Mirror, Unobscured, High-Resolution Sensor // Сборник трудов конференции OE/LASE '89. 1989. С. 166–177.

7. Жан Й., Гросс Х. Systematic design of microscope objectives. Part II: Lens modules and design principles // *Advanced Optical Technologies*. 2019. № 8(5). С. 349–384.

8. Роджерс Дж. Р. The importance of induced aberrations in the correction of secondary color // *Advanced Optical Technologies*. 2013. № 2(1). С. 41–51.

9. Зен. К., Лан Ч., Гао К. The design of a catadioptric omnidirectional thermal imaging system based on the combination of genetic algorithm and gradient descent // *Optics and Laser Technology*. 2020. № 122. P. 105861.

10. Wide aperture piezoceramic deformable mirrors for aberration correction in high-power lasers / В. Самаркин, А. Александров [и др.] // *High Power Laser Science and Engineering*. 2016. № 4, P. e4.

11. Ам. К., Ким Х. Moment actuator for correcting low-order aberrations of deformable mirrors // *Optics and Lasers in Engineering*. 2020. № 126. P. 105864.

12. Рагацони Р. Маркетти Э., Валенте Дж. Adaptive-optics corrections available for the whole sky // *NATURE*. 2000. № 403. P. 54–56.

13. Сауики Р.Х., Суэт У. Continuously deformable mirrors // *SPIE – The International Society for Optical Engineering*. 1987. № 779. P. 23–27.

**МНОГОЦЕЛЕВАЯ ПЛАТФОРМА «СИНЕРГИЯ»
БЛОЧНО-МОДУЛЬНОГО ТИПА
ДЛЯ СБОРКИ НАНОСПУТНИКОВ**

THE BLOCK-MODULAR PLATFORM «SYNERGY» FOR ASSEMBLING NANOSATELLITES

Д.В. Малыгин

Лаборатория «Астрономикон», Санкт-Петербург, Россия

Malygin.DV@astronomikon.ru

D.V. Malygin

«AstronomikonLab.», St. Petersburg, Russia

Malygin.DV@astronomikon.ru

Аннотация. Проведён анализ стандарта сверхмалых космических аппаратов типа CubeSat. Представлена технология построения наноспутников на базе многоцелевой платформы «Синергия» блочно-модульного типа. Решение базируется на российской электронно-компонентной базе COTS. Исследования проводились расчётными методами и инструментами компьютерного моделирования в программных комплексах OMERE, RamCommander, MatLab, ANSYS, SolidWorks. К наноспутникам относят такие космические аппараты, масса которых не превышает 10 кг, а объём базовой единицы не более 1 дм³. Актуальность разработки подобной продукции стала очевидной в начале XXI в. с появлением элементной базы, при помощи которой возможно создавать изделия указанных массы и объёма. На протяжении последних 20 лет лётные испытания прошли несколько сотен аппаратов данного класса. Многие из них успешно эксплуатируются. Одной из важнейших проблем проектирования является достижение оптимального (или рационального) соотношения показателей качества, стоимости и эффективности работы в среде функционирования наноспутников. Изготовление таких изделий ведут небольшие группы исследователей, а также коммерческие фирмы. Платформа применяется для унификации процесса производства комплектующих, что даёт возможность снизить стоимость производства новых изделий, повысить серийность и уровень автоматизации производственных процессов; при этом сокращаются издержки и время на разработку новых моделей. То есть характерны короткие сроки проектирования, изготовления и ввода в эксплуатацию; что исключает моральное старение как одного аппарата, так и орбитальной группировки в целом.

Ключевые слова: малый космический аппарат, наноспутник, пикоспутник, платформа, cubesat, бортовая кабельная сеть, usb-c, стандартизация, модульная конструкция, COTS.

Abstract. The paper considers analysis of high-tech products – nanosatellites of the CubeSat type. The review of the standard CubeSat. A technology of design multi-purpose block-modular platform "Synergy" for assembling nanosatellites is presented. The solution is based on the Russian electronic-component based COTS. The studies were carried out by computational

methods and computer modeling tools in software OMERE, Ram Commander, MatLab, ANSYS, SolidWorks. Nanosatellites include such spacecraft, the mass of which does not exceed 10 kg, and the volume of the unit is not more than 1 cubic decimeter. The relevance of developing such products has become apparent with the emergence of new elements, by means of which it is possible to create products of specified weight and volume. Over the past 20 years of flight tests took place several hundred CubeSats. Many nanosatellites are successfully operated. One of the most important design problems is to achieve the optimal (or rational) ratio of quality, cost and efficiency indicators in the environment of the functioning of nanosatellites. The manufacture of such products are small groups of researchers, as well as commercial firms. The platform is used to unify the production process of components; approach reduces the cost of production of new products, improve production-line and level of automation of industrial processes; at the same time, costs and time for developing new models are reduced. That is, short terms of design, manufacture and commissioning are characteristic; which excludes obsolescence of both one device and the orbital constellation as a whole.

Keywords: small spacecraft, nanosatellite, picosatellite, platform, cubesat, cable network, usb-c, standardization, modular design, COTS.

Космическая техника, аккумулируя достижения научно-технического прогресса, является в то же время его движущей силой. Вступление в третье тысячелетие совпало с новым этапом развития космических технологий – разработкой и внедрением микро-, нано- и пикоспутников [1]. Сверхмалые космические аппараты (подразумеваются искусственные спутники Земли массой от 0 до 10 кг) – одно из перспективных направлений техники и технологий в аэрокосмической отрасли [2]. Сохраняя невысокую стоимость, они постоянно эволюционируют, в результате чего становятся гибким инструментом для проведения научных, образовательных и технологических экспериментов в космическом пространстве. Принципиально иной подход к идеологии построения отечественных сверхмалых космических аппаратов (СМКА) научного и социально-экономического назначения заложен в многоцелевую платформу «Синергия» блочно-модульного типа. Представленная работа направлена на разработку методики по проектированию, внедрению и всестороннее развитие СМКА в Российской Федерации. Ключевой особенностью работы является то, что технические решения и разработки проводятся на коммерческой элементной базе, не предназначенной для работы в условиях космического пространства (так называемые COTS); важно отметить, что стойкость такой аппаратуры имеет чрезвычайно низкие показатели [3]. Поэтому особую актуальность приобретает задача всестороннего исследования эксплуатационных характеристик на этапе проектирования с последующей выработкой обоснованных рекомендаций по повышению надёжности СМКА.

Целью работы является разработка спецификаций на проектирование космической платформы для сборки наноспутников.

В рамках поставленной цели в работе решаются следующие задачи:

- анализ идеологии сверхмалых космических аппаратов;
- анализ концепции студенческих сверхмалых космических аппаратов;
- анализ рынка и экономических показателей миссий, с применением СМКА;
- проведение обзора стандарта CubeSat;
- обзор различных миссий СМКА;
- формирование концепции платформы «Синергия»;
- разработка спецификаций к подсистемам платформы;

- расчёт виброударной прочности и воздействия перегрузок на платформу «Синергия»;
- расчёт воздействия тепловых потоков на платформу «Синергия»;
- расчёт электромагнитной совместимости радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) платформы «Синергия»;
- расчёт радиационной обстановки для планируемых типов орбит платформы «Синергия»;
- расчёт показателей устойчивости электронных компонентов COTS, используемых в аппаратуре платформы «Синергия», к воздействию ионизирующего излучения (ИИ);
- расчёт показателей устойчивости радиоэлектронной аппаратуры платформы «Синергия» к воздействию ИИ;
- разработка предложений по парированию последствий воздействия ИИ на аппаратуру микроспутниковой платформы и оценка их эффективности;
- исследование режимов ориентации и стабилизации СМКА;
- построение динамической модели СМКА для формирования математического аппарата системы ориентации и стабилизации платформы «Синергия»;
- моделирование управления положением СМКА при помощи маховика;
- моделирование управления положением СМКА при помощи электромагнитного устройства;
- моделирование определения положения в пространстве на основе расширенного фильтра Калмана при помощи алгоритма REQUEST, где рассмотрены задача Вахба и Q -метода Давенпорта;
- анализ компонентов для разработки полезной нагрузки по исследованию ионосферы Земли.

Исследования проводились расчётными методами и методом компьютерного моделирования в программных комплексах OMERE, RamCommander, MatLab и ANSYS.

Следовательно, ожидаемые результаты по этапам работ:

- разработка технического предложения на платформу;
- разработка технического задания на унифицированный комплект научной аппаратуры;
- разработка технического предложения на унифицированный комплект научной аппаратуры;
- разработка эскизного проекта унифицированного комплекта научной аппаратуры;
- разработка эскизного проекта на платформу;
- разработка конструкторской документации на унифицированный комплект научной аппаратуры;
- разработка конструкторской документации на платформу;
- изготовление и испытания унифицированного комплекта научной аппаратуры;
- изготовление и испытание платформы;
- корректировка конструкторской документации на унифицированный комплект научной аппаратуры по результатам испытаний;
- корректировка конструкторской документации на платформу по результатам испытаний;

- получение разрешительной документации на запуск и эксплуатацию платформы;
- подготовка к запуску;
- лётно-космические испытания платформы (ЛКИ);
- обработка результатов ЛКИ;
- подготовка заключительного отчёта об эксплуатации платформы во время лётно-космических испытаний и отработки технологии постоянного мониторинга ионосферы и магнитосферы Земли.

Далее представим кратко концептуальные основы нового направления развития миниатюризации комплектующих космических аппаратов сверхмалого класса. То есть рассмотрим возможные области целевого применения и аспекты технической реализации общедоступной электронно-компонентной базы (ЭКБСОТС) класса «*industrial*» по основным составляющим бортовой кабельной сети (БКС) наноспутника: корпусное исполнение, энергетика, интерфейс, стандартизация и унификация.

Новые технологии ведения космических исследований базируются в значительной мере на идеях о доступных и удобных инструментах, позволяющих различным потребителям – НИИ, КБ, вуз, отдельный исследовательский коллектив, реализовать научные, технологические и образовательные эксперименты в космическом пространстве. Главным принципом применения таких инструментов в данном случае становится привлечение минимально необходимых средств и ресурсов.

Одним из типов таких технологий, вызывающих особый интерес в последнее время, стали наноспутники, построенные по стандарту CubeSat. Известные проекты СМКА разработаны или разрабатываются в большинстве своем для целей проведения исследовательских и технологических экспериментов, при этом являются спутниками одного эксперимента, хотя в концептуальном плане просматриваются различные варианты многоэтапного целевого применения, в том числе в качестве долгосрочных космических миссий.

Очевидно, что содержание решаемых задач будет зависеть от уровня применяемой ЭКБ. При этом в качестве важного отличительного свойства стоит выделить аппаратную и программную возможность реконфигурации конечного изделия. Так как большинство наноспутников – изделие одного эксперимента, как отмечалось ранее, то такой концепт труднодостижим [4]. Однако для решения этой задачи в платформе «Синергия» применена иная структура БКС в отличие от большинства СМКА.

Применяемый разъем *PC-104* для БКС формирует определенные проблемы при сборке конечного устройства: отсутствие симметрии, наличие дополнительных разъемов при подключения кабельных сборок, для работы с изделием необходимы дополнительные переходники и т.п. (рис. 1).

В противовес представленным проблемам в основе платформы «Синергия» положен блочно-модульный принцип построения наноспутника из типовых служебных систем и полезной нагрузки, позволяющий формировать масштабируемую архитектуру и технические характеристики аппарата по принципу конструктора. Подход основан на применении открытых *PnP* [5] спецификациях (построение бортовой кабельной сети по принципу компьютерной технологии *Plug-n-Play*), описывающих механические, электрические, информационные интерфейсы между служебными системами и полезной нагрузкой. Таким образом, подход *PnP* пронизывает всю архитектуру платформы «Синергия» по умолчанию.

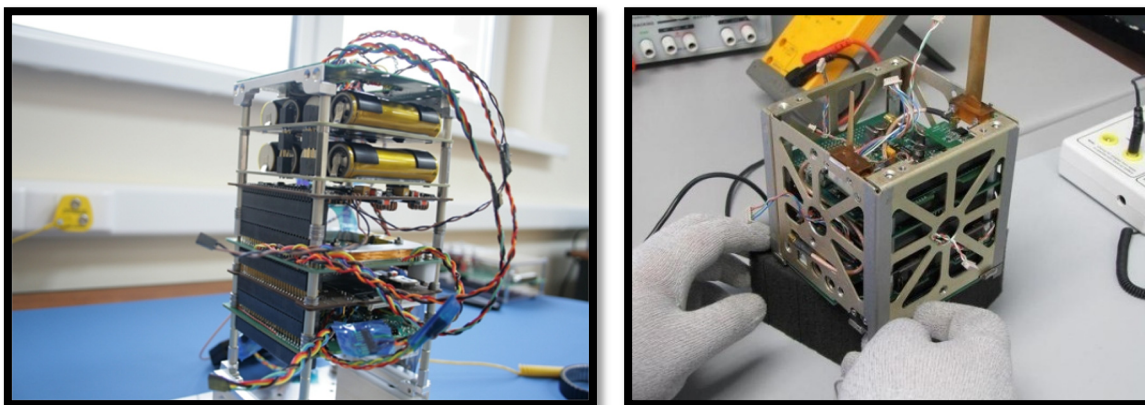


Рис. 1. Применяемый разъем PC-104 СМКА

Для реализации и отработки такой технологии БКС служебных и целевых систем было разработано несколько устройств: БКУ «Гидра» [6], БРТК «Полиморф» [7], СТК «Интер» [8]. На основе полученного опыта сформирован окончательный облик структуры БКС (рис. 2).

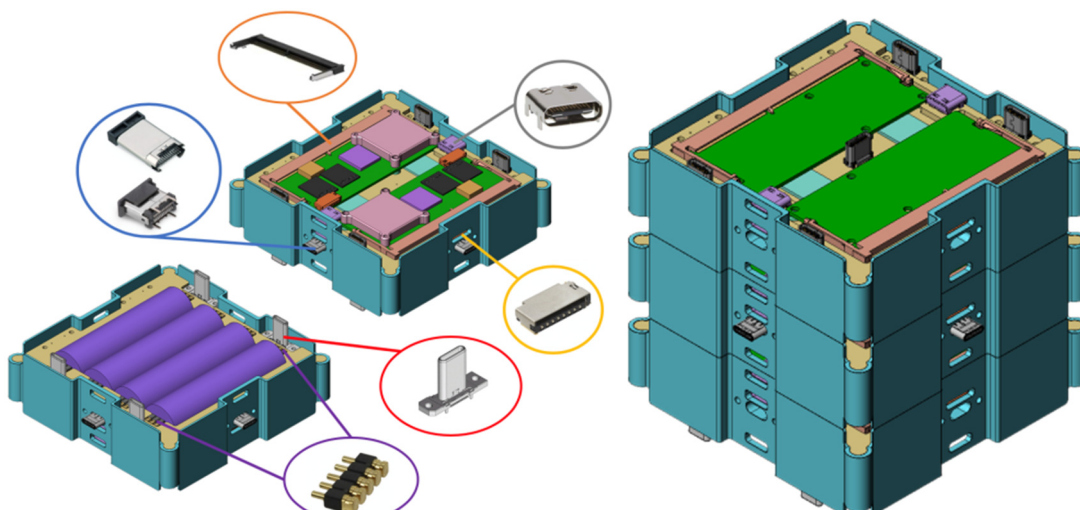


Рис. 2. Внешний вид сборки типовой служебной системы

Ключевым компонентом БКС является разъем *USB-C* [9]. В отличие от различных промышленных соединителей, разъем *USB-C* симметричен по горизонтали и подключается к устройству любой стороной (рис. 3). Более того, такое подключение позволяет управлять электропитанием и скоростью передачи данных (можно внедрить любые интерфейсы), а также дает возможность без дополнительных переходников работать напрямую с конечным изделием (рис. 4).

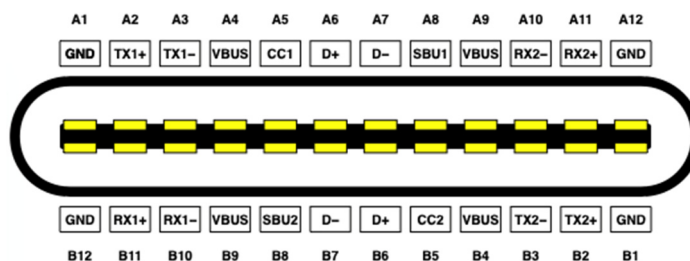


Рис. 3. Конфигурация разъема *USB-C*

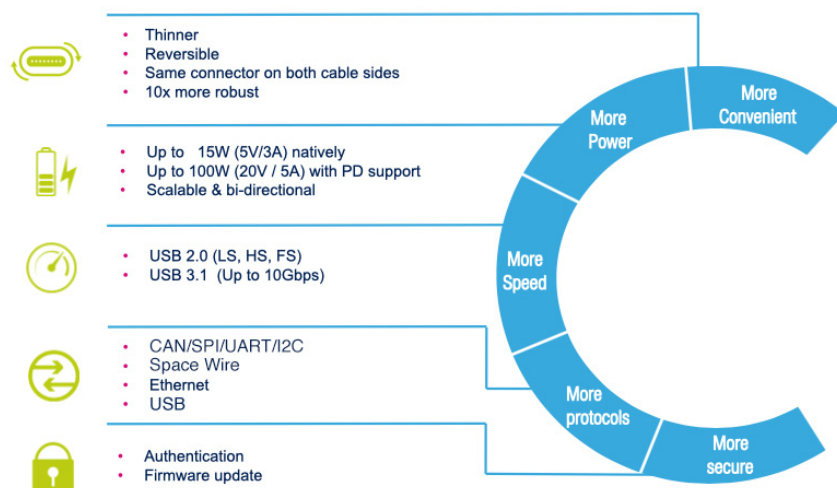


Рис. 4. Архитектура разъема *USB-C* БКС платформы «Синергия»

Список литературы

1. Каширин А.В., Глебанова И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой учёный. 2016. № 7 (111). С. 855–867.
2. Ключников В.Ю., Клементьев С.А. Наноспутники – наиболее перспективный класс малых космических аппаратов. // Инноватика и экспертиза. 2016. Вып. 2 (17). С. 97–105.
3. Малыгин Д.В. Многоцелевая платформа «Синергия» блочно-модульного типа для сборки наноспутников // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2018. Т. 61, вып. 8.
4. БКС SAMSAT-QB50 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=29668944> (дата обращения: 10. 05.2020).
5. Plug-n-Play [Электронный ресурс]. URL: https://www.en.wikipedia.org/wiki/Plug_and_play (дата обращения: 10. 05.2020).
6. БКУ «Гидра» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=32290852>(дата обращения: 10. 05.2020).
7. БРТК «Полиморф» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=29871618>(дата обращения: 10. 05.2020).
8. СТК «Интер» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=37539938>(дата обращения: 10. 05.2020).
9. USB-C [Электронный ресурс]. URL: <https://www.usb.org/sites/default/files/USB%20Type-C%20Spec%20R2.0%20-%20August%202019.pdf> (дата обращения: 10.05.2020).

**МОДУЛЬ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ
ДЛЯ СЛЕЖЕНИЯ ЗА ПОЖАРАМИ
НА ПЛАТФОРМЕ СПУТНИКА CUBESAT 3U**

**PAYLOAD MODULE FOR TRACKING FIRES
ON THE CUBESAT 3U SATELLITE PLATFORM**

Д.В. Фомин¹, А.С. Кизима², А.Е. Гладков³, А.А. Комарова⁴,
А.П. Анойкин⁵, Н.В. Бандов⁶, П.Е. Герашенко⁷

Амурский государственный университет, Благовещенск, Россия

¹e-office@yandex.ru, ²kristiana.kashna.kellv.01@gmail.com, ³artyom.gladkov.002@mail.ru,
⁴alena-komarova-2019@inbox.ru, ⁵geraschenko.pasha@yandex.ru, ⁶p4ndovski@gmail.com,
⁷Overdrocher9000@gmail.com

D.V. Fomin¹, A.S. Kizima², A.E. Gladkov³, A.A. Komarova⁴,
A.P. Anoinin⁵, P.E. Gerashchenko⁶, N.V. Bandov⁷

Amur State University, Blagoveshchensk, Russia

¹e-office@yandex.ru, ²kristiana.kashna.kellv.01@gmail.com, ³artyom.gladkov.002@mail.ru,
⁴alena-komarova-2019@inbox.ru, ⁵geraschenko.pasha@yandex.ru, ⁶p4ndovski@gmail.com,
⁷Overdrocher9000@gmail.com

Аннотация. Самым распространенным источником чрезвычайных ситуаций в современном мире являются пожары. Они оказывают существенное влияние на окружающую среду. С ними связан, как правило, и большой материальный ущерб. Нередко из-за пожаров гибнут и страдают люди. В Российской Федерации создана единая государственная система предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций, нуждающаяся в получении достоверной оперативной информации о пожарах на всей территории страны. В данной работе для инфракрасного мониторинга Земли с целью раннего обнаружения пожаров, предлагается использовать спутники формата CubeSat 3U, оснащенные модулями полезной нагрузки, в состав которых входят инфракрасные камеры. Объединение в группировки малых космических аппаратов, оснащенных такой полезной нагрузкой, позволит осуществить больший охват территории наблюдения. Для отработки функционала предлагаемой полезной нагрузки в наземных условиях авторами предложена действующая модель на основе спутника формата CubeSat 1,5U. Подробно описан состав оборудования и алгоритм работы прибора. Представлена 3D-модель корпуса малого космического аппарата. Используя данную модель, методом 3D-печати авторами получен образец, в котором предусмотрена, помимо оборудования для ИК-наблюдения, установка парашюта и механизма его вывода.

Ключевые слова: инфракрасный мониторинг Земли, полезная нагрузка, спутники формата CubeSat, наземная отработка функционала, действующая модель.

Abstract. The most common source of emergencies in the modern world is fires. They have a significant impact on the environment. They are usually associated with a large amount of material damage. Often, people die and suffer because of fires. The Russian Federation has established a unified state system for preventing and eliminating emergencies that requires reliable operational information about fires throughout the country. In this paper, for infrared monitoring of the Earth, for the purpose of early detection of fires, it is proposed to use CubeSat 3U satellites equipped with payload

modules, which include infrared cameras. The grouping of small spacecraft equipped with such a payload will allow for greater coverage of the observation area. To test the functionality of the proposed payload in ground conditions, the authors proposed a working model based on a CubeSat 1.5 u satellite. The composition of the equipment and the operation algorithm of the device are described in detail. A 3D model of the small spacecraft body is presented. Using this model, the authors obtained a sample using 3D printing, which provides, in addition to equipment for IR surveillance, the installation of a parachute and its withdrawal mechanism.

Keywords: Infrared Earth monitoring, payload, CubeSat satellites, ground-based functional testing, current model.

Многолетние наблюдения за природными пожарами ведутся с использованием специальных методов получения и обработки данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Космический мониторинг пожаров помогает раннему обнаружению мест расположения их очагов, оценке их последствий, а также необходим для оперативного предоставления информации в службы пожаротушения [1].

Несмотря на снижение годовых показателей возгораний в стране, необходимо улучшать способы обнаружения возгораний до развития их до масштабных пожаров. Для этого на данный момент используются различные приспособления, включая спутники [2]. К таким спутникам относится, например, «Канопус-В-ИК» [3, 4]. Известно использование малых космических аппаратов для мониторинга природных и техногенных космических угроз [5–8].

Для большей экономии, а также для большего охвата территории наблюдения выгоднее начать использовать МКА в обнаружении очагов возгорания.

Теоретически даже небольшое количество МКА в составе группы спутников может охватить большую территорию для наблюдения. Наиболее оптимально по технико-экономическим показателям подходят спутники формата CubeSat 3U. Стандартным транспортно-пусковым контейнером можно доставить на орбиту одновременно четыре спутника CubeSat 3U и таким образом получить мини-группировку МКА.

Для отработки функционала предлагаемой полезной нагрузки в наземных условиях, авторами предложена действующая модель на основе спутника формата CubeSat 1,5U (рис. 1). Выбор формата 1,5U объясняется тем, что при отработке в наземных условиях часть оборудования, используемого в космосе на МКА, не нужна. При проектировании полезной нагрузки использовался опыт, полученный ранее в студенческом конструкторском бюро НОЦ ФГБОУ ВО «АмГУ» [9,10].

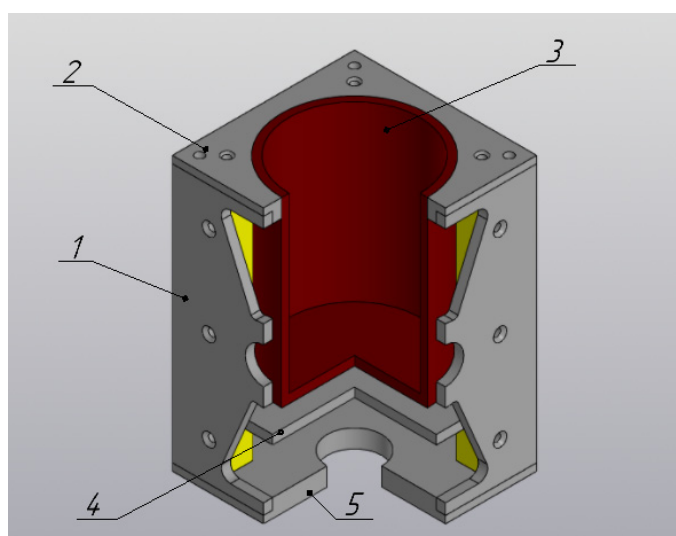


Рис. 1. 3D-модель МКА для испытаний на Земле:
1 – корпус; 2 – верхняя крышка; 3 – стакан для парашюта;
4 – стойка для крепления схем; 5 – нижняя крышка

Корпус включает трубу 3, в которую помещается парашют. Наружное отверстие трубы фиксируется верхней крышкой 2 и полностью закрыто легкоудаляемой вставкой. С противоположной стороны расположен блок для электроники, в который входят: компьютер и приемопередающая антенна, которые в свою очередь размещаются на стойке 4 для крепления электронных схем. ИК-камера крепится к нижней крышки корпуса 5; аккумуляторы располагают вдоль внутренней части корпуса 1.

На рис. 2 представлено оборудование, использованное для моделирования ПН ИК-мониторинга.

Устройство работает следующим образом: выведенный на заданную высоту МКА с инфракрасной камерой сканирует поверхность Земли для обнаружения температур, характерных для пожаров. При попадании в поле видимости ИК-камеры участка с повышенной температурой происходит фиксация снимка. Каждый ИК-снимок бортовой компьютер сопоставляет со снимком, полученным от обычной камеры, и фиксирует в названии файла координаты места. При пролете МКА над НКУ осуществляется передача информации для дальнейшего ее анализа.

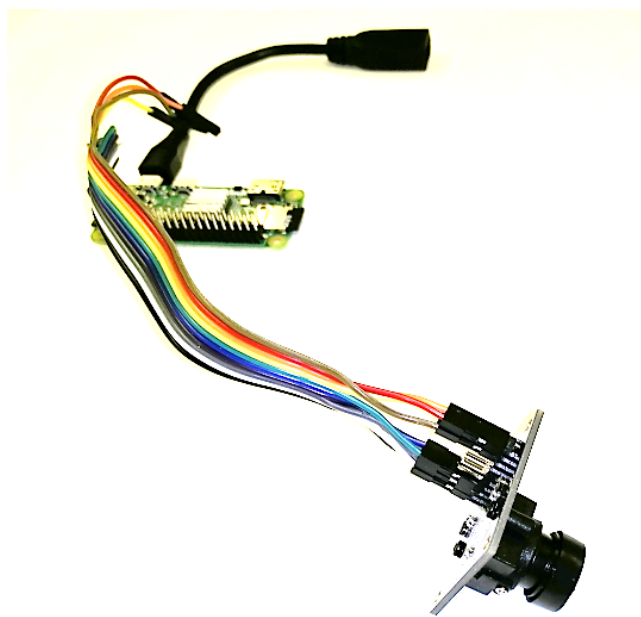


Рис. 2. Оборудование модели ПН ИК-мониторинга: контроллер raspberry pi zero, подключенный к камере OV7670 640×480

С экономической точки зрения интерес к проекту обусловлен относительно небольшой стоимостью производства и запуска спутников формата CubeSat. При одном запуске также возможно вывести несколько спутников для работы в составе группировки. С научной точки зрения интерес представляет большой охват территории при групповом запуске. Также очень важно то, что в случае выхода одного или нескольких спутников, мониторинг не прекратится.

Таким образом, в исследовании инфракрасного мониторинга Земли с целью раннего обнаружения пожаров предложено использовать спутники формата CubeSat 3U, оснащенные модулями полезной нагрузки, в состав которых входят инфракрасные камеры. Объединение в группировки малых космических аппаратов, оснащенных такой полезной нагрузкой, позволит осуществить большой охват территории наблюдения. Для отработки функционала предлагаемой полезной нагрузки в наземных условиях, авторами предложена действующая модель на основе спутника формата CubeSat 1,5U. Описан состав оборудования и алгоритм работы прибора.

Список литературы

1. Наблюдение за лесными пожарами из космоса. Борьба ученых с загрязнением атмосферы // Экология и жизнь [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ecolife.ru/les/31191> (дата обращения: 10.08.2020).
2. Саяркина А.С., Егошина Н.А. Применение тепловизора в аэрокосмической отрасли // XXIV Туполевские чтения: материалы междунар. молодёжной науч. конф.: в 6 т. Казань, 2019. Т. III. С. 186–190.
3. Космический комплекс «Канопус-В-ИК» [Электронный ресурс] // Все о Космосе. 2017. №11. URL: <https://aboutspacejournal.net/2017/11/08> (дата обращения: 10.08.2020).
4. Завершены летные испытания космического аппарата «Канопус-В-ИК» [Электронный ресурс] // Сайт АО «Научно-исследовательский институт электромеханики» (АО «НИИЭМ»). URL: <http://www.niiem.ru/about/news/301-kanopus-v-ik> (дата обращения: 10.08.2020).
5. Мониторинг природных и техногенных космических угроз: результаты миссии Ломоносов и проект Универсат-СОКРАТ / В.А. Садовничий [и др.] // Космические исследования. М., 2019. Т. 57, № 1. С. 1–11.
6. Группировка малых спутников «Универсат-СОКРАТ» для мониторинга техногенных и природных космических угроз / В.А. Садовничий [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 94–108.
7. Концепция проекта «Универсат-СОКРАТ» группировки малых спутников для мониторинга природных и техногенных космических угроз / В.А. Садовничий [и др.] // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2018. № 3. С. 47–59.
8. Малые спутники для космических исследований / А.А. Петрукович [и др.] // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 3, вып. 4. С. 22–31.
9. Фомин Д.В., Струков Д.О., Герман А.С. Универсальная платформа полезной нагрузки для малых спутников стандарта CubeSat // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2018. № 5.
10. Фомин Д.В., Струков Д.О., Воронков А.Е. Блок управления работой соленоида наноспутника // Вестник Амурского государственного университета. Серия: Естественные и экономические науки. 2020. № 89. С. 49–52.

**НАПРАВЛЕНИЕ РАЗВИТИЯ ВИДЕОСИСТЕМЫ
ИЗМЕРЕНИЯ ФИЗИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН В ИЗДЕЛИЯХ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ КАК
ОДНОЙ ИЗ РАЗНОВИДНОСТЕЙ ВИДЕОСИСТЕМ**

**DIRECTION OF THE VIDEO SYSTEM DEVELOPMENT
MEASUREMENT OF PHYSICAL QUANTITIES IN PRODUCTS
ROCKET AND SPACE INDUSTRY AS ONE OF THE
VARIETIES OF VIDEO SYSTEMS**

Д.И. Климов

*Российская корпорация ракетно-космического
приборостроения и информационных систем, Москва, Россия*

mitguitar@yandex.ru

D.I. Klimov

*Russian Corporation of rocket and space instrumentation
and information systems, Moscow, Russia*

mitguitar@yandex.ru

Аннотация. Предлагается включение в телеметрические, измерительные и командные системы изделий ракетно-космической техники видеосистем, что 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.

Предлагается система видеоконтроля, предназначенная для наблюдения правильности протекания технологических процессов на борту изделий ракетно-космической техники.

В случае невыполнения команд при осуществлении технологических процессов, которые приводят к нештатным или аварийным ситуациям, предлагается использовать систему видеоконтроля, дополненную устройством управления, выдающим разовые команды для повторного выполнения того или иного процесса на автоматическом космическом аппарате.

Также предлагается осуществлять измерения физических величин удалённым бесконтактным методом посредством сигналов, получаемых с видеокамер, в частности температуры. В изделиях ракетно-космической техники существуют области или объекты, средняя температура которых в рабочем режиме превышает 1200–1500 К с одновременным наличием повышенной радиации.

Причиной выбора данного направления исследований является необходимость визуального контроля наиболее важных процессов, сопровождающих движение космических аппаратов и ракет-носителей, с выдачей разовых команд и измерением температуры термонагруженных элементов перспективных изделий ракетно-космической техники посредством видеосистем.

Ключевые слова: видеотелеметрия, видеоконтроль, термовидеотелеметрия, температура, термонагруженные области, энергонагруженные области, телеметрические системы, информационные системы, телекомандные системы, измерение, видеоизображение.

Abstract. It is proposed to include video systems in telemetry, measurement and command systems of rocket and space technology products, which significantly increases the reliability of information from existing telemetry facilities to track their normal functioning, as well as to quickly and unambiguously identify the causes of abnormal and emergency situations.

A video monitoring system is proposed for monitoring the correctness of technological processes on Board rocket and space technology products.

In case of non-fulfillment of commands during the implementation of technological processes that lead to abnormal or emergency situations, it is proposed to use a video monitoring system supplemented with a control device that issues one-time commands for repeated execution of a particular process on an automatic spacecraft.

It is also proposed to measure physical quantities using a remote non-contact method using signals received from video cameras, in particular temperature. In the products of rocket and space technology, there are areas or objects whose average temperature in operating mode exceeds 1200–1500 K with the simultaneous presence of increased radiation.

The reason for choosing this research area is the need for visual control of the most important processes accompanying the motion of spacecraft and rockets, with results of one-off commands and temperature measurement thermo-dangerous elements of advanced rocket and space technology through video.

Keywords: videotelemetry, video monitoring, thermo-videotelemetry, temperature, thermally loaded areas, energy-loaded areas, telemetry systems, information systems, telecommand systems, measurement, video image.

Актуальность, цели и задачи выбранного направления исследований

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 видеоинформации 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 полёта изделий ракетно-космической техники.

Часто встречаются случаи невыполнения команд при осуществлении технологических процессов (например неполное раскрытие солнечных батарей), которые приводят к нештатным или аварийным ситуациям. Для оперативного устранения подобных ситуаций также предлагается использовать систему видеоконтроля, дополненную устройством управления, выдающим разовые команды для повторного выполнения того или иного процесса на автоматическом космическом аппарате.

С недавних пор предлагается посредством сигналов, получаемых с видеокамер осуществлять и измерения физических величин удалённым бесконтактным методом. Основным фактором, влияющим на конструкционные материалы, является температура. В изделиях ракетно-космической техники существуют области или объекты, средняя температура которых в рабочем режиме превышает 1200–1500 К с одновременным наличием повышенной радиации (например области наружной оболочки ракет-носителей, подвергающихся сильным механическим воздействиям).

Для таких областей контактный метод измерения температуры посредством температурных датчиков неприменим ввиду значительного выделения энергии в том или ином виде (тепловой, кинетической, радиационной и пр.). При этом обозначенные объекты наиболее предрасположены к возникновению нештатных и аварийных ситуаций. Следовательно необходима система, контролирующая 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 визуального контроля наиболее важных процессов, сопровождающих движение космических аппаратов и ракет-носителей, с выдачей разовых команд и измерением температуры термонагруженных элементов перспективных изделий ракетно-космической техники посредством видеосистем.

Предлагаемые видеосистемы могут осуществлять следующие цели:

- 1) видеонаблюдение за технологическими процессами при эксплуатации изделий ракетно-космической техники;
- 2) визуальный контроль правильности выполнения технологических процессов (разделение составных частей космического объекта, раскрытие конструкций (солнечных батарей, антенн, солнечных датчиков, и пр.), маневрирование космических объектов) для анализа нештатных ситуаций на борту изделий ракетно-космической техники;
- 3) выдача разовых команд на повторное выполнение операций развертывания составных частей автоматического космического аппарата в случае их невыполнения согласно циклограмме для оперативного предотвращения нештатных и аварийных ситуаций;
- 4) контроль и измерение температуры в термонагруженных областях телеметрируемых объектов посредством обработки видеоизображений для выявления наиболее уязвимых участков объекта наблюдения, подвергающихся высокотемпературным воздействиям;
- 5) дальнейшее развитие видеосистем для измерения физических величин.

При научно-исследовательских работах выбранного направления исследований ставится задача применения способов цветовой и яркостной пирометрии в системах видеоконтроля, методов сжатия и обработки информации, элементов теории теплового излучения, математического анализа и теории информации в бесконтактных измерительных системах при создании средств измерений температурных параметров термонагруженных элементов и контроля правильности выполнения технологических процессов изделий ракетно-космической техники.

Способы сокращения информативности при осуществлении видеоконтроля

Предлагается осуществлять контроль технологических процессов (разделение составных частей космического объекта, раскрытие конструкций (солнечных батарей, антенн), маневрирование космических объектов) на космических аппаратах и средствах выведения [1, 2].

Ввиду больших дальностей автоматических космических аппаратов от наземных приёмных регистрирующих станций ограничение на размер информационного потока является главным препятствием, снижающим скорость получения результатов

обработки видеоизображения по каналу «Борт – Земля» [3]. Величина информационного потока J (бит/с) выражается следующим образом:

$$J = \left[S \cdot N \cdot M / K_{сж} + J_{код} \right] \cdot k, \quad (1)$$

где S – разрешение фоторегистрирующего прибора, N – число кадров за секунду, M – разрядность, приходящаяся на оцифровку одного пикселя, $K_{сж}$ – коэффициент сжатия видеоинформации, $J_{код}$ – размер информационного потока, приходящийся на помехоустойчивое кодирование, k – число видеокамер.

При видеоконтроле технологических процессов предлагается применение фоторегистрирующих устройств видимого диапазона среднего разрешения (например, 640×480 , 720×576) с частотой до 25 кад/с для визуального контроля при штатном функционировании, а также для оперативного выявления нештатных и аварийных ситуаций. Предлагается применить существующие алгоритмы сжатия (MJPEG, H.264) [4, 5] с возможностью увеличения коэффициента сжатия до 200 и сокращения частоты следования кадров с 25 до 16, а также уменьшения разрядности оцифровки приходящейся на каждый пиксель, с 24 до 12 бит при использовании цветоразностных сигналов и субдискретизации – 4:2:0.

Видеосистема для выдачи команд

Предлагается в случае нештатной ситуации (невыполнении того или иного технологического процесса согласно циклограммам) посылать команды на их повторное выполнение как в автоматизированном, так и в автоматическом режиме, тем самым существенно уменьшить вероятность возникновения аварийных ситуаций. В автоматизированном режиме повтор выполнения команд осуществляется оператором в момент сеанса связи.

В автоматическом режиме в состав системы добавляется устройство управления, в запоминающем устройстве которого в виде цифровых последовательностей (кодов) содержатся видеоизображение наблюдаемых объектов в исходном (собранном) виде ($K_{исх}$) и при эксплуатации в развёрнутом виде ($K_{экспл}$). Далее на устройство управления поступают видеоизображения в момент начала технологического процесса и в момент его завершения, которые сопоставляются с имеющимся контрольным видеоизображением в схеме сравнения. В идеальном случае $K_{исх_max} = 1$, $K_{экспл_max} = 1$ в момент завершения рассматриваемой операции. С учётом неоднородности светового потока и прочих внешних воздействующих факторов точное совпадение фото с текущим видеоизображением невозможно, поэтому требуется ввести долю изменения текущего изображения по сравнению с контрольным видеоизображением ($K_{ВВФ}$) в зависимости от доли, занимаемой наблюдаемым объектом к полю изображения. Если в момент начала операции $K_{исх} > K_{исх_max} - K_{ВВФ}$, а в момент завершения операции согласно циклограмме $K_{экспл} > K_{экспл_max} - K_{ВВФ}$, то операция завершилась успешно, что соответствует штатной эксплуатации, в противном случае устройство управления передаёт разовую команду на повтор наблюдаемой операции до тех пор, пока операция не будет завершена.

Для большей оперативности и сокращения информационного потока предлагается разбиение поля изображения на квадратные зоны, предварительно определив, какие из зон полностью поменяют картинку изображения по завершении наблюдаемой операции. В этом случае полному изменению зоны поля изображения наблюдаемого объекта присваивается значение, равное 1, в противном случае значение зоны равно 0. При нулевом значении устройство управления передаёт разовую команду на повтор наблюдаемой операции до тех пор, пока значение зоны не будет равно 1.

Комбинация автоматического и автоматизированного режимов повышает достоверность принятия решения на выдачу / невыдачу разовых команд.

Видеотелеметрическая система измерения температуры

Предлагается измерение температурных параметров в термонагруженных областях телеметрируемых объектов посредством обработки видеоизображений для выявления наиболее уязвимых участков, подвергающимся различным воздействиям, объекта наблюдения [6, 7].

При контроле за температурными параметрами предлагается для оперативного выявления термонагруженных зон объекта наблюдения применение фоторегистрирующих устройств низкого разрешения (например 256×290 , 352×288), преимущественно ближнего и среднего инфракрасного диапазонов с частотой (1...3) кад/с [8].

В данной работе наибольшее внимание уделяется нагретым телам с температурой выше (250–300) °С (в табл. 1 приведены значения температур, при которых происходит необратимое изменение структуры кристаллической решётки и температур плавления для наиболее часто используемых материалов при проектировании изделий ракетно-космической техники) [9]. При более низких температурах подробного детального анализа поверхности нагретого тела (до точки) не требуется. Достаточно ограничиться небольшой областью поля изображения. Для менее детального изучения термообстановки в средней и дальней ИК-области достаточно видеть окаймлённые пурпурным цветом области чёрного цвета на экране, на вкладке ИК2 (использование ИК ПЗС), чтобы отследить спектральную температуру ниже 525 К в максимуме потока теплового излучения [10]. Можно отследить и меньшие значения температуры при рассматриваемой длине волны излучения, причём минимально возможная температура, которую можно отследить, определяется также и чувствительностью ПЗС. Чувствительность ПЗС в свою очередь определяется уровнем шумов ПЗС (преимущественно шумами считывания). Значения температур, приведённые в таблице 1 требуют особого внимания при отслеживании оператором термообстановки после наземной обработки видеоинформации, так как в окрестности данных температур происходит разрушение того или иного материала [11].

Предлагается для отслеживания термообстановки в выбранной области изображения установить по две разнесённых на некоторое расстояние ВК в защитном термокожухе: одна с ВФПЗС, другая – с ИК ПЗС [12]. Обе камеры должны быть настроены на одну и ту же область обзора и пересылать на наземную станцию одновременно получаемые потоки информации [13]. В табл. 2 приведены поддиапазоны длин волн, соответствующие моделям ПЗС и объективам.

Таблица 1

Температуры плавления и деформации некоторых типов металлов

Материал	Температура плавления, К	Температура необратимого изменения кристаллической решётки, К
Алюминий	933	723
Титан	1933 ± 20	1156
Железо	1812	1042
Вольфрам	3695	1473
Сталь (средние значения)	1720...1795	1258
Никель	1726	956

Таблица 2

Поддиапазоны длин волн, соответствующие моделям ПЗС и объективам

Наименование поддиапазона	Диапазон длин волн, мкм	Диапазон цветовых (спектральных) температур*, К	Тип видеорегистратора	Тип объектива
УФ	0,3...0,38	9653...7621	ВК с ВФПЗС	Длиннофокусный объектив из кварцевого стекла
ВД	0,38...0,74	7621...3914		
ИК1	0,74...1,10	3914...2630		
ИК2	1,10...5,5	2630...525	ВК с ИК ПЗС	Длиннофокусный объектив из оптического кремния
ИК3	5,5...8,0	525...362	ИК системы с глубоким термоохлаждением	Длиннофокусный объектив из германия
ИК4	8,0...15,0	362...190	Микроболометрические приёмники	

Примечание: * – температурные диапазоны берутся в максимуме интенсивности теплового излучения, полученные в соответствии с законом смещения Вина.

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 чёрно-белое) видеоизображение с частотой до 3 кад/с, при этом термоопасные зоны поля изображения подсвечиваются красным цветом.

Данные способы контроля наблюдаемых объектов позволяют осуществлять видеоконтроль технологических процессов и термообстановки изделий ракетно-космической техники, а также измерять температуру термонагруженных областей удалённым бесконтактным методом посредством видеокамер при существенном сокращении информационного потока, поступающего от изделия на наземную приёмную станцию по каналу «Борт – Земля», и выдавать разовые команды на повторное выполнение операций развёртывания составных частей автоматического космического аппарата в случае их невыполнения согласно циклограмме с целью оперативного предотвращения нештатных и аварийных ситуаций.

Стоит отметить, что применительно к использованию видеокамер на борту изделий ракетно-космической техники при расположении видеокамер на больших расстояниях от наблюдаемого объекта возможно применение длиннофокусных объективов [14]. При уменьшении расстояния от объекта до объектива, чтобы сохранить модель и исполнение объектива, требуется увеличить глубину резкости, т.е. увеличить диафрагменное число путём уменьшения действующего отверстия объектива.

Краткие выводы

В ходе выполнения работы получены следующие результаты:

1. Предложено преобразовать систему видеоконтроля в измерительно-командную 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;
 - построение бинокулярной системы для расширения диапазона измерения физических величин;
 - алгоритм выдачи разовых команд на повторное выполнение операций в случае их невыполнения.

Список литературы

1. Климов Д.И. Перспективы развития систем видеоконтроля при ограничениях обработки информации в условиях эксплуатации на изделиях ракетно-космической техники // *Успехи современной радиоэлектроники*. М.: Радиотехника, 2019. Т. 73, № 8.
2. RocketCam. Digital video system. Ecliptic Enterprises Corporation, 2002. 4 p.
3. Частоты. Регламент радиосвязи: статьи. Женева, 2016.
4. Ричардсон Я. Видеокодирование. H.264 и MPEG-4 – стандарты нового поколения. М.: Техносфера, 2005. 368 с.
5. Jan Ozer J. H.264 Royalties: what you need to know. Streaming Learning Center, 2009. P. 1.
6. Климов Д.И. Видеотелеметрический контроль промышленных изделий // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. Т. 5, вып. 2. – С. 76–83.
7. Климов Д.И. Измерение физических величин, характеризующих факторы воздействия на промышленные изделия, удалённым бесконтактным методом // *Радиотехника*. М.: Радиотехника, 2018. №2. С. 80–84.
8. Коротаяев В.В., Мельников Г.С., Михеев С.В. Основы тепловидения. СПб.: Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, 2012. 123 с.
9. Кошкин Н.И., Ширкевич М.Г. Справочник по элементарной физике. Издание третье, переработанное и дополненное. М.: Наука, 1965. 248 с.
10. Госсорг Ж. Инфракрасная термография. Основы, техника, применение. М.: Мир, 1988. 416 с.
11. Берг И.А., Худяков П.Ю., Чулков А.О. Бесконтактная диагностика пульсирующего факела на автоматизированном комплексе. Пенза: ООО ИД «Академия естествознания», 2016. № 11. С. 9–14.
12. Отечественные УФ и ИК ФПЗС и цифровые камеры на их основе. / Г.И. Вишневский, М.Г. Выдревич, В.К. Нестеров, В.Л. Ривкинд // *Электроника: наука, технология, бизнес*. 2003. № 8. С. 18–24.
13. Климов Д.И., Благодарёв В.А. Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. Т. 3, вып. 3. С. 76–83.
14. Jaime Esper Small Rocket/Spacecraft Technology (SMART) Platform/ Jaime Esper, Thomas P. Flatley, James B. Bull [et al.] // *25-th Annual AIAA/USU Conference on small satellites*. SSC11-VII-6. P. 1–7.

**ОПТИМАЛЬНЫЙ СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ВЫХОДА
ГОДНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ОСНОВЕ
A^{III}B^V КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ
СЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА**

**OPTIMAL WAY TO INCREASE YIELD
OF SUITABLE SOLAR CELLS BASED ON
SPACE APPLICATION A^{III}B^V SEMICONDUCTORS
FOR SERIAL PRODUCTION**

Г.С. Воеводкин

*Научно-производственное предприятие «Квант»;
НИТУ «МИСиС», Москва, Россия*

umc@npp-kvant.ru

G.S. Voyevodkin

*Scientific and Production Enterprise «Kvant»;
NUST «MISIS», Moscow, Russia*

umc@npp-kvant.ru

Аннотация. В работе приведены результаты исследования влияния изохорного отжига с максимальной температурой 410 С на каскады отбракованных по генерируемому току солнечных элементов (СЭ). Произошло повышение плотности тока короткого замыкания ($J_{кз}$) СЭ на 1,1 %. Также дополнительно было проведено исследование возможности восстановления радиационно облучённых СЭ с помощью вышеупомянутого метода, в результате чего напряжение холостого хода (U_{xx}) СЭ увеличилось на 6,5 %, а величина $J_{кз}$ возросла на 4,5 %, что дает возможность их повторного использования.

Ключевые слова: солнечный элемент, технология, производство.

Abstract. The paper presents the results of a study of the effect of isochoric annealing with a maximum temperature of 410 C on cascades of solar cells (SC) rejected by the generated current. There was an increase in the short-circuit current density (J_{sc}) of the ESS by 1.1 %. In addition, a study was carried out on the possibility of recovering radiation-irradiated solar cells using the above method, as a result of which the open circuit voltage (U_{xx}) of the solar cells increased by 6.5 %, and the value of J_{sc} increased by 4.5 %, which makes it possible to reuse them.

Keywords: solar cell, technology, production.

При серийном производстве солнечных элементов (СЭ) космического назначения одним из основных параметров является коэффициент выхода годных изделий. При производстве СЭ используются дорогостоящие малораспространенные материалы, высокотехнологичное оборудование и другое, что объясняет высокую стоимость такого типа полупроводниковых приборов. Поэтому актуальной задачей является понижение технологического брака серийного производства СЭ космического назначения [1].

В работе предлагается способ повышения электрических характеристик СЭ, а соответственно и повышения выхода годных изделий – изохорный отжиг, который

представляет собой резкий нагрев и охлаждение образцов СЭ. В результате отжига происходит аннигиляция дефектов в полупроводниковой структуре в течение короткого промежутка времени [2]. Дефекты в структуре предположительно появляются из-за механических напряжений, возникающих на этапе резки пластин на СЭ.

Для исследования степени восстановления СЭ предлагается методика оценки характеристик СЭ до и после процесса отжига, которая дополнит стандартный метод исследования электрических характеристик – вольтамперную характеристику (ВАХ), и позволит определить вклад отдельных каскадов. Методика исследования включает в себя три метода исследования – электролюминесцентную спектроскопию (ЭЛ), съёмку спектров внешнего квантового выхода фотоотклика (ВКВФ) и ВАХ. Первый метод основан на съёмке спектров в результате излучательной рекомбинации электронов и дырок в полупроводниковом материале при пропускании через СЭ постоянного тока в прямом направлении. Второй метод базируется на получении сигнала от конкретного каскада с помощью засветки структуры СЭ таким образом, чтобы исследуемый каскад выдавал наименьший фототок и, следовательно, ограничивал ток всего СЭ [3].

Поэтапно методика реализуется следующим образом: для каждого каскада СЭ из спектров ВКВФ рассчитывается $J_{кз}$, строится зависимость пиков электролюминесценции от плотности тока инжекции ($J_{инж}$), проводится аппроксимация кривой и определяется напряжение для каждого каскада при минимальной $J_{инж}$ с помощью следствия из опто-электронного соотношения спектральной взаимности. Затем определяется напряжение для каждого каскада при $J_{инж}$, равной $J_{кз}$, рассчитанной из спектра ВКВФ. Из суммы напряжений каскадов, определенных из электролюминесцентной спектроскопии, при $J_{инж}$, равной $J_{кз}$, вычитается экспериментальная величина U_{xx} СЭ, полученная из измеренной ВАХ [3].

В данной работе проводились эксперименты по отработке методики улучшения электрических характеристик отбракованных СЭ по току в рабочей точке, с помощью изохорного отжига с максимальной температурой 410 °С в течение 4 мин. Для проведения изохорного отжига использовалась трубчатая печь с инфракрасным нагревом при нормальном давлении в атмосфере воздуха. Экспериментальный отжиг проводился на трёхкаскадных СЭ со структурой InGaP/InGaAs/Ge без защитного стекла и без шунтирующего диода. В результате изохорного отжига степень восстановления $J_{кз}$ СЭ составила плюс 1,1 %, значение U_{xx} не изменилось (таблица).

Экспериментально полученная степень восстановления СЭ по току ($R_{J_{кз}}$) и напряжению ($R_{U_{xx}}$) в результате изохорного отжига

Информативный параметр	$R_{J_{кз}}$, %				$R_{U_{xx}}$, %			
	InGaP	InGaAs	Ge	СЭ	InGaP	InGaAs	Ge	СЭ
0 е/см ²	+1,3	+0,5	-3,3	+1,1	0,0			
$3 \cdot 10^{15}$ е/см ²	+3,1	+13,0	+22,1	+4,5	+4,9	+4,9	+37,9 ^a	+6,5

Примечание: «+» – увеличение параметра, «-» – снижение параметра. Данные расчётов взяты из [4]

Дополнительно изохорный отжиг был проведен на образцах СЭ, облучённых электронами с энергией 1 МэВ и флюенсом $3 \cdot 10^{15}$ е/см², что соответствует условиям и времени эксплуатации на геосинхронной орбите в течение около 15 лет. В результате наблюдалось частичное восстановление электрических параметров СЭ: $R_{J_{кз}}$ составила

плюс 4,5 %, $R_{U_{xx}}$ – плюс 6,5 %, степень восстановления коэффициента полезного действия ($R_{КПД}$) – плюс 2,1 %. Данный способ можно применить для частичного восстановления характеристик отработанных солнечных батарей космического назначения после их возвращения на Землю, что актуально для наземной и космической фотоэнергетики. Это сделало бы возможным повторное использование СЭ космического назначения на Земле, а затем они могли быть переработаны для выделения редких и дорогих полупроводниковых материалов. Дополнительным преимуществом данного метода является улучшение экологической обстановки космического пространства, благодаря снижению объёма космического мусора [5].

Выводы

В работе был проведен изохорный отжиг отбракованных по току СЭ, для частичного восстановления СЭ и дальнейшего его использования в производстве, что позволит снизить затраты предприятия на производство СЭ. Также было оценено изменение электрических параметров каждого каскада СЭ до и после изохорного отжига на основании предложенной методики из трёх методов исследования: ВАХ, ЭЛ, ВКВФ. Проведена успешная апробация отжига, которая позволит улучшить характеристики как отбракованных по току в рабочей точке серийных образцов, так и радиационно-облучённых СЭ разного размера.

В дальнейшем планируется исследование влияния изохорного отжига на СЭ с защитным стеклом.

Список литературы

1. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений АПВВ / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев [и др.] // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, №2. С. 308–324.
2. Park S. Irradiation effect in triple junction solar cells for spatial applications // Atomic physics. 2018.
3. Subcell light current-voltage characterization of irradiated multijunction solar cell D. Walker, J. Nocerino, Y. Yue [et al.] // E3S Web of Conferences. 2017. № 16.
4. Subcell I-V characteristic analysis of GaInP/GaInAs/Ge solar cells using electroluminescence measurements / S. Roensch, R. Hoheisel, F. Dimroth [et al.] // Appl. Phys. Lett. 2011. Vol. 98.
5. Зернов А.С., Николаев В.Д. Опыт эксплуатации солнечных батарей служебного модуля международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2016. № 1(12).

ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ АКТИВНОГО КАНАЛА УПРАВЛЕНИЯ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ СЕРИЙНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ СПУТНИКОВ

INCREASING THE RELIABILITY OF THE ACTIVE CONTROL CHANNEL OF LOOPING HEAT PIPES OF SERIAL METEOROLOGICAL SATELLITES

П.А. Никулин¹, А.Е. Холяков

Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, Химки, Россия

¹Niko91@tpu.ru

P.A. Nikulin¹, A.E. Kholiyakov

Scientific and Production Association named after S.A. Lavochkin, Khimki, Moscow

¹Niko91@tpu.ru

Аннотация. В работе затрагивается проблема обеспечения теплового режима космических аппаратов. Для ее решения рассматривается применение контурных тепловых труб совместно с термоэлектрическим холодильным модулем (ТЭМХ), основанного на элементах Пельтье. На некоторых режимах работы требуется непрерывное включение ТЭМХ, что негативно сказывается на его ресурсе работы. Установка гибкого пленочного нагревателя позволила резервировать функции регулятора, тем самым увеличив срок службы. Дальнейшие испытания позволят проверить эффективность предложенного решения, и в случае положительных результатов доработка будет применена в конструкции метеорологических спутников.

Ключевые слова: тепловая труба, активное регулирование, космический аппарат, элемент Пельтье

Abstract. The work touches upon the problem of ensuring the thermal regime of spacecraft. To solve it, the use of loop heat pipes in conjunction with a thermoelectric cooling module (TEMC) based on Peltier elements is considered. In some operating modes, the TEMH must be switched on continuously, which negatively affects its operating life. Installing a flexible film heater made it possible to reserve the functions of the regulator, thereby increasing the service life. Further tests will check the effectiveness of the proposed solution, and in case of positive results, the refinement will be applied in the design of meteorological satellites.

Keywords: heat pipe, active regulation, spacecraft, Peltier element

Сформулирована проблема обеспечения ресурсов элементов управления контурной тепловой трубы при повышении требований надежности и возрастающих требованиях к увеличению срока эксплуатации космического аппарата. В связи с заявленной проблематикой обозначена **цель работы** – внедрить средства активного регулирования для увеличения срока эксплуатации элементов управления агрегатов систем обеспечения теплового режима космического аппарата.

Задачи работы:

- определить требования к увеличению ресурса;
- разработать варианты решения проблемы (какие средства для увеличения ресурса могут применяться);
- разработать конструкцию нагревателя устанавливаемого на компенсационную полость;
- разработать методику подтверждения работоспособности системы;
- отработать алгоритмы управления активным регулированием КТТ;
- внедрить новые элементы управления по результатам испытаний;
- провести летные испытания в составе изделия.

Обеспечение теплового режима космических аппаратов (КА) является сложной теплотехнической задачей. Сегодня агрегаты систем обеспечения теплового режима современных КА (СОТР), в том числе метеорологических спутников, не представляются без использования тепловых труб различных модификаций. Тепловые трубы являются эффективными теплопередающими устройствами, отличающимися высокой надёжностью и компактностью. Среди многих очевидных преимуществ использования тепловой трубы как устройства, передающего тепло, можно отметить: простоту конструкции, возможность передачи высоких тепловых нагрузок, хорошую маневренность в работе. Главным же их преимуществом является то, что они не требуют энергии на перекачивание теплоносителя.

На НПО Лавочкина получили распространение контурные тепловые трубы (КТТ). Значительным преимуществом КТТ, по сравнению с аксиальными и артериальными тепловыми трубами, является перенос гораздо большего количества тепла и независимость работы контурной тепловой трубы от влияния гравитационных сил.

Важной функцией КТТ является регулирование ее производительности. Регулирование различают на пассивное и активное. Пассивное регулирование обеспечивается с помощью регулятора, специально разработанного для этих целей в НПО Лавочкина. Механический регулятор позволяет направлять поток рабочего тела КТТ либо по основной магистрали через радиационный теплообменник, либо по байпасу. Тем самым обеспечивается заданная температура регулирования. Регулятор является единственным элементом КТТ с механически подвижными элементами, что с точки зрения надежности системы требует дублирования.

В настоящее время для дублирования регулятора применяется термоэлектрический модуль холодильный (ТЭМХ), конструкция которого основана на элементе Пельтье. Основная функция ТЭМХ заключается в первую очередь в запуске и остановке циркуляции теплоносителя КТТ, для чего не требуется постоянной его работы.

Опыт эксплуатации показал, что существуют ситуации, когда настройку регулирования необходимо поменять во время полета, что возможно только для активных средств регулирования, а также возможны нештатные ситуации, когда КА выходит на режимы работы, при которых терморегулирование требует непрерывного включения ТЭМХ, и поддержания определенного теплового режима аппаратуры. Такие режимы негативно сказываются на ресурсе ТЭМХ а в некоторых случаях просто не могут быть им обеспечены. Особенно при растущих требованиях к сроку службы разрабатываемых в настоящее время КА – порядка 10–15 лет.

Наиболее очевидным решением представляется увеличение ресурса применяемого ТЭМХ, однако его основной задачей является обеспечение гарантированного запуска КТТ. Поэтому использование ТЭМХ в качестве основного элемента активного регулирования может снизить надежность КТТ. Для решения данной проблемы было предложено установить гибкий пленочный нагреватель на компенсационную полость КТТ (далее НЭ_{кп}), способный полностью резервировать функции механического регулятора и существенно увеличить срок службы КА.

Новизна исследования

Основными преимуществами применения НЭ_{кп} в составе КТТ является его малая масса и габаритные размеры, надежность, простота эксплуатации и монтажа на криволинейные поверхности, что делает его применение предпочтительным. Однако применение НЭ_{кп} в составе КТТ требует решения ряда проектных и конструкционных задач, одной из которых является проблема локального перегрева нагревателя вместе с тонкостенным корпусом компенсационной полости в силу малой его теплоёмкости, а также изменением алгоритма управления КТТ. В связи с чем появляется необходимость дополнительной экспериментальной отработки КТТ с последующим подтверждением параметров в составе СОТР.

Полученные и ожидаемые результаты

Разработана конструкция и отработана технология, позволяющая установить НЭ_{кп} площадью менее 0,002 м² на корпус компенсационной полости, представляющий собой тонкостенную трубку.

Для исключения перегрева зоны установки нагревателя было введено изменение в конструкцию испарителя, которое позволило обеспечить постоянное присутствие теплоносителя около стенки компенсационной полости и предотвратить перегрев нагревателя.

Эффективность алгоритма работы НЭ_{кп} и достаточность доработок испарителя, подтверждающие увеличение срока службы агрегатов СОТР на основе испытаний в составе КТТ, не имеющей в своём составе иных агрегатов регулирования (механического регулятора давления и ТЭМХ), проводятся в настоящее время.

Появляется возможность изменять (повышать) установки границ регулирования КТТ без снижения её надежности и сокращения ресурса ТЭМХ как на этапе штатной эксплуатации КА, так и в случае поломки пассивных элементов регулирования.

Все это увеличивает срок эксплуатации КА с активными регулируемым КТТ вплоть до 20 лет.

Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в РКП

В случае положительных результатов испытаний, предложенная доработка будет применена в конструкции метеорологических спутников.

Возможно внедрение указанных доработок как типовых элементов активного регулирования КТТ.

Личный вклад каждого из авторов проекта

Авторами была разработана контурная тепловая труба с нагревателем на компенсационной полости и методика её испытаний. Также был проведён конструкторский расчёт представленного агрегата. Авторы принимали непосредственное участие в экспериментальной отработке модернизированной КТТ. Работы проводились в соответствии с графиком внутренних работ АО «НПО Лавочкина».

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАНЕВРИРУЮЩИХ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ
РАЗРАБОТКИ МЕТОДИКИ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ
ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ С АММИАЧНЫМИ КОРРЕКТИРУЮЩИМИ
ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ
С ЭЛЕКТРОДУГОВЫМИ МИКРОДВИГАТЕЛЯМИ**

**INCREASING THE EFFICIENCY OF MANEUVERING
SMALL SPACE VEHICLES BASED ON DEVELOPMENT OF
A METHOD FOR SELECTING THE MAIN
DESIGN PARAMETERS OF SMALL SPACE APPARATUS
WITH AMMONIA CORRECTING MOTOR SETS
WITH ELECTRIC MICRO MOTORS**

В.В. Федянин, П.С. Ячменев

Омский государственный технический университет, Омск, Россия

yachmenev-pavel@mail.ru

V.V. Fedyanin, P.S. Yachmenev

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

yachmenev-pavel@mail.ru

Аннотация. Повышение эффективности маневрирующих малых космических аппаратов достигается за счет разработанной методики выбора основных проектных параметров малых космических аппаратов с корректирующими двигательными установками (КДУ) с электродуговыми микродвигателями (ЭДМД), разработки и проведения экспериментальных исследований отработочного образца КДУ с ЭДМД.

Ключевые слова: эксперимент, космический аппарат, микродвигатель.

Abstract. Improving the efficiency of maneuvering small spacecraft is achieved due to the developed methodology for selecting the main design parameters of small spacecraft with correcting propulsion systems (CDU) with electric arc micromotors (EDMD), development and experimental research of a developmental sample of CPS with EDMD.

Keywords: experiment, spacecraft, micromotor.

Дальнейшее развитие малых космических аппаратов (МКА) в нашей стране и за рубежом связано с созданием маневрирующих МКА с корректирующими двигательными установками (КДУ) с различными принципами ускорения рабочего тела. Также

в последнее время у разработчиков маневрирующих МКА прослеживается тенденция к разработке МКА на основе многоцелевых спутниковых платформ (МСП).

Критериям минимальной стоимости и сроков создания МКА в широком диапазоне масс отвечают аммиачные КДУ с электротермическими электронагревными микродвигателями (ЭНМД). Перспективным типом электротермических микродвигателей являются ЭДМД [1-2].

Использование ЭДМД в составе МКА по сравнению с ЭНМД позволяет увеличить удельный импульс тяги до 300 с, существенно сократить запасы рабочего тела $\approx 31\%$, или увеличить реализуемый запас характеристической скорости до 25 %, что повышает эффективность маневрирующих МКА [3].

Достижимость оптимальных ОПП в части удельного импульса тяги определяется экспериментальными исследованиями ЭДМД.

В связи с этим решаемая проблема заключается в повышении эффективности маневрирующих МКА с аммиачными КДУ с ЭДМД на основе теоретических исследований ОПП с учетом их взаимодействия с параметрами служебных систем (СС) МСП, а также экспериментальных исследований КДУ с ЭДМД. Рассматривается массовый ряд МКА от 100 до 500 кг и энергопотреблением КДУ до 200 Вт.

Актуальность представленного проекта обусловлена следующими факторами: создание маневрирующих МКА является новой инновационной стратегией создания МКА, обеспечивающей укрепление позиций нашей страны на зарубежных рынках по созданию и эксплуатации МКА; масштабностью решаемой проблемы по созданию МКА прикладного, социально-экономического и научного назначения и их запуску групповым и попутным способом; рыночной привлекательностью решаемой проблемы.

Цели работы – создание научно-технического задела для маневрирующих МКА с КДУ с ЭДМД для решения прикладных и научных задач в части разработки методики выбора ОПП с учетом их взаимодействия со СС МСП и выбора реализуемых удельных импульсов тяги ЭДМД на основе экспериментальных исследований; использование разработанной методики проектирования и результатов экспериментальных исследований ЭДМД в образовательном процессе; предоставление научно-исследовательским и проектным организациям методики выбора ОПП маневрирующих МКА с КДУ с ЭДМД.

Для достижения поставленных целей были проведены исследования принципов построения и методов проектирования маневрирующих МКА с аммиачными КДУ в диапазоне масс от 100 до 500 кг. Исследования показали, что перспективной схемой адаптации КДУ в МКА, эффективность которой подтверждена летными испытаниями, является центральная схема размещения КДУ с ее перемещением в отсеке МКА в двух взаимно перпендикулярных направлениях для выставки вектора тяги микродвигателя.

Данная схема взята в качестве основной для исследования проектного облика маневрирующего МКА, и для неё была разработана методика выбора ОПП методом случайного поиска с её реализацией в двух вариантах [4]: вариант 1 – задана стартовая масс МКА, которая перераспределяется на приведенную массу КДУ и массу приборов, систем и конструкции МКА; вариант 2 – задана масса приборов систем и конструкции МКА, для которой находится приведенная масса КДУ и формируется стартовая масса МКА.

Габаритные массовые характеристики МКА с КДУ определены двумя способами: аналитическими моделями и рабочими параметрическими 3D-моделями [5].

Проведенные экспериментальные исследования ЭДМД на азоте [6, 7] свидетельствуют о прогнозируемой возможности достижения удельного импульса тяги КДУ

с ЭДМД до 300 с на аммиаке при нагреве рабочего тела в непрерывном электрическом разряде с энергопотреблением 160 Вт и от 150 до 200 с на аммиаке при нагреве рабочего тела в импульсном электрическом разряде с энергопотреблением от 5 до 30 Вт.

Разработанная методика позволяет формировать множество значений ОПП КДУ в составе МКА с сохранением квазиоптимальной области целевой функции.

Список литературы

1. Ячменев П.С. Обзор электродуговых микродвигателей для космических аппаратов // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы XI Всерос. науч. конф., посвящ. памяти гл. конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова, 30–31 мая 2017 г., ОмГТУ. Омск, 2017. С. 143–151.

2. Design features and experimental researches of an arcjet thruster for small satellite / A.I. Lykyanchik, I.S. Vavilov, P.S. Yachmenev, V.V. Kositsin, I.M. Mironov // Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines : conference proceeding, 15–17 November 2016 / Omsk State Technical University. Omsk, 2016. DOI: 10.1109/Dynamics.2016.7818983.

3. Ячменев П.С. Оценка эффективности маневрирующих малых космических аппаратов с электродуговыми двигательными установками // Информация и космос. 2018. № 3. С. 172–181.

4. Блинов В.Н., Ячменев П.С. Методика исследования проектных параметров малого космического аппарата с электродуговой корректирующей двигательной установкой // Космонавтика и ракетостроение. 2020. № 1 (112). С. 121–133.

5. Блинов В.Н., Шалай В.В., Ячменев П.С. Направления повышения точности расчетного определения масс двигательной установки малого космического аппарата // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы XI Всерос. науч. конф., посвящ. памяти гл. конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова, 30–31 мая 2017 г., ОмГТУ. Омск, 2017. С. 27–34.

6. Experimental investigations of nitrogen arcjet thruster with control unit for small spacecrafts. V.N. Blinov, I.S. Vavilov, V.V. Fedynin [et al.] // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1210 (1). P. 012019-1–012019-7.

7. Experimental studies of arcjet thruster in pulsed mode of operation for corrective propulsion systems of small spacecraft / V.N. Blinov, V.V. Fedynin, V.V. Shalay [et al.] // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1441(1). P. 012088-1–012088-8

ПРИМЕНЕНИЕ ОПТИЧЕСКИХ СТАНДАРТОВ ЧАСТОТЫ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГЕОПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ «ГЛОНАСС»

APPLICATION OF OPTICAL FREQUENCY STANDARDS FOR INCREASING THE ACCURACY OF GEOPOSITIONING OF THE SYSTEM «GLONASS»

И.И. Камзолов¹, К.И. Макаренко²

*Российская корпорация ракетно-космического приборостроения
и информационных систем, Москва, Россия*

¹kamzolov.ii@spacecorp.ru, ²makarenko.ki@spacecorp.ru

I.I. Kamzolov¹, K.I. Makarenko²

*Russian Corporation of Rocket and Space Instrumentation
and Information Systems, Moscow, Russia*

¹kamzolov.ii@spacecorp.ru, ²makarenko.ki@spacecorp.ru

Аннотация. Рассматриваются основные тенденции и перспективы применения навигационных систем в автомобильном, морском и железнодорожном транспорте, сельском хозяйстве, авиации, картографии и геодезии. Приводятся закономерности, показывающие преимущества перехода к использованию частот оптического диапазона с целью повышения точности геопозиционирования. В результате работ по развитию технологии применения ультрастабильных оптических генераторов частоты был спроектирован и изготовлен экспериментальный образец транспортируемого автоматизированного компактного генератора ультрастабильных опорных сигналов частоты на холодных ионах иттербия. Приемосдаточные испытания изготовленного изделия подтвердили выполнение требований технического задания.

Ключевые слова: спутниковая радионавигационная система, навигационный спутник, ГЛОНАСС, оптические генераторы частоты

Abstract. The main trends and prospects of the use of navigation systems in automobile, sea and rail transport, agriculture, aviation, cartography and geodesy are considered. Regularities are given that show the advantages of switching to the use of optical frequencies in order to increase the accuracy of geolocation. As a result of work on the development of technology for the use of ultrastable optical frequency generators, an experimental model of a transportable automated compact generator of ultrastable reference frequency signals based on cold ytterbium ions was designed and manufactured. Acceptance tests of the manufactured product confirmed the fulfillment of the technical specifications.

Keywords: satellite radio navigation system, navigation satellite, GLONASS, optical frequency generators

Спутниковой радионавигационной системой (СРНС) называется система, реализующая технологию определения потребителем собственных координат по радиосигналам, излучаемым навигационными спутниками (НС). На сегодняшний день со стороны различных отраслей хозяйства отмечается значительный рост числа перспективных применений СРНС повышенной точности, определяющих координаты наземных объектов

с точностью вплоть до деци- и сантиметрового диапазона. Среди технологий гражданского применения в данный перечень входят:

1. Спутниковые навигационные технологии в автомобильном транспорте. Глобальная тенденция повсеместного внедрения автоматического беспилотного транспорта обуславливает повышенные требования к точности геопозиционирования для автоматического управления движением и сбора телеметрии в целях обеспечения безопасности, контроля и регулирования ответственности участников дорожного движения. В рамках рассматриваемого направления можно выделить такие задачи, как онлайн-мониторинг автотранспорта, формирование отчётов о движении и стоянках, групповых отчётов по пробегу, по расходу топлива, по прохождению зон, отчётов по данным дискретных датчиков, контроль маршрутов и др.

2. Спутниковые навигационные технологии в высокотехнологичном прецизионном и сельском хозяйстве [1]. Геопозиционирование деци- и сантиметровой точности позволяет осуществлять управление и сельскохозяйственной техникой (в том числе в режиме беспилотного управления), производить точечное распределение удобрений и химикатов для отдельных растений и животных, осуществлять контроль за ростом и точечный сбор отдельных культур, а также локальный контроль состояния биомассы и почвы / воды, отслеживать местоположение отдельных особей птиц, рыб и животных, заниматься прецизионной агрологистикой. Точность геопозиционирования на уровне от 10 до 1 см позволит точно рассчитывать автоматизированную посадку семян растений в почву, обеспечивать локальный полив, вспашку и прополку от сорных культур, сократить расход воды, твёрдых и жидких удобрений за счёт внедрения их непосредственно в зону роста растения, избегая окружающих областей.

3. Спутниковые навигационные технологии в авиации. Повышение точности геопозиционирования до деци- и сантиметрового уровня критически важно для управления посадкой современных летательных аппаратов и координации движения отдельных БПЛА (беспилотных летательных аппаратов) и их роя.

4. Спутниковые навигационные технологии для сервисов, использующих данные о местонахождении объекта. Данное направление является одним из самых объёмных и быстрорастущих сегментов применения спутниковых технологий высокоточного геопозиционирования. Факторами взрывного характера его развития стал бум популярности и повсеместное проникновение персональных мобильных устройств в жизнь большинства людей на планете. Такие устройства стали платформами для внедрения технологий высокоточной спутниковой навигации в таких областях, как мобильная навигация, местоориентированная торговля и реклама, социальные сети, мобильное здравоохранение и спорт, дополненная реальность, компьютерные и мобильные игры, фотосервисы с указанием места совершения снимка, приложения для видеотрансляций в реальном времени.

5. Спутниковые навигационные технологии в морском и железнодорожном транспорте. По мере повышения надёжности и точности геопозиционирования до деци- и сантиметровых диапазонов в данной области смогут получить развитие такие направления, как беспилотная навигация морского транспорта, включая его швартовку в портах, точное морское строительство и инжиниринг, включая прокладку кабелей и трубопроводов, полностью беспилотное управление движением подвижных железнодорожных составов и системами железнодорожной сигнализации.

6. Спутниковые навигационные технологии в картографии и геодезии. Основными областями применения спутниковых навигационных технологий высокой точности в картографии и геодезии является кадастровая геодезическая съёмка, строительное картографирование, управление инфраструктурными объектами. Прецизионная гравиметрия в релятивистской геодезии [2] позволяет осуществлять глобальное измерение и картографическое построение так называемого релятивистского геоида Земли, отражающего её реальную геометрическую форму. Экономическое влияние развития спутниковых навигационных технологий, проявляющееся в повышении точности, можно наблюдать на примере дорожного строительства: при повышении точности геопозиционирования до единиц сантиметров экономия при строительстве одного километра автодороги составит от 1 до 10 % от его первоначальной стоимости.

7. «Умные» города. «Умным» городом называется результат эффективной интеграции физических, цифровых и человеческих систем в искусственно созданной среде с целью обеспечить устойчивое, благополучное и всестороннее будущее для граждан. Средства спутниковой навигации в рамках проекта «Умного» города [3] могут найти своё применение в области системы обеспечения безопасности. Приоритетным направлением в этой сфере является наличие ситуационного центра для интеллектуального интегрирования управления общественным транспортом. Для полной функциональности система должна отвечать следующим критериям: охват остановок и самого общественного транспорта Wi-Fi-доступом, оснащение всего транспорта потребителями шкалы времени СРНС «ГЛОНАСС», реализация системы расчёта транспортных потоков, наличие каршеринговых сервисов и «умной» транспортной системы. Внедрение QR-кодов в городском пространстве, в частности оснащение ими остановок, позволяет определять, где в тот или иной момент находится конкретная единица общественного транспорта.

На сегодняшний день бортовое синхронизирующее устройство (БСУ) СРНС ГЛОНАСС базируется на микроволновом стандарте частоты – цезиевом генераторе с устройством формирования синхрочастот и шкал времени [4]. Относительная нестабильность данного стандарта частоты за сутки находится в диапазоне от $1 \cdot 10^{-13}$ до $5 \cdot 10^{-13}$ [4], что обеспечивает точность определения координат наземных объектов на уровне от 5 до 10 м. Пределом суточной нестабильности стандартов частоты микроволнового диапазона является уровень $\sim 10^{-16}$, что ограничивает максимально возможную точность геопозиционирования при их использовании в составе СРНС [5].

Транспортируемые компактные ультрастабильные оптические генераторы частоты (ОГЧ) позволяют решить проблему повышения точности геопозиционирования за счёт использования частот оптического диапазона вместо радиочастот (РЧ). Преимущества применения более высоких частот осциллятора определяются следующими закономерностями [6]:

1. При определённой ширине резонансной линии поглощения $\Delta\nu$ обратная относительная ширина линии

$$Q \equiv \frac{\nu_0}{\Delta\nu} \quad (1)$$

растёт при увеличении ν_0 . Возможность «разбиения» (определения положения центра) резонансной линии позволяет утверждать, что относительная погрешность будет обратно пропорциональна Q , а следовательно, и частоте осциллятора [6].

2. Исследование и подавление систематических эффектов, сдвигающих частоту стандарта, значительно облегчается при использовании высоких частот. Уход на 180° относительной фазы двух осцилляторов, работающих на частоте порядка 1 Гц и отстающих друг от друга на секунду в год, можно зафиксировать не ранее чем через полгода, в то время как для часов, работающих на частоте 10 ГГц, такое различие проявится уже через 1,6 мс [6].

Вышесказанное является достаточным обоснованием ожидаемого повышения точности стандартов частоты при переходе в оптический диапазон, частота которого выше частоты микроволнового диапазона на пять порядков. Создание фемтосекундных синтезаторов оптической частоты (ФСОЧ) (генераторов так называемой «гребёнки» эквидистантных оптических частот – см. рис. 1, 2), осуществляющих преобразование (деление) частоты из оптического диапазона в микроволновой, подходящий для потребителя, без потери характеристик её точности и стабильности [6–8], позволяет использовать оптические часы, превосходящие по точности лучшие часы микроволнового диапазона, для нужд СРНС.

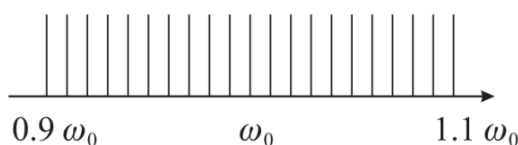


Рис. 1. «Гребёнка» из 21 частоты, расстояние между которыми составляет одну сотую долю несущей частоты ω_0 [6]

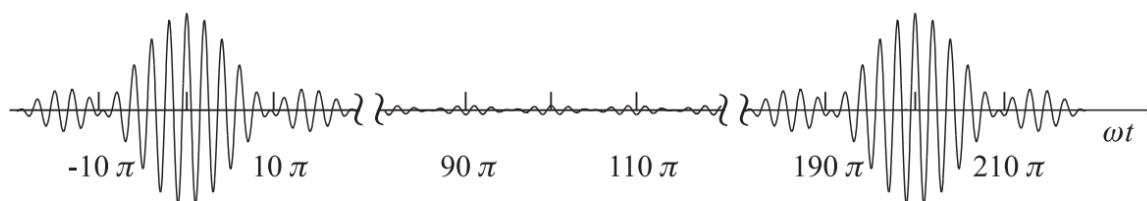


Рис. 2. Последовательность ультракоротких импульсов гребёнки во временном представлении [6]

Также важным преимуществом оптических стандартов частоты перед микроволновыми является существенно более низкий расход рабочего вещества. Цикл его загрузки в оптических стандартах повторяется во много раз реже, чем в микроволновых. Это является следствием на несколько порядков большей глубины (на уровне нескольких эВ или нескольких десятков тысяч К) потенциальной ямы ловушек, используемых при построении оптических стандартов, по сравнению с магнитооптическими ловушками (с глубиной порядка мК) и оптическими решётками [9, 10] (с глубиной порядка мкК) микроволновых часов. Данное отличие играет особенно важную роль при использовании стандарта частоты в условиях жёсткого ограничения доступного объёма рабочего вещества, к примеру, на борту космического аппарата.

Следует отметить, что развитие транспортируемых малогабаритных ультрастабильных ОГЧ должно привести не только к совершенствованию системы «ГЛОНАСС», но и может позволить проводить фундаментальные физические эксперименты [2], такие как проверка эффектов общей теории относительности (ОТО), поиск тёмной материи, измерение фундаментальных констант [6] (постоянная Ридберга, постоянная тонкой структуры), работы по исследованию свойств антивещества.

Построение ультрастабильных ОГЧ возможно на основе квантовых систем различных типов, таких как молекулярные, атомные или ионные. Несмотря на то что оптические стандарты на нейтральных атомах в оптических решётках демонстрируют несколько лучшие характеристики стабильности за счёт большого (вплоть до 10^5) количества опрашиваемых атомов по сравнению со стандартами на одиночных ионах [5], последние являются более предпочтительными для использования в составе бортовых синхронизирующих устройств (БСУ) по следующим причинам:

1. Как было сказано выше, глубина потенциала ионной ловушки составляет несколько эВ, что позволяет долго, вплоть до месяцев, удерживать в ней одиночный ион. Основным механизмом потерь являются столкновения с фоновым газом в вакуумной камере, приводящие к обмену зарядом и потере иона [5]. Это явление, впрочем, не создаёт никаких проблем для функционирования ионного стандарта частоты, так как загрузка нового иона в ловушку занимает считанные секунды, в течение которых сохранение характеристик точности и стабильности частоты стандарта обеспечивается работой ультрастабильного опорного оптического резонатора.

2. Конструкция ионной ловушки гораздо более компактна по сравнению с конструкцией магнитооптической ловушки и не требует деликатной юстировки оптических пучков [5].

3. Более низкая стабильность ионных часов на коротких временах интегрирования по сравнению с часами на нейтральных атомах не является ограничением при проектировании БСУ [5], характеристики которого определяются долговременной стабильностью стандарта частоты.

Во многих ионах, использование которых представляется возможным в составе оптических стандартов частоты, ультрафиолетовые переходы являются труднодоступными для управления и опроса [5]. Наибольший интерес для космических применений представляют оптические стандарты частоты на основе иона иттербия, в котором существуют два легко доступных с помощью компактных лазерных систем перехода с

долгоживущих метастабильных уровней (квадрупольный (E2) переход $^2S_{1/2} (F=0) \rightarrow ^2D_{3/2} (F=2)$ с длиной волны 436 нм и естественной шириной линии 3,1 Гц и октупольный (E3) переход $^2S_{1/2} (F=0) \rightarrow ^2F_{7/2} (F=3)$ с длиной волны 467 нм и естественной шириной линии 1 нГц) (рис. 3), и где лучшие полученные результаты относительной нестабильности составляют $3 \cdot 10^{-18}$ [5, 11–13]. Оптические часы, построенные на основе одиночного иона иттербия после глубокого лазерного охлаждения, демонстрируют значительно более высокие характеристики долговременной стабильности частоты метрологического перехода по сравнению с ионами многих других доступных химических элементов, что делает предпочтительным их использование в глобальной спутниковой навигации [5].

В мире известен ряд работ по развитию технологии применения ультрастабильных ОГЧ в условиях космоса [23–25]. С 2017 по 2020 г. тематикой развития бортовых ОГЧ в Российской Федерации по заказу Министерства образования и науки (проект 14.610.21.0010) занимался консорциум исполнителей в составе Физического института им. П.Н. Лебедева (г. Москва), ООО «Авеста» (г. Троицк), Института лазерной физики Сибирского отделения РАН (г. Новосибирск), Сколковского института науки и технологий (г. Москва) и АО «Российские космические системы» (г. Москва) в качестве индустриального партнёра и соисполнителя. В результате работы были достигнуты следующие ключевые результаты:

1. Был спроектирован и изготовлен экспериментальный образец транспортируемого автоматизированного компактного генератора ультрастабильных опорных сигналов частоты на холодных ионах иттербия (рис. 4). Устройство состоит из двух функционально разделённых половин – оптической и электронной, имеет устройство ввода данных в виде сенсорного дисплея, подключается к источнику питания 220 В, 50 Гц. Прибор подтвердил уровень относительной нестабильности выходного сигнала частоты $8,9 \cdot 10^{-15}$ на времени измерения 1 с (время выборки 1 с, время наблюдения 100 с) и уровень $4,9 \cdot 10^{-16}$ на времени измерения 1000 с (время выборки 1000 с, время наблюдения 24 ч). Данные характеристики стабильности были достигнуты при общей массе устройства 298 кг в виброизоляционном исполнении, объёме 0,92 м³, энергопотреблении 2,8 кВт и компактной модульной архитектуре с размером одного модуля (Д × Г) 400 × 400 мм.

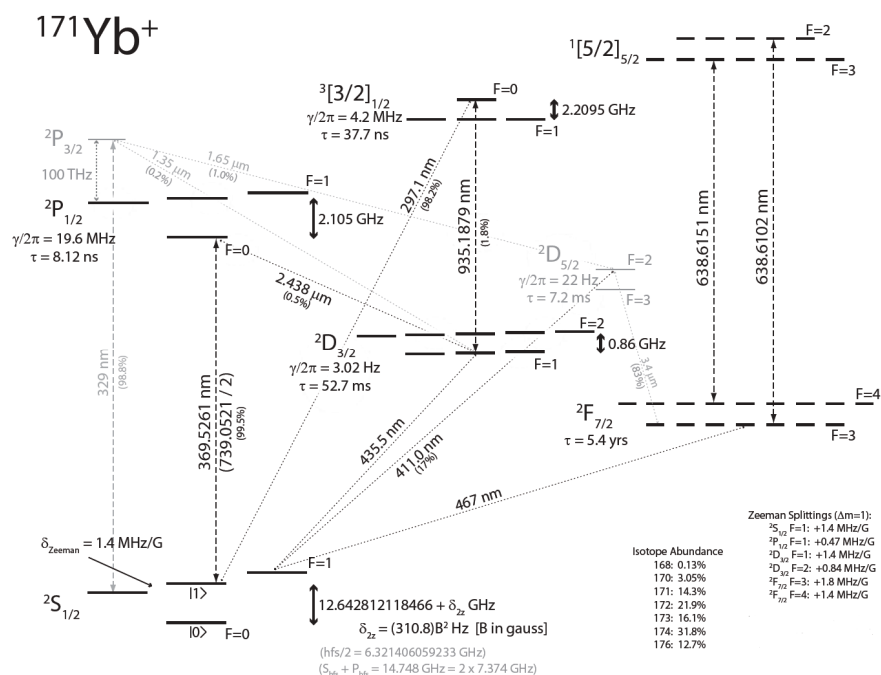


Рис. 3. Редуцированная схема энергетических уровней $^{171}\text{Yb}^+$ [14–22]. Замены: Isotope Abundance – распространённость изотопов, Zeeman Splittings – Зеемановские расщепления, MHz/Hz – МГц/Гц, THz – ТГц, GHz – ГГц, Hz – Гц, μm – мкм, nm – нм, yrs – лет, ms – мс. Проценты (XX.X %) показывают фактор расщепления для соответствующего перехода



Рис. 4. Генератор ультрастабильных опорных сигналов частоты на холодных ионах иттербия (справа – со снятой стенкой со стороны размещения электронных компонентов)

2. Были проведены исследовательские и приёмосдаточные испытания изготовленного изделия. Подтверждено выполнение всех требований технического задания.

3. Был разработан проект технического задания на выполнение НИР, направленной на продолжение данной тематики исследований.

На рис. 5 представлена общая структурная схема бортового ОГЧ на холодных ионах иттербия $^{171}\text{Yb}^+$, планируемого к разработке в рамках развития системы ГЛОНАСС в период с 2021 по 2030 г.

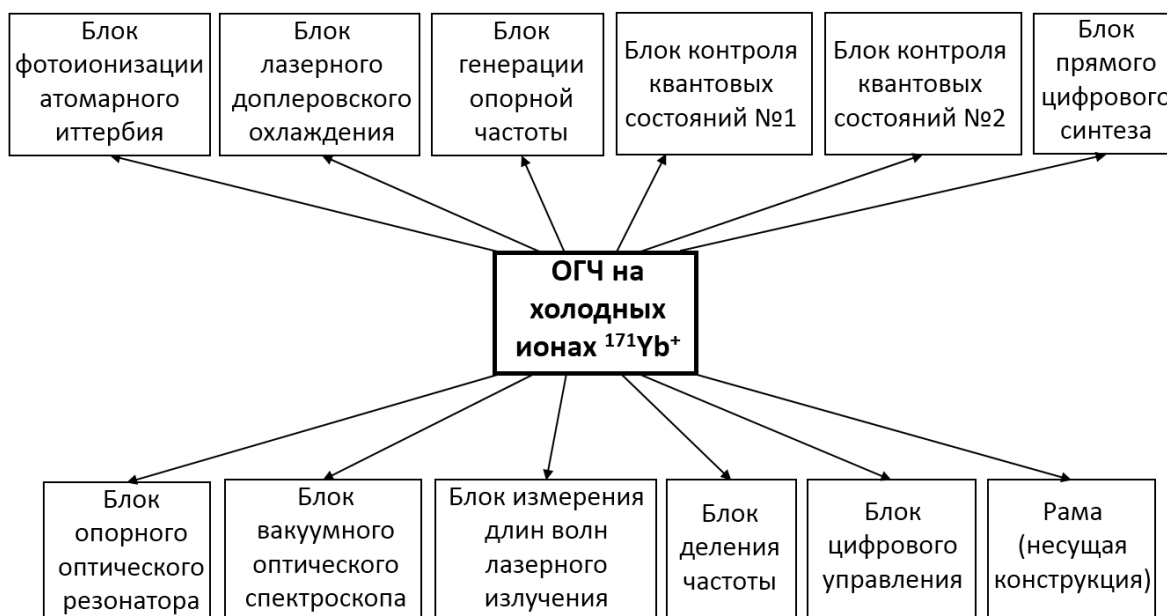


Рис. 5. Структурная схема ОГЧ на холодных ионах иттербия $^{171}\text{Yb}^+$

В схеме на рис. 5 представлены ключевые функциональные компоненты устройства:

– **функциональный блок фотоионизации атомарного иттербия**, ключевым узлом которого является полупроводниковый лазер ударной фотоионизации с длиной волны 398,9 нм, излучение которого модулируется с помощью волоконного акустооптического модулятора (ВАОМ) и волоконного электрооптического модулятора (ВЭОМ);

– **функциональный блок лазерного доплеровского охлаждения**, реализующий механизм «оптической патоки» [6], при котором частица теряет энергию теплового движения за счёт эффекта, аналогичного вязкому торможению, во встречном потоке лазерного излучения, частота которого за счёт линейного эффекта Доплера сдвинута в системе отсчёта, связанной с частицей, и дополнительно отстроена в красную область

спектра от резонансной частоты перехода. Ключевым функциональным узлом (КФУ) данного блока является полупроводниковый лазер доплеровского охлаждения с длиной волны 369,5 нм, излучение которого, как и в случае лазера фотоионизации, модулируется с помощью ВАОМ и ВЭОМ;

– **функциональный блок генерации опорной частоты**, основным компонентом которого является «часовой» лазер 871 нм, излучение которого расщепляется на четыре канала. Первый канал предназначен для калибровки измерителя длин волн лазерного излучения, второй – для обеспечения кратковременной стабильности на временах $\sim 1 \dots 100$ с при помощи привязки к собственной частоте опорного оптического резонатора (ООР), третий – для привязки частоты «часового» лазера к частоте перехода в иттербии и обеспечения долговременной стабильности сигнала, четвёртый – для передачи стабилизированного излучения на блок деления оптической частоты. Частота полупроводникового лазера, входящего в состав данного функционального блока, (871 нм) в два раза превышает частоту квадрупольного перехода в иттербии (435,5 нм), поэтому в системе используется волоконный генератор второй гармоники (ВГВГ) на основе периодически поляризованного нелинейного кристалла трибората лития LiB_3O_5 (LBO);

– **функциональный блок контроля квантовых состояний №1**, предназначенный для перекачки иона с долгоживущего ($\sim 5,4$ года) $^2F_{7/2}$ ($F=3$)-состояния, в которое ион может распасться вследствие случайных соударений с частицами внутри вакуумной камеры, на подуровень $F=1$ уровня $^3[3/2]_{1/2}$. Основа данного блока – полупроводниковый лазер 760 нм, излучение которого модулируется при помощи ВЭОМ. Данный лазер остаётся включённым в течение всего цикла работы ОГЧ;

– **функциональный блок контроля квантовых состояний №2**, отвечающий за перекачку иона с метастабильного состояния $^2D_{3/2}$ ($F=1$), вероятность распада в которое составляет около 0,5 %, на подуровень $F=0$ уровня $^3[3/2]_{1/2}$. КФУ данного блока – полупроводниковый лазер с длиной волны 935,2 нм, излучение которого модулируется с помощью ВАОМ и ВЭОМ. Следует заметить, что отсутствие сверхтонкого расщепления энергетических уровней в чётных изотопах иттербия (172, 174, ...) позволяет при их использовании избавиться от необходимости применения перекачивающих лазеров в ОГЧ и сократить тем самым общий объём конструктива прибора [26];

– **блок прямого цифрового синтеза**, отвечающий за формирование сетки радиочастот, управляющих работой всех ВАОМ и ВЭОМ, а также генерирующий радиочастоту удерживающего поля ионной ловушки;

– **функциональный блок опорного оптического резонатора**, обеспечивающий стабилизацию излучения «часового» лазера на коротких временах ($\sim 1 \dots 100$ с) при помощи реализации схемы Паунда – Дривера – Холла [6]. Опорный оптический резонатор изготавливается из ULE-стекла, имеющего нулевой коэффициент температурного расширения, и помещается в вакуумную камеру для снижения влияния флуктуаций коэффициента преломления и температуры окружающей среды [5];

– **функциональный блок вакуумного оптического спектроскопа**, состоящий из помещённых в вакуумную камеру источника рабочего вещества (металлического иттербия в твёрдом агрегатном состоянии), нагревательного элемента, радиочастотной ионной ловушки Пауля [6], выполненной в конструктивном исполнении «на чипе» и фотоэлектронного умножителя (ФЭУ), предназначенного для детектирования состояния иона путём определения наличия или отсутствия флюоресценции при возбуждении перехода $^2S_{1/2} \rightarrow ^2P_{1/2}$ (так называемый метод «квантовых скачков», он же – electron shelving technique [5, 12, 27–29]);

– **функциональный блок измерения длин волн лазерного излучения**, состоящий из измерителя длин волн на основе интерферометров Физо (рис. 6) с модулем обратной связи, обеспечиваемой линейным ПЗС-фотоприёмником. Данный блок необходим для калибровки и сужения полос генерации полупроводниковых лазеров 398,9; 369,5; 760 и 935 нм. Калибровка измерителя длин волн производится при помощи стабилизированного излучения «часового» лазера 871 нм;

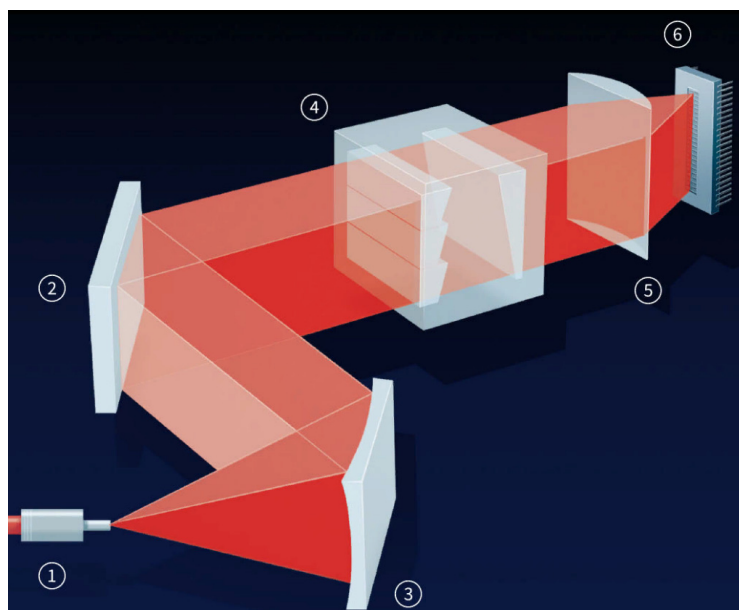


Рис. 6. Оптическая схема измерителя длин волн лазерного излучения [30]:

- 1 – выходной участок транспортного оптического волокна,
 2 – плоское зеркало, 3 – вогнутое зеркало, 4 – интерферометры Физо,
 5 – цилиндрическая линза, 6 – ПЗС-матрица

– **функциональный блок деления частоты**, отвечающий за перенос сигнала без потери характеристик стабильности и точности из оптического диапазона в микроволновой с выходной частотой 1 ГГц, впоследствии понижаемой до 5 МГц и передаваемой потребителю. Работа данного блока обеспечивается ФСОЧ с фемтосекундным многоканальным волоконным лазерным генератором с пассивной синхронизацией мод на основе прозрачного нелинейного оптического элемента (линзы Керра), обеспечивающим самофокусировку пучка в интерферометре Саньяка;

– **функциональный блок цифрового управления (БЦУ)**, отвечающий за реализацию управляющего алгоритма и обработку сигналов радиотелеметрии с Земли, передаваемых через приёмную антенну посредством мультиплексного канала обмена (МКО);

– **рама**, являющаяся несущей конструкцией и отвечающая за отвод тепла с нагретых поверхностей приборов.

На сегодняшний день в АО «Российские космические системы» ведутся работы по развитию тематики ультрастабильных бортовых ОГЧ и подготовке к последующей разработке опытных образцов БСУ для непосредственного запуска на орбиту на борту космических аппаратов (КА). В число научно-инженерных задач, стоящих перед исследователями, помимо прочего входят: формирование состава КФУ перспективных ОГЧ, определяющих их массогабаритные характеристики; определение основных принципов построения, алгоритмов работы, архитектуры и направлений развития компонентов электронно-оптической компонентной базы (ЭОКБ) ОГЧ; оценка влияния внешних воздействующих факторов космического пространства (ВВФ КП) на функционирование бортовых ОГЧ; оценка электромагнитной совместимости (ЭМС) составных частей (СЧ) ОГЧ; выработка направлений адаптации КФУ перспективных бортовых ОГЧ к ВВФ КП. Важной задачей является также исследование облика подсистемы координатно-временного и навигационного обеспечения (КВНО) «ГЛОНАСС» с использованием нового поколения ОГЧ на основе внедрения квантовых оптоэлектронных технологий (фотоники) в бортовых и наземных устройствах (БСУ и центральный синхронизатор).

Результаты дальнейшего развития данного направления позволят вывести отечественную СРНС «ГЛОНАСС» на качественно новый уровень, удовлетворить растущие требования многочисленных потребителей и обеспечить уверенный рост и развитие Российской Федерации на международной научно-технологической арене в области совершенствования характеристик глобальных СРНС на ближайшие годы.

Благодарности

Авторы работы выражают благодарность коллективу отделения 08 АО «Российские космические системы» и лично руководителю отделения А.Е. Скрытнику, начальнику отдела 0801 С.А. Разину и начальнику отдела 0803 И.А. Тимохину, коллективу центра 32 АО «Российские космические системы» и лично А.В. Кочеткову и М.С. Зильмухамедову, руководству АО «Российские космические системы», директору ФИАН им. П.Н. Лебедева, член-корр. РАН Н.Н. Колачевскому, всему коллективу лаборатории оптики сложных квантовых систем ФИАН и лично И.А. Семерикову, И.В. Заливако и М.Д. Аксёнову, заведующей отделом спектроскопии ФИАН, к.ф.-м.н. К.Ю. Хабаровой, ООО «Авеста» и лично А.В. Таусеневу, коллективу Института лазерной физики Сибирского отделения РАН, принимавшему участие в создании транспортируемого генератора ультрастабильных опорных сигналов частоты, коллективу лаборатории системных исследований проблем измерения времени и частоты Сколковского института науки и технологий и лично Dr.rer.nat. И.В. Шерстову, под чьим руководством авторы работали с 2017 по 2019 г., Министерству науки и высшего образования РФ, а также всем людям, с которыми авторы тесно сотрудничали на протяжении последних лет в своей профессиональной деятельности.

Список литературы

1. Прецизионное сельское хозяйство: высокоточная революция в земледелии // Еженедельник. 2000. № 51–52 (754).
2. Хабарова К.Ю., Кудеяров К.С., Колачевский Н.Н. Стандарты частоты на ультрахолодных атомах в тестах общей теории относительности, навигации и гравиметрии // Квантовая электроника. 2017. Т. 45, №5. С. 393–494.
3. Открытое правительство. «Умные» города России. [Электронный ресурс]. URL: <http://open.gov.ru/events/5516255/> (дата обращения: 18.09.2020).
4. ГЛОНАСС: Модернизация и перспективы развития: монография / Р.В. Бакитько, В.В. Дворкин, С.Н. Карутин [и др.]; под ред. А.И. Перова. М.: Радиотехника, 2020. – 1072 с.
5. Перспективные квантово-оптические технологии для задач спутниковой навигации / Н.Н. Колачевский, К.Ю. Хабарова, И.В. Заливако [и др.] // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5, № 1. С. 13–27.
6. Риле Ф. Стандарты частоты: принципы и приложения / пер. Н.Н. Колачевского. М.: Физматлит, 2010. 510 с.
7. Реализация компактных оптических часов / М.А. Губин, А.Н. Киреев, А.В. Конященко [и др.] // Квантовая электроника. 2008. № 38 (7). С. 613–614.
8. Femtosecond optical-to-microwave frequency divider with a relative instability of 10^{-4} - 10^{-16} ($\tau = 1-100$ s) / A.N. Kireev, A.V. Tausenev, D.A. Tyurikov [et al.] // Quantum Electronics. 2016. № 46 (12). P. 1139–1141.
9. Jessen P.S., Deutsch I.H. Optical lattices // Advances in Atomic, Molecular and Optical Physics. 1996. № 37. P. 95–138.
10. A transportable optical lattice clock / S. Vogt, S. Hafner, J. Grotti [et al.] // Journal of Physics: Conference series. 2016. № 723. P. 012020.
11. Tamm C., Schnier D., Bauch A. Radio-frequency laser double-resonance spectroscopy of trapped ^{171}Yb ions and determination of line shifts of the ground-state hyperfine resonance // Appl. Phys. B. 1995. №60. P. 19–29.
12. Hüntemann N. High-accuracy optical clock based on the octupole transition in $^{171}\text{Yb}^{+}$ // Dr.rer.nat. degree thesis, Gottfried Wilhelm Leibniz Universität. Hannover, Germany, 2014.
13. Single-Ion Atomic Clock with $3 \cdot 10^{-18}$ Systematic Uncertainty / N. Hüntemann, C. Sanner, B. Lipphardt [et al.] // Phys. Rev. Lett. 2016. №116. 063001.

14. Indiana University Department of Physics Richerme Lab. Ytterbium level scheme. [Электронный ресурс]. URL: <https://iontrap.physics.indiana.edu/papers/YbLevelScheme.pdf> (дата обращения: 18.09.2020).
15. Manipulation and detection of a trapped Yb^+ hyperfine qubit / S. Olmschenk [et al.] // Phys. Rev. A.
16. Handbook of Basic Atomic Spectroscopic Data, Number 1.1.2, National Institute of Standards and Technology. Gaithersburg, MD. [Электронный ресурс]. URL: <http://physics.nist.gov/Handbook> (дата обращения 18.09.2020).
17. Yu N., Maleki L. Lifetime measurements of the $4f^45d$ metastable stages in single ytterbium ions // Phys. Rev. A. 2000. №61. P. 022507.
18. Investigation of the $^2S_{1/2} \rightarrow ^2D_{5/2}$ clock transition in a single ytterbium ion / Taylor P. [et al.] // Phys. Rev. A. 1997. № 56. P. 2699.
19. Beam-laser lifetime measurements for four resonance levels of Yb II / R.W. Berends, E.H. Pinnington, B. Guo, Q. Ji // J. Phys. B. 1993. №26. L701.
20. Observation of the $^2S_{1/2} \rightarrow ^2F_{7/2}$ electric octupole transition in a single $^{171}\text{Yb}^+$ ion / M. Roberts, P. Taylor, G.P. Barwood, W.R.C. Rowley, P. Gill // Phys. Rev. A. 2000. № 62. P. 020501(R).
21. Lifetime calculations in Yb II / E. Biemont, J-F. Dutrieu, I. Martin, P. Quinet // J. Phys. B: At. Mol. Opt. Phys. 1998. № 31. P. 3321–3333.
22. Accurate measurement of the 12.6 GHz «clock» transition in trapped $^{171}\text{Yb}^+$ ions / P.T.H. Fisk, M.J. Sellars, M.A. Lawn, C. Coles // IEEE Trans. Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control. 1997. № 44. P. 344.
23. Creating the first Bose-Einstein Condensate in Space / M. Lachmann [et al.] // Bulletin of the American Physical Society. 2017.
24. Space-borne frequency comb metrology / M. Lezius [et al.] // Optica. 2016, Vol. 3, № 12. P. 1381–1387.
25. Atomic clocks and timing systems in global navigation satellite systems / P. Rochat, F. Droz, Q. Wang [et al.] // In Proceedings of 2012 European navigation conference. 2012. P. 25–27.
26. Coherent excitation of the highly forbidden electric octupole transition in $^{172}\text{Yb}^+$ / H.A. Fürst, C.-H. Yeh, D. Kalincev, A.P. Kulosa, L.S. Dreissen, R. Lange, E. Benkler, N. Hüntemann, E. Peik, T.E. Mehlstäubler. 2020.
27. Lifetime calculations in Yb II / E. Biemont, J-F. Dutrieu, I. Martin, P. Quinet // J. Phys. B: At. Mol. Opt. Phys. 1998. № 31. P. 3321–3333.
28. Accurate measurement of the 12.6 GHz «clock» transition in trapped $^{171}\text{Yb}^+$ ions / P.T.H. Fisk, M.J. Sellars, M.A. Lawn, C. Coles // IEEE Trans. Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control. 1997. № 44. P. 344.
29. Dehmelt H.G. Proposed $10^{14}\nu/\Delta\nu$ laser fluorescence spectroscopy on Tl^+ mono-ion oscillator // Bull. Am. Phys. Soc. 1975. Vol. 20. P. 60.
30. Fizeau-based Interferometer HighFinesse. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.highfinesse.com/en/technology/fizeau-principle.html> (дата обращения: 18.09.2020).

**ПРОЕКТ ПОСТРОЕНИЯ ГРУППИРОВКИ АКА
С ОПТИЧЕСКОЙ АППАРАТУРОЙ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ
НАВИГАЦИИ ПРИ ОСВОЕНИИ ЛУНЫ (КОНЦЕПЦИЯ,
СОСТАВ АППАРАТОВ, ЭТАПЫ ПОСТРОЕНИЯ)**

**THE PROJECT OF BUILDING A CONSTELLATION OF ACS
WITH OPTICAL EQUIPMENT FOR NAVIGATION DURING
THE EXPLORATION OF THE MOON (CONCEPT,
COMPOSITION OF VEHICLES, STAGES
OF CONSTRUCTION)**

А.О. Дмитриев

Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, Химки, Россия

dmitriev141400@gmail.com

A.O. Dmitriev

Scientific and Production Association named after S.A. Lavochkin, Khimki, Moscow

dmitriev141400@gmail.com

Аннотация. Рассматривается задача создания оптической системы глобального позиционирования на Луне метровой точности, предназначенная для обслуживания ограниченного числа абонентов. Показано, что оптимальным решением задачи будет непрерывный контроль положений световых лазерных маяков на поверхности Луны с борта искусственного спутника Луны, оснащённого бортовой телекамерой, а также с борта космического аппарата, помещённого в точки Лагранжа L_1 (и L_2) системы «Земля – Луна». Показана возможность реализации глобальной оптической лунной навигационной связной системы на базе космических систем создаваемых в НПО «Лавочкина» космических проектов: обсерватории «Спектр-УФ», лунных аппаратов «Луна-25» и «Луна-26». Использование данных космических систем позволит перевести создание навигационной связной системы как часть будущей инженерной инфраструктуры освоения Луны в реальную плоскость.

Ключевые слова: телескоп, оптическая навигационная система, лунная база, точка Лагранжа, «Спектр-УФ», «Луна-25», «Луна-26», световой лазерный маяк; оптический интерферометр, селеноцентрическая система координат.

Abstract. The problem of creating an optical system of global positioning on the Moon of meter accuracy is considered, intended for servicing a limited number of users. It is shown that the optimal solution of the problem would be a continuous control of the positions of the laser light beacons on the lunar surface from onboard of the Moon artificial satellite equipped with an onboard television camera, and also from the spacecraft placed at Lagrange points L_1 (and L_2) of the Earth – Moon system. A set of space probes was

constructed by "Lavochkin Association" for space missions: the observatory "WSO-UV", landing "Luna-25" and orbiting "Luna-26" stations. The use of these space systems makes it possible to translate the creation of a navigation system as part of the future engineering infrastructure of the Moon exploration into a real plane.

Keywords: telescope, optical navigation system, lunar base, Lagrange point, "WSO-UV", "Luna-25", "Luna-26", lighthouse laser light; an optical interferometer, selenocentric coordinate system.

Проведение будущего освоения Луны, а также ее детального изучения должно опираться на высокоточную систему позиционирования находящихся на Луне объектов, особенно луноходов и посадочных аппаратов. Системы глобального позиционирования на Земле успешно функционируют уже много лет, позволяя пользователям в любой момент определять свое положение с погрешностью точнее 5 м. Вполне естественным кажется рассмотреть возможность повторить отработанную систему глобального позиционирования и на Луне. Однако это представляется невозможным по нескольким причинам.

Во-первых, реализованные системы глобального позиционирования (GPS, «ГЛОНАСС», Galileo) [1] опираются на работу многочисленной группировки спутников, чтобы в любой момент времени у любого наземного пользователя системы была возможность уверенно принимать сигналы как минимум от четырёх навигационных спутников. По принимаемому со спутника сигналу наземный приёмник вычисляет дальность до каждого спутника, и по известному пространственному положению спутников определяет своё пространственное положение.

В том случае, когда система глобального позиционирования рассчитана на массового потребителя, её существование экономически оправдано стоимостью измерения координат одного приёмника, которая существенно ниже стоимости (при равной точности) определения тех же координат другими способами, например астрономическими. На Луне потенциальное число позиционируемых объектов в ближайшее десятилетие не превысит несколько единиц; в этом случае стоимость проведения координатных измерений одного объекта возрастает до недопустимой величины.

Во-вторых, наземные системы глобального позиционирования не могут существовать без наземной координатной поддержки. Орбита каждого навигационного спутника должна быть точно известна, а всякие изменения её параметров – отслежены. На Земле существует несколько сотен станций наземной поддержки систем глобального позиционирования, тогда как на Луне их нет и в обозримом времени не предвидится.

В-третьих, космическая техника рассчитана на сравнительно недолгий срок безотказной работы – на 10–15 лет. Это значит, что группировка спутников системы глобального позиционирования должна постоянно обновляться (и резервироваться). Получается парадоксальное положение, когда для позиционирования нескольких аппаратов на Луне требуется многочисленная группировка искусственных спутников Луны навигационного назначения.

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 [2].

Поэтому актуально разработать лунную навигационную связную систему (ЛНСС) на новых принципах, которые позволяют поэтапно её реализовать: от локальной системы (для отдельного района Луны) до глобальной (по всей поверхности Луны). Считаем, что

такую систему можно создать на основе средств оптико-электронных космических систем наблюдения и световых диодных маяков, расположенных на поверхности Луны [3–5].

Целью работы является проектирование системы, состоящей 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 диодные маяки) на Луне (включено в программу «Луна-25»), благодаря установке новых контрольных световых диодных 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 [6, 7].

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 диодный маяк.

3. 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 использовать:

– оптический телескоп с полем зрения 0,5 что позволит иметь в поле зрения часть диска Луны с угловым разрешением менее 1 угл. с., и дает разрешение до десятков метров [8];

– импульсный лазер (волоконный лазер), позволяющий в совокупности с телескопом измерять расстояние «космический аппарат – ретрорефлекторы на контрольных лунных станциях» с высокой точностью [9, 10].

Система оптического глобального позиционирования объектов на поверхности Луны позволит осуществлять измерение координат любого объекта с точностью до десятков метров. Отдельные аспекты работы системы и оптической аппаратуры можно будет протестировать уже на миссиях «Луна-25» и «Луна-26».

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд., перераб., доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.

2. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 40–54.

3. Особенности конструкции световых маяков для лунных посадочных станций / А.В. Горячев, С.А. Смотряев, Л.В. Вернигора, В.К. Сысоев // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 31–34.

4. Вернигора Л. В., Пичхадзе К. М., Сысоев В. К. Анализ параметров излучателя оптического маяка для системы навигации космических аппаратов [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84553> (дата обращения 15.08.2020).

5. Космический аппарат «Луна-25» – основа новых исследований Луны / П.В. Казмерчук, М.Б. Мартынов, И.В. Москатиньев, В.К. Сысоев [и др.] // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9–19.

6. Ширенин А.М., Мазурова Е.М., Багров А.В. Построение высокоточной селе-
нодезической системы координат на физической поверхности Луны с помощью свето-
диодных маяков, расположенных на ее поверхности // Космические исследования. 2016.
Т. 54, № 6. С. 493–498.

7. Dan Cho Space Tracker. The earliest satellite watchers' ideas led to GPS // Tech-
nology Review. 2004. № 12.

8. Космический эксперимент «ЛИРА-Б»: Цели и принципы реализации / А.И. За-
харов, А.В. Миронов, М.Е. Прохоров, А.В. Бирюков [и др.] // Астрономический журнал.
2013. Т. 90, № 3. С. 223–241.

9. Космический астрометрический эксперимент ОЗИРИС / А.А. Боярчук,
А.В. Багров, С.И. Барабанов, В.К. Сысоев [и др.]; под ред. Л.В. Рыхловой и К.В. Куи-
мова. Фрязино: Век-2, 2005. 350 с.

10. Автокомпенсация погрешностей навигационных датчиков бесплатформен-
ной инерциальной навигационной системы / С.В. Слесаренок, И.П. Шепеть, В.И. Руби-
нов, Ю.П. Титов [Электронный ресурс] // Труды МАИ, 2016, № 86. – URL: [http://
www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=66381](http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=66381) (дата обращения: 10.07.2020).

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРЕДПОЛЁТНОЙ
КАЛИБРОВКИ ТРЁХОСНОГО МАГНИТОМЕТРА
НАНОСПУТНИКОВОЙ ПЛАТФОРМЫ SAMSAT-SCIENCE**

**DEVELOPMENT OF THE PRE-FLIGHT METHOD
CALIBRATION OF THREE-AXLE MAGNETOMETER
SAMSAT-SCIENCE NANOSATELLITE PLATFORM**

Д.В. РЫЛЬКО

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, Самара, Россия*

D.V. Rylko

*Samara National Research University
named after academician S.P. Korolev, Samara, Russia*

Аннотация. В работе производится калибровка TMR-датчика LIS3MDL, произведенного компанией STMicroelectronics. Представленная методика калибровки учитывает смещение нуля, неортогональность осей чувствительности, масштабирование по измерительным осям, комплексное влияние собственных полей наноспутника. В результате экспериментальных исследований получена линейная температурная зависимость показаний магнитометра для каждой из осей. Таким образом, была сформирована методика предполётной калибровки трёхосного магнитометра наноспутниковой платформы SamSat-Science.

Ключевые слова: магнитометр, наноспутники, калибровочные испытания, математическое моделирование, метод наименьших квадратов.

Abstract. In this work, the TMR sensor LIS3MDL, manufactured by STMicroelectronics, is calibrated. The presented calibration technique takes into account zero offset, non-orthogonality of the sensitivity axes, scaling along the measuring axes, and the complex effect of the intrinsic fields of the nanosatellite. As a result of experimental studies, a linear temperature dependence of the magnetometer readings for each of the axes was obtained. Thus, a pre-flight calibration technique for the triaxial magnetometer of the SamSat-Science nanosatellite platform was formed.

Keywords: magnetometer, nanosatellites, calibration tests, mathematical modeling, least squares method.

Магнитометр является одним из основных векторных измерителей, используемых в системе определения ориентации космического аппарата [1–3]. Кроме того, информация о скорости изменения вектора магнитной индукции используется в алгоритмах демпфирования угловых скоростей [4].

Для применения на борту наноспутников широкое применение получили датчики, основанные на эффекте анизотропного (AMR), гигантского (GMR) и туннельного (TMR) магнитосопротивления благодаря их малым размерам, низкой стоимости и достаточной производительности при малом энергопотреблении [5]. В данной работе производится калибровка TMR-датчика LIS3MDL, произведенного компанией STMicroelectronics [6].

В Самарском национальном исследовательском университете имени академика С.П. Королёва производится разработка наноспутниковой платформы SamSat-Science, предназначенной для исследования солнечно-земных связей.

Из-за габаритных ограничений платформы магнитометр расположен внутри корпуса, соответственно находясь рядом с элементами бортовых систем, имеющих собственные магнитные поля, которые вносят возмущения в измеряемое внешнее магнитное поле. Поэтому, кроме инструментальных погрешностей, шумов измерений, температурных эффектов, необходимо учитывать влияние собственных полей наноспутника (НС) для повышения точности показаний магнитометра, что, в свою очередь, повлияет на эффективность всей системы управления движением.

В данной работе была рассмотрена модель измерений магнитометра, включающая следующие ошибки измерений: смещение нуля, неортогональность осей чувствительности, масштабирование по измерительным осям, комплексное влияние собственных полей НС [7, 8]. Продемонстрирована геометрическая интерпретация модели измерений [9], которая заключается в аппроксимации трёхкомпонентных измерений, полученных при вращении магнитометра относительно неподвижной точки, поверхностью эллипсоида. Такая интерпретация позволяет упростить процесс определения и учёта калибровочных коэффициентов. Достоинством предложенной методики является то, что калибровочные коэффициенты определяются только по магнитометрическим измерениям без привлечения дополнительной информации о конфигурации поля и положении датчика в пространстве. Эффективность предложенной методики была проверена путем математического моделирования, и последующих наземных калибровочных испытаний.

Был проведён ряд экспериментов, направленный на определение характера температурной зависимости показаний магнитометра, по результатам которого определена линейная зависимость с постоянным угловым коэффициентом для каждой измерительной оси, что подтверждается результатами экспериментов в работах [10, 11]. Угловые коэффициенты температурной зависимости были определены для магнитометра LIS3MDL с помощью метода наименьших квадратов на основе экспериментальных данных. Также был реализован метод компенсации температурного смещения нуля, основанный на приведении показаний магнитометра при действующей температуре к показаниям при базовой температуре. Предложенный метод компенсации был проверен на реальных измерениях в диапазоне температур от -5 до $+40^{\circ}\text{C}$.

Таким образом, была сформирована методика предполётной калибровки трёхосного магнитометра наноспутниковой платформы SamSat-Science, которая состоит из следующих этапов:

1. Подготовка исходных данных путем съема показаний магнитометра при его произвольном вращении вокруг неподвижной точки.
2. Оценка параметров аппроксимирующего эллипсоида.
3. Пересчет параметров эллипсоида в калибровочные коэффициенты.
4. Проведение температурных испытаний.
5. Оценка угловых коэффициентов температурной зависимости показаний магнитометра.

Список литературы

1. Geometric Approach to Strapdown Magnetometer Calibration in Sensor Frame / J.F. Vasconcelos, P. Oliveira, C. Silvestre, B. Cardeira // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2011. Vol. 47(2). P. 1293–1306.
2. Springmann J., Cutler J., Bahcivan H. Magnetic Sensor Calibration and Residual Dipole Characterization for Application to Nanosatellites // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. 2010.

3. Крамлих А.В., Мельник М.Е. Бортовой алгоритм для системы ориентации и стабилизации наноспутника SamSat-218Д // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2016. № 2(15). С. 50–56.
4. Kramlikh A.V., Lomaka I.A., Nikolaev P.N. Damping Control System Design for SamSat Nanosatellite Platform // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2020.
5. Tumanski S. Handbook of magnetic measurements. – CRC Press, 2011. 390 p.
6. LIS3MDL Digital output magnetic sensor: ultra-low-power, high-performance – axis magnetometer: datasheet – production data // STMicroelectronics. 2017. Rev. 6. 33 p.
7. Renaudin V., Afzal M.H., Lachapelle G. Complete Triaxis Magnetometer Calibration in the Magnetic Domain // Journal of Sensors. 2010.
8. Soken H.E., Sakai S. Magnetometer Calibration for Advanced Small Satellite Missions // International Symposium on Space Technology and Science. 2015.
9. Li Q., Griffiths G. Least squares ellipsoid specific fitting // Geometric Modeling and Processing. 2004.
10. Методика калибровки магнитометра на этапе наземной диагностики систем космического аппарата / И.О. Акимов, С.Н. Илюхин, Н.А. Ивлев, Г.Е. Колосов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. №5.
11. Bogatyrev A.M., Lomaka I.A., Nikolayev P.N. Technology for calibration of measuring instruments of SamSat nanosatellites' family // 2017 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). 2017.

РАЗРАБОТКА МЕХАНИЗМА РАСКРЫТИЯ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ НАНОСПУТНИКА

DEVELOPMENT OF THE DISCLOSURE MECHANISM ANTENNA SYSTEM OF THE NANOSATELLITE

И.А. Ломака, С.В. Шафран, А.А. Шкляр

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, Самара, Россия*

I.A. Lomaka, S.V. Shafran, A.A. Shklyar

*Samara National Research University
named after academician S.P. Korolev, Samara, Russia*

Аннотация. Антенны для наноспутников должны обеспечивать устойчивую связь с центром управления полетом. В работе приводятся описание наиболее распространенных типов раскрываемых антенн для наноспутников. При проектировании первого наноспутника Самарского университета SamSat-218Д выбрана конструкция, состоящая из двух взаимно-перпендикулярных дипольных антенн. Рассматривается проектирование и создание лабораторного образца механизма раскрытия антенны.

Ключевые слова: система связи, космический аппарат, наноспутник, дипольная антенна.

Abstract. Antennas for nanosatellites must provide stable communication with the flight control center. The paper describes the most common types of deployable antennas for nanosatellites. When designing the first nanosatellite of Samara University SamSat-218D, a design was chosen that consisted of two mutually perpendicular dipole antennas. The design and creation of a laboratory sample of the antenna deployment mechanism is considered.

Keywords: communication system, spacecraft, nanosatellite, dipole antenna.

Система связи – одна из самых важных систем космического аппарата (КА) [1], так как в случае выхода её из строя КА не сможет связаться с центром управления полётом и передать телеметрию и получить команды управления.

На сегодняшний момент разработано много разнообразных механизмов раскрытия антенн для наноспутников (НС). Обычно на НС устанавливают раскрываемые антенны. Использование раскрывающихся механизмов позволяет применять различные антенны, например параболические [2], спиральные [3], надувные [4], дипольные [5]. Каждый тип антенн имеет свои недостатки и преимущества. Рассмотрим далее несколько различных конструкций.

Самой простой с конструктивной точки зрения антенной для использования на НС является патч-антенна [6]. Её преимуществом являются простота конструкции и отсутствие подвижных частей. Зачастую на НС устанавливают остронаправленные патч-антенны, что делает работоспособность системы связи НС, зависимой от текущей ориентации и стабилизации аппарата, что является существенным недостатком.

Также на НС применяются раскрываемые направленные антенны [7, 8]. С точки зрения проектирования они намного сложнее патч-антенн. Данные конструкции используют очень узкую диаграмму направленности для обеспечения высокоскоростной передачи данных. Использование подобных рефлекторов приводит к значительному увеличению сложности конструкции, её массы и пикового энергопотребления в момент раскрытия, а габаритные размеры параболического отражателя могут быть сравнимы с размерами НС. При этом во время запуска антенны такого типа должны быть упакованы в малом объёме, то есть речь идёт о сложном процессе раскрытия параболической поверхности с использованием лёгких конструкций для экономии массы всего механизма. Подобные конструкции, как правило, применяются только в экспериментальных НС.

Большинство НС используют наиболее доступный радиолюбительский диапазон частот передачи данных (144/433 МГц) (VHF/UHF). Оптимальным типом антенн в VHF/UHF-диапазоне для НС является дипольная антенна, при этом её габариты сравнимы с габаритами НС. Упругую дипольную антенну можно сложить, а затем использовать её запасённую потенциальную энергию для раскрытия, удерживая сложенную конструкцию при помощи легкоплавких элементов. Описанная конструкция часто применяется на НС, и существуют коммерчески доступные образцы дипольных антенн [5, 9].

В частности, при проектировании НС с пассивной ориентацией по направлению скорости полёта выгодно устанавливать две взаимно-перпендикулярные дипольные антенны приёмника и передатчика. При этом конструкции получается такая диаграмма направленности, что вращение вокруг вектора направления скорости практически не будет влиять на усиление сигнала в подспутниковой точке. Такая конфигурация была выбрана при проектировании первого наноспутника Самарского университета SamSat-218Д [10].

В качестве легкоплавких элементов для подобных механизмов раскрытия, как правило, применяются полимерные лески [9], которые при раскрытии пережигаются нихромовой нитью [10] или резисторами. Использование резисторов предпочтительнее [11], так как они являются более жесткими элементами конструкции, в отличие от тонкой нихромовой нити, которая должна хорошо контактировать с натянутой давлением механизма раскрытия полимерной леской.

Значительными недостатками метода фиксации с применением полимерных лесок является низкая вибрационная стойкость элементов механизма, а также трудоемкость процесса фиксации створки, который требует доступа к внутренним частям НС. Как правило, при использовании натянутых лесок присутствует пружина, натягивающая леску для компенсации её теплового расширения и упругой деформации. Таким образом проблема разработки механизма раскрытия антенн является актуальной.

В данной работе было проведено проектирование и создание лабораторного образца (ЛО) механизма раскрытия антенн НС на легкоплавких элементах с размерами и энергопотреблением, соответствующими ограничениям, налагаемым форм-фактором НС (рисунок, *a*). В качестве легкоплавкого элемента предлагается использовать сплав Розе ввиду его двух основных свойств: низкая температура плавления, равная $\sim 98^{\circ}\text{C}$, что существенно ниже температуры плавления оловянно-свинцовых припоев, используемых в космической отрасли, и хорошая адгезивная способность к меди и низкая токсичность.

Следует отметить, что температуры при выводе НС с борта международной космической станции с помощью транспортно-пусковых контейнеров не превышают 50° [12].

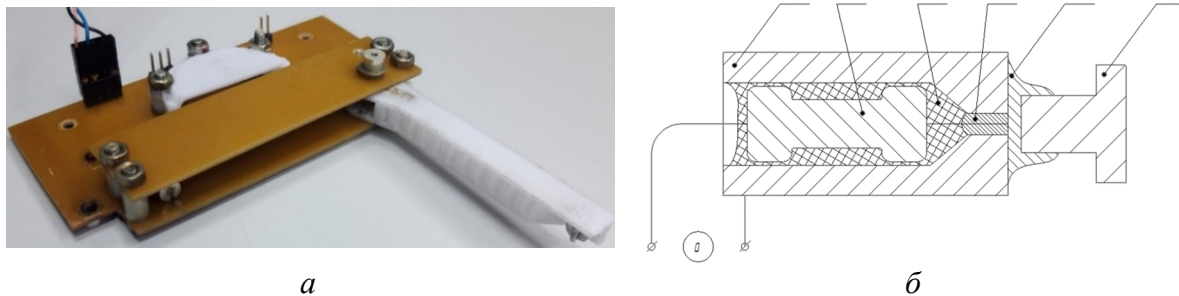


Рис. Лабораторный образец: *а* – внешний вид ЛО, *б* – сечение нагревательного элемента: 1 – корпус нагревательного элемента, 2 – нагревательный резистор, 3 – теплопроводящий компаунд, 4 – припой ПОС-63, 5 – сплав Розе, 6 – медный контакт створки, *а* – выводы нагревательного элемента)

Основной частью ЛО является нагревательный элемент, предназначенный в том числе для удержания створки антенны в закрытом виде. Выводы на плату также являются креплением нагревательного элемента и удерживают створку в закрытом положении. В нагревательном элементе имеется сквозное отверстие, предназначенное для размещения нагревательного резистора 1 с проволочными выводами, покрытого теплопроводящим компаундом. На контактный торец нагревательного элемента нанесён припой для обеспечения электрического контакта с одним выводом резистора и для спайки с контактом *б* на створке.

ЛО был подвергнут комплексу испытаний, имитирующих этапы эксплуатации ракетно-космической техники. Также спроектированный образец успешно прошёл серию вибрационных, термовакуумных и функциональных испытаний.

Финансирование

Работа выполнена в рамках проекта FSSS-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Список литературы

1. Патраев В.Е., Максимов Ю.В. Методы обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов длительного функционирования // Изв. вузов. Приборостроение. 2008. Т. 51, №8. С. 6.
2. A novel approach for low-cost deployable antenna // Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium. 2010. Май 12–14. NASA/CP-2010-216272.
3. Ochoa D., Hummer K., Ciffone M. Deployable Helical Antenna for Nano-Satellites // Conference on Small Satellites. – 28th Annual AIAA/USU.
4. Chandra A., Thangavelautham J., Babuscia A. Composite inflatable antennas for small – satellites and back up communications // Conference Proceedings. 2018.
5. Система связи для CubeSat [Электронный ресурс] // Innovative Solutions in Space B.V. // ISISPACE.NL: инновационные решения для космической отрасли. 2006. URL: <https://www.isispace.nl/product/cubesat-communication-bundle> / (дата обращения: 15.01.2020).
6. Liu W., Tang T. High-gain patch antenna for CubeSat-based automatic dependent surveillance-broadcast application // Microwave and optical technology letters. 2019. Vol. 61, №1. С. 187–190.

7. Остронаправленная антенна для НС формата CubeSat KaTeNna [Электронный ресурс] // Tendeg, LLC // TENDEG.COM: космические антенны и механизмы раскрытия. 2018. URL: <https://www.tendeg.com/products> (дата обращения: 25.01.2020).
8. Bolton S., Doty D., Rivera P. Compact deployable antenna for CubeSat units // Cal Poly digital commons. 2015.
9. Всенаправленная наклонная СВЧ-антенна [Электронный ресурс] // GOMSPACE.COM: ведущий производитель и поставщик наноспутниковых решений. URL: <https://gomspace.com/shop/subsystems/communication-systems/nanocom-ant430.aspx/> (дата обращения: 25.01.2020).
10. SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration // Procedia Engineering. 2015. №104. P. 97–106.
11. Implementation of Wire Burn Deployment Mechanism Using COTS Resistors and Related Investigations // IEEE Aerospace Conference. 2019.
12. NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD) Interface Definition Document (IDD) [Электронный ресурс] 2020. URL: <https://nanoracks.com/wp-content/uploads/NanoRacks-CubeSat-Deployer-NRCSD-Interface-Definition-Document.pdf> (дата обращения: 25.05.2020).

РАЗРАБОТКА МОЩНОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ЛАЗЕРА НА ОСНОВЕ КРИСТАЛЛА CR:LiSAF

DEVELOPMENT OF A POWERFUL SOLID STATE LASER CRYSTAL BASED CR: LiSAF

В.В. Красных, А.А. Сергеев¹

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

¹sergeev.a.san@yandex.ru

V.V. Krasnykh, A.A. Sergeev¹

*Baltic State Technical University «VOENMEKH»
named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, Russia*

¹sergeev.a.san@yandex.ru

Аннотация. Представлен проект мощного фемтосекундного твердотельного лазера на кристалле Cr:LiSAF. Лазер спроектирован по технологии CPA (chirped pulse amplification – усиление импульса с плавно изменяющейся частотой). Выполнено моделирование теплового состояния и термпрочностных нагрузок для активного элемента цилиндрической формы, используемого в усилительных каскадах системы. В качестве источника накачки используются линейки лазерных диодов с энергией в импульсе около 400 мДж, длительностью импульса 250 мкс и центральной длиной волны 635 нм в количестве 12 штук для регенеративного и 24 штук для двухпроходного усилителей, получены следующие значения параметров лазера: центральная длина волны 800 нм, ширина полосы 20 нм, максимальная энергия импульса 57 мДж при длительности импульса около 85 фс, максимальная частота следования импульсов 78 Гц, диаметр пятна 14 см. Уязвимым элементом системы является регенеративный усилитель. Температура его поверхности по нашим оценкам равна 373 К, температурный градиент внутри активного элемента близок к 60 К, а коэффициент теплоотдачи должен быть не менее 2500 Вт/(м²К). Рассчитаны и спроектированы оптические схемы задающего генератора, стретчера, регенеративного усилителя, двухпроходного усилителя и компрессора.

Ключевые слова: усиление импульса с плавно изменяющейся частотой, синхронизация мод, Cr:LiSAF-лазер, термпрочностные нагрузки твердотельных лазеров, мощные лазерные системы.

Abstract. A project of a powerful femtosecond solid-state laser based on a Cr: LiSAF crystal is presented. The laser is designed using CPA technology (chirped pulse amplification - amplification of a pulse with a smoothly varying frequency). The simulation of the thermal state and thermal strength loads for a cylindrical active element used in the amplifier stages of the system has been carried out. As a pump source, 12 laser diodes with an energy in a pulse of about 400 mJ, a pulse duration of 250 μs and a central wavelength of 635 nm are used in the amount of 12 pieces for the regenerative and 24 pieces for the two-pass amplifiers, the following values of the laser parameters were obtained: central wavelength 800 nm, bandwidth 20 nm, maximum pulse energy 57 mJ with a pulse duration of about 85 fs, maximum pulse repetition rate 78 Hz, spot diameter 14 cm. A vulnerable element of the system is the regenerative

amplifier. According to our estimates, its surface temperature is 373 K, the temperature gradient inside the active element is close to 60 K, and the heat transfer coefficient should be at least 2500 W / (m²K). The optical circuits of the master oscillator, stretcher, regenerative amplifier, two-pass amplifier and compressor have been calculated and designed.

Keywords: amplification of a pulse with a smoothly varying frequency, mode synchronization, Cr: LiSAF laser, thermal stress loads of solid-state lasers, high-power laser systems.

Спектр космических задач, для решения которых применимы лазеры, широк: лазерное зондирование атмосферы Земли из космоса, передача энергии в космосе, удаление космического мусора и ускорение космических аппаратов [1]. Перечисленные задачи весьма требовательны к энергетическим характеристикам лазеров, к которым относятся: высокая энергия импульса, частота повторения импульсов и низкая длительность импульса. В то же время имеется ряд ограничений, связанных с поддержанием определенного температурного режима, сбросом выделяемого тепла и максимальной доступной мощностью питания лазерной системы.

Наряду с космическими не меньшее значение имеют остальные задачи: прецизионная обработка материалов, дистанционное зондирование атмосферы, передача информации, точное измерение расстояний, исследование быстропротекающих и нелинейных физических явлений, оптическая когерентная томография и др. [2].

Актуальность данной работы связана: во-первых, с особенностями применения фемтосекундных лазеров с высокой средней и пиковой мощностью в сферах прецизионной лазерной обработки материалов [3] и нелинейного зондирования атмосферы [4–6]; во-вторых, в использовании альтернативного источника излучения, основанного на активной среде Cr:LiSAF, вместо источников на базе активной среды Ti:Sapphire [7].

На сегодняшний день в основе мощных фемтосекундных систем лежит активная среда Ti:Sapphire. Основным недостатком этих активных сред является их спектр поглощения и относительно малое (~3,2 нс) время жизни верхнего лазерного уровня.

Наиболее интенсивные области поглощения кристаллов Ti:Sapphire лежат в зеленой области спектра. Хорошо известно, что создание эффективных лазерных диодов в зеленой области является фундаментальной проблемой [8]. В зеленой области спектра есть провал в квантовой эффективности (англ. термин – greengap), который делает неэффективным производство мощных лазерных диодов для этой области спектра. Спектр поглощения кристаллов Ti:Sapphire позволяет производить эффективную (с точки зрения поглощения) накачку ксеноновыми лампами-вспышками, но малое время жизни верхнего лазерного уровня снижает эффективность процесса, а термические нагрузки сильно ограничивают параметры системы. Поэтому в мощных фемтосекундных системах с активной средой Ti:Sapphire в качестве накачки часто используются лазеры на активных средах, длины волн генерации которых лежат в диапазоне 1050–1070 нм (Nd:YAG, Nd:YLF, Nd:Glass и т.д.), совместно с генератором второй гармоники. Это обстоятельство ведет к уменьшению суммарной эффективности и эксплуатации таких систем.

Кристаллы Cr⁺³:LiSrAlF₆ обладают схожим с Ti:Sapphire спектром усиления, что позволяет создавать на их базе фемтосекундные генераторы и усилители. Наиболее интенсивные линии поглощения кристалла Cr⁺³:LiSrAlF₆ лежат в красной области спектра, а время жизни верхнего лазерного уровня составляет примерно 67 нс.

Однако основным недостатком кристалла Cr⁺³:LiSrAlF₆ является низкая теплопроводность. В случае накачки ксеноновыми лампами-вспышками этот параметр играет важную роль, так как для создания мощных систем энергия в импульсе лампы может превосходить 100 Дж, что сильно ограничивает среднюю мощность создаваемой системы. В работе [9] описана мощная фемтосекундная лазерная система на базе активного элемента Cr⁺³:LiSrAlF₆ с энергией в импульсе 1.05 Дж, длительностью импульса 125 фс и частотой повторения импульсов 0.05 Гц. Максимальная частота повторения импульсов в данном случае ограничена большим градиентом температур внутри активного

элемента, возникающим в результате использования высокоэнергетических ксеноновых ламп-вспышек. Ещё в работе [10] было показано, что при средней мощности накачки 480–500 Вт в объеме активного элемента возникают микротрещины, вызванные высокими термопрочностными нагрузками. Диапазон параметров подобных систем сильно расширяется, если в качестве накачки использовать мощные лазерные диоды с длиной волны 635 или 670 нм.

В данной работе представлен проект фемтосекундной лазерной системы на базе активного элемента $\text{Cr}^{+3}:\text{LiSrAlF}_6$.

Описание системы

Разрабатываемая система представлена на рис. 1. Задающий генератор представляет собой лазер с активной средой $\text{Cr}:\text{LiSAF}$, который генерирует ультракороткие импульсы с низкой энергией порядка наноджоуля. Затем импульсы посредством оптического тракта попадают в стретчер («растяжитель»), где за счет положительной дисперсии групповой задержки их время увеличивается.

После этого растянутые импульсы проходят через телескопическую систему для увеличения диаметра пучка. Это делается с целью эффективной засветки активного элемента в регенеративном усилителе. Таким образом, растянутые импульсы с меньшей пиковой мощностью попадают после телескопической системы в регенеративный усилитель. В регенеративном усилителе используются поляризационные пластины (зеркала), отражающие и пропускающие определенную плоскость поляризации, поляризационная пластина $\lambda/2$, ячейка Поккельса, коллиматор для уменьшения расходимости, и квантрон с усиливающей средой $\text{Cr}:\text{LiSAF}$. Импульс после стретчера проходит через поляризационное зеркало, попадает на поляризационную пластину $\lambda/2$, эта пластина поворачивает поляризацию на 90° . Затем попадает на ячейку Поккельса, на которую не подано напряжение. Напряжение подается после прохождения одного импульса (либо группы импульсов, частота следования зависит от характера накачки квантрона). Таким образом, ячейка Поккельса работает как оптический затвор, селектируя количество импульсов, которые будут усилены. Одиночный импульс проходит через ячейку Поккельса без изменения, отражается от поляризационных зеркал и попадает на активный элемент усилителя (4×50 мм). При этом, до того как импульс приходит в него, в активной среде создается инверсия населенности. Она достигается за счет подачи импульса накачки от линеек диодов. Кристалл легирован ионами Cr^{+3} , которые при приложении энергии накачки переводятся в возбужденное метастабильное состояние, в котором пребывают долгое время ~ 67 мкс. В течение этого времени импульс задающего генератора успевает пройти путь до среды усиления, и при ее прохождении он снимает часть энергии. После прохождения одного импульса на ячейку Поккельса подается напряжение ~ 5000 В. Это делается для оптической модуляции сигнала, чтобы не выпускать импульс из регенеративного усилителя путем изменения его поляризации. Для многократного усиления импульса необходимо, чтобы ячейка Поккельса находилась под напряжением.

Таким образом, импульс успевает снять практически всю энергию, накопившуюся в усилителе, и увеличивается на 6 порядков, достигнув значений порядка миллиджоуля. Затем для выпуска усиленного импульса напряжение с ячейки Поккельса снимается, и импульс проходит через поляризационное зеркало и попадает по оптическому тракту в двухпроходный усилитель, в котором используется вращатель поляризации, квантрон с усиливающей средой $\text{Cr}:\text{LiSAF}$ (10×100 мм) и отражающее зеркало. Усиление происходит по тому же принципу, что и в регенеративном усилителе. Вращатель поляризации поворачивает плоскость поляризации на 45° , затем полуволновая пластина поворачивает на плоскость поляризации на 90° , импульс проходит через усилитель дважды за счет отражения от зеркала. Потом вновь проходит через пластину и вращатель поляризации и отражается от поляризационного зеркала, так как плоскость его поляризации изменилась.

Затем усиленный импульс попадает в компрессор, который сжимает импульс за счет того, что имеет отрицательную ДГЗ, до времени импульса порядка фемтосекунд, после он выводится из компрессора. Итогом служит усиленный ультракороткий импульс.

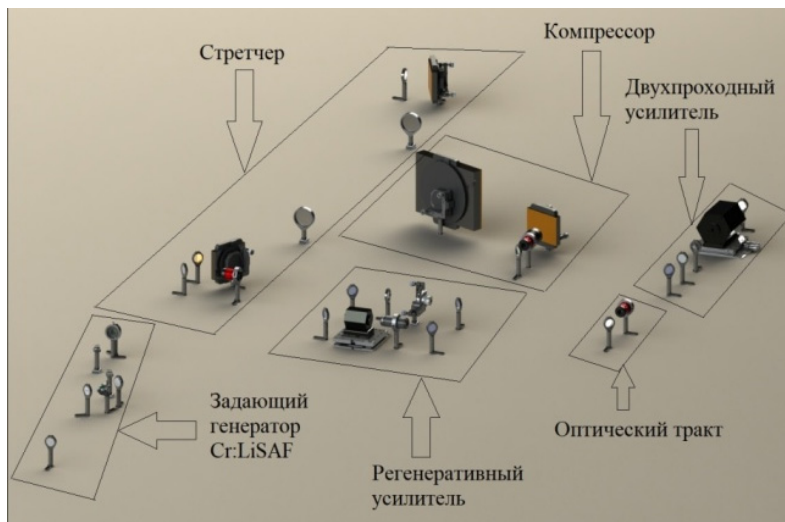


Рис. 1. Лазер Cr:LiSAF

Определение теплового состояния и термической прочности активных элементов усилителей

Исследование температурного состояния активного элемента строится на основании того, что энергия, приходящая от накачки, частично уходит в полосу генерации и выходит из активного элемента в виде излучения, а частично поглощается этим элементом. Из-за движения атомов в веществе происходит образование температурного поля и образуется внутренний источник теплоты. Кроме этого вокруг активного элемента течет хладагент, который уносит часть тепла с поверхности этого элемента, тем самым охлаждая его и изменяя температурный градиент. В качестве хладагента обычно используют дистиллированную воду. Для решения задачи стационарной теплопроводности вводятся граничные условия третьего рода. На границе тела задается закон изменения теплового потока в зависимости от разности температур стенки и среды (вода).

Для определения температурного градиента рассматривается цилиндр с радиусом r , коэффициентом теплопроводности λ . Внутри стержня имеются равномерно распределенные источники теплоты q_v . Выделившаяся теплота через внешнюю поверхность цилиндра передается в окружающую среду. Разность температур, возникающая между стенкой и центром цилиндра, по формуле (1) составляет:

$$\Delta T = T_c - T_w = \frac{q_v \cdot r^2}{4 \cdot \lambda}, \quad (1)$$

где, q_v – объемная плотность мощности внутреннего источника теплоты $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^3}$; T_c – температура в центре К; r – радиус цилиндра, м.

Источником энергии являются матрицы накачки. Они состоят из 12 (в регенеративном усилителе) и 24 (двухпроходный усилитель) линеек диодов, каждая линейка диодов обладает энергией 0,4 Дж, суммарная энергия составляет $E_{oreg} = 4,8$ Дж и $E_{og2} = 9,6$ Дж. Спектр излучения диодов (на 635 нм) и спектр поглощения Cr:LiSAF практически совпадают. Эффективное сечение поглощения составляет $4 \cdot 10^{-20} \text{ см}^2$. Характерные значения КПД при поперечной накачке: $\eta_{pq} = 0,82$ – КПД заселения верхнего лазерного уровня; $\eta_a = 0,90$ – КПД поглощения энергии активной средой; $\eta_t = 0,80$ – КПД передачи энергии активной средой; $\eta_{тепло} = 0,35$ – КПД поглощенной мощности выделяющиеся в виде тепла. Остальная часть энергии переходит в излучение.

Исследования проводятся для частот повторения импульсов накачки 1, 5, 10, 50, 100 Гц. Модель для исследования создается в программной среде Solid Works Simulation, показана на рис. 2. Для снижения ресурсов расчета для элементов круговой симметрии, используется $\frac{1}{4}$ часть исходного активного элемента. Торцы активного элемента закрепляются в цанги. Открытая часть элемента участвует в поглощении и тепловыделении энергии от накачки.

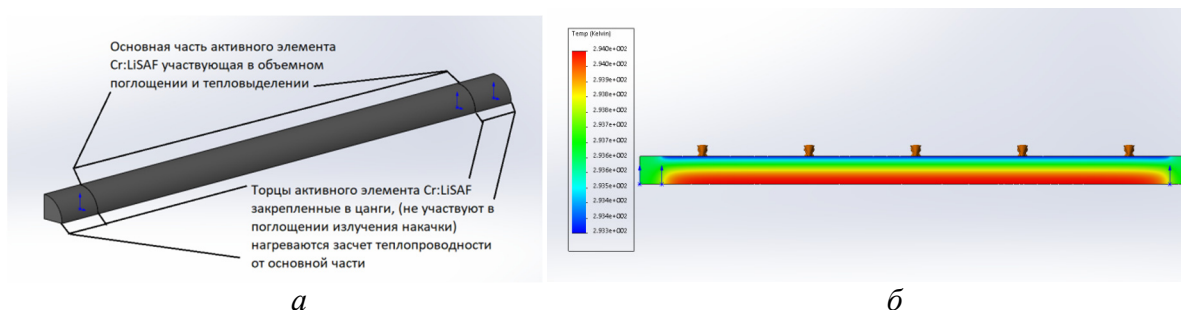


Рис. 2. Исследуемая модель Cr:LiSAF (а); градиент температур для частоты повторения 1Гц (б, вид сбоку)

Также создается материал Cr:LiSAF с учетом анизотропии кристалла. Задаются граничные условия 3-го рода. В качестве хладагента берется вода температурой $T = 293$ К и коэффициентом теплоотдачи $\alpha_1 = 2500 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}}$.

Данные кристаллы выращиваются с помощью метода Чохральского. Наиболее существенным недостатком метода Чохральского является значительная химическая неоднородность выращиваемых кристаллов, выражающаяся в монотонном изменении состава последовательных слоев кристалла вдоль направления роста. Это приводит к возникновению дефектов в активном элементе, которые характеризуется размером полудефекта для данного кристалла $a \approx 25$ мкм. При возрастании температуры кристалла, дефекты (дислокации) расширяются, что приводит к его разрушению.

Способность тел сопротивляться распространению трещин обусловлена структурным состоянием материала и его механическими свойствами. В ходе развития трещины процесс разрушения контролируется свойствами материала у вершины дефекта. В качестве характеристики, отражающей предельное состояние материала в локальном объеме у вершины трещины, обычно используется вязкость разрушения (K_{1C} при плоской деформации). В линейной механике разрушения величина K_{1C} связана с уровнем разрушающих напряжений σ_c и критическим размером трещины a выражением. Таким образом, разрушающее (предельное) напряжение σ_c , возникающее в активном элементе Cr:LiSAF, по формуле (2) составляет:

$$\sigma_{c \max} = \frac{K_{1C}}{\sqrt{a}} = 80 \text{ МПа.} \quad (2)$$

По формуле (3) температурные градиенты для двух осей кристалла, вызывающие разрушения активного элемента Cr:LiSAF, равны:

$$\Delta T_{\max} = \frac{4 \cdot \sigma_{c \max}^{rod} \cdot (1 - \nu)}{\sqrt{2} \cdot \alpha_T \cdot E}, \quad (3)$$

$$\Delta T_{\max(\parallel c)} = 186 \text{ [K]}, \quad \Delta T_{\max(\perp c)} = 60 \text{ K,}$$

где α_T – коэффициент теплового расширения, E – модуль Юнга, ν – коэффициент Пуассона, ΔT_{\max} – температурный градиент.

Поскольку кристалл Cr:LiSAF обладает анизотропией, то расчет необходимо производить по двум осям кристалла «с(∥с)» и «а(⊥с)».

Критическим значением градиента температуры является $\Delta T_{\max(\perp c)} = 60$ К, по оси кристалла « $a(\perp c)$ ». Определив тепловое состояние и температурные градиенты в активных элементах 4×50 мм и 10×100 мм, можно установить предельную мощность накачки Cr:LiSAF для обоих элементов. На рис. 3 (а, б) представлены графики зависимостей температурного градиента от тепловой мощности и от средней мощности накачки соответственно.

Исходя из этого, можно установить предельные мощности накачки для двух активных элементов. Регенеративный усилитель (квантрон с активным элементом Cr:LiSAF 4×50 мм) и двухпроходный усилитель (квантрон с активным элементом Cr:LiSAF 10×100 мм) должны работать с одинаковой частотой повторения импульсов. Поэтому предельная частота повторения импульсов для обоих усилителей должна составлять $f = 78$ Гц. Средние мощности накачки при этом: для регенеративного усилителя $P_r = 374$ Вт, для двухпроходного усилителя $P_{g2} = 749$ Вт.

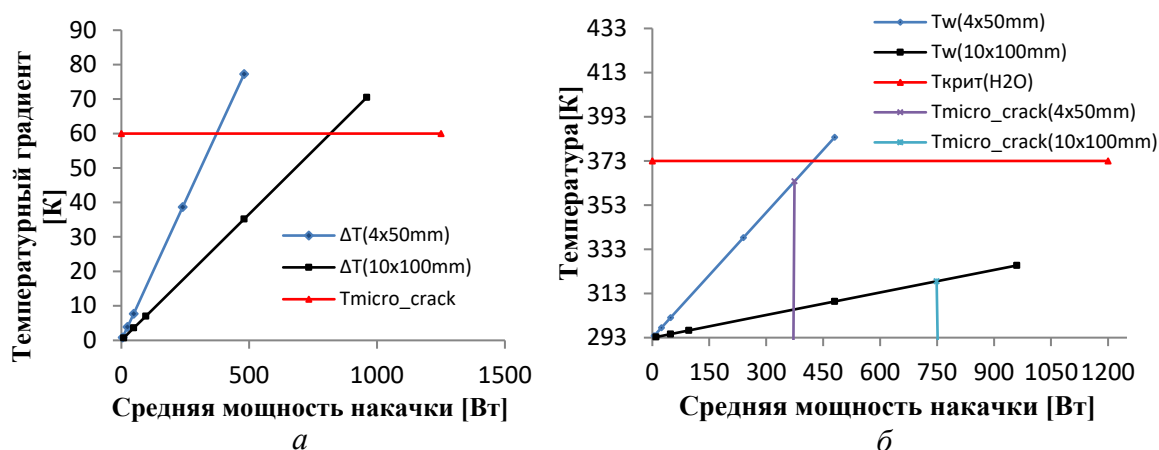


Рис. 3. а – зависимость температурного градиента от средней мощности накачки с учетом термической прочности; б – зависимость температуры на стенке активного элемента от средней мощности накачки с учетом термической прочности.

Заключение

По результатам работы продемонстрированы исследования теплового состояния активной среды Cr:LiSAF. Путем моделирования определены ключевые факторы, приводящие к ее разрушению, рассчитаны разрушающие термические напряжения и градиенты температуры. Исходя из тепловых и термопрочностных расчетов, имеется возможность подобрать необходимые выходные параметры лазера для выполнения требуемых задач. Разработанная модель расчета позволяет решать задачу баланса между средней и пиковой мощностью. При использовании в качестве накачки линеек лазерных диодов с энергией в импульсе около 400 мДж, длительностью импульса около 250 мкс и центральной длиной волны 635 нм в количестве 12 штук для регенеративного и 24 штук для двухпроходного усилителей имеется возможность работать с частотой не более 78 Гц.

Для каждого блока лазерной системы было выполнено проектирование, выбраны схемные решения, разработаны методики расчета, подобраны соответствующие компоненты. Для задающего генератора разработана методика энергетического расчета, позволяющая определить такие выходные характеристики, как длительность импульса (50 фс), энергия импульса (1.4 нДж), частота повторения импульсов (60 МГц), средняя (40 мВт) и пиковая (27 кВт) мощности.

Рассчитаны и спроектированы стретчер и компрессор. В качестве схемного решения стретчера выбран «стретчер Мартинеза» [11] (как наиболее эффективный способ для растяжения длительности импульса). Получена длительность растянутого импульса

261 пс. В качестве схемного решения компрессора выбран «компрессор Трейси», который согласуется по дисперсии групповых задержек со стретчером, что в результате приводит практически к исходной длительности импульса на выходе системы. Получена длительность сжатого импульса 85 фс.

Также разработаны модели энергетического расчета регенеративного и двухпроходного усилителей. Получена энергия импульса порядка 44 мДж. Энергия усиленного импульса на выходе двухпроходного усилителя составляет 69 мДж.

Результатом проектирования является лазерная система со следующими выходными параметрами: пиковая мощность – 670 ГВт, средняя мощность – 4,4 Вт, энергия импульса – 57 мДж, длительность импульса – 85 фс, частота повторения – 78 Гц.

Список литературы

1. Твердотельные ОВФ-лазеры высокой яркости для космических задач / А.В. Авдеев, А.С. Борейшо, С.В. Ивакин, А.П. Погода // Фотоника. 2018. № 1. С. 69.
2. Крюков П.Г. Лазеры ультракоротких импульсов // Квантовая электроника. 2001. № 2. С. 31.
3. Вакс Е.Д., Миленский М.Н., Сапрыкин Л.Г. Практика прецизионной лазерной обработки. М.: Техносфера, 2013. 696 с.
4. Лазерное зондирование атмосферы из космоса / В.М. Захаров, О.К. Костко, Л.И. Барич, Г.М. Крученицкий, В.С. Портасов. Л.: Гидрометеиздат, 1988. 216 с.
5. Оптическая модель земной атмосферы для интенсивного лазерного излучения ближнего и среднего ИК спектральных диапазонов / С.В. Асанов, В.В. Белов, А.Д. Булыгин [и др.] // Оптика атмосферы и океана. 2015. № 4, С. 28.
6. Лидарное зондирование атмосферы с использованием гигаваттных лазерных импульсов фемтосекундной длительности / О.А. Букин, М.Ю. Бабий, С.С. Голик [и др.] // Квантовая электроника. 2014. № 6. С. 44.
7. Demirbas U. Cr:Colquiriite Lasers: Current Status and Challenges for Further Progress. Progress in Quantum Electronics, 2019.
8. Matthias Auf der Maur, Walter Rodrigues, and Aldo Di Carlo. Unraveling the "Green Gap" problem: The role of random alloy fluctuations in InGaN/GaN light emitting diodes. Physical Review Letters. 2015. Vol. 116.
9. Ditmire T., Nguyen H., Perry M. Amplification of femtosecond pulses to 1 // J in Cr:LiSrAlF6. OPTICS LETTERS. 1995. Vol. 20, № 10.
10. Repetitively Pulsed Cr:LiSAF Laser for Lidar Applications / T. Shimada, J. Early, C. Lester, N. Cockroft // OSA Proceedings on Advanced Solid State Lasers. 1994, Feb. 7–10, Salt Lake City, Utah.
11. Яковлев И.В. Стретчеры и компрессоры для сверхмощных лазерных систем // Квантовая электроника. 2014. № 5. С. 22.

**РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ
ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНЫХ
ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ
В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

**THE DEVELOPMENT OF A SYSTEM FOR INCREASING
THE ELECTRICAL CHARACTERISTICS OF SPACE SOLAR
CELLS PURPOSES DURING IN-SERVICE LIFE**

М.В. Рябцева

*Научно-производственное предприятие «Квант»;
Национальный исследовательский
технологический университет «МИСиС», Москва, Россия*

sineva1901@gmail.com

M.V. Ryabtseva

*Scientific and Production Enterprise «Kvant»;
National University of Science and Technology MISIS, Moscow, Russia*

sineva1901@gmail.com

Аннотация. Многокаскадные высокоэффективные солнечные элементы (СЭ) являются наиболее востребованными и перспективными для эксплуатации в составе солнечной батареи (СБ) в условиях космоса. На протяжении всего срока активного существования (САС) СЭ испытывают воздействие различных космических факторов, что в значительной степени снижает характеристики СБ. К таким факторам можно отнести термоциклирование в диапазоне от плюс 100 °С до минус 150 °С, собственную атмосферу космического аппарата, метеорные и техногенные частицы, ультрафиолетовое излучение, электризация поверхности СБ, радиация и другое. Большая часть рассмотренных факторов незначительно влияет на полупроводниковую структуру СЭ, чего нельзя сказать о радиационном воздействии, что вносит значительные структурные дефекты в кристаллическую решётку эпитаксиальной структуры. В результате за САС мощность СЭ и, как следствие, СБ может упасть на ~ 20 %. В связи с этим предлагается способ повышения электрических характеристик облучённых СЭ в процессе эксплуатации – инжекционный отжиг. Для реализации системы нагрева в космическом пространстве предлагается использование секции СБ в качестве внешнего источника питания, что не приведёт к существенному увеличению массы СБ и к серьёзным изменениям ее конструкции. Для апробации инжекционного отжига на СЭ космического назначения нагрев проводился при плотности тока 23,6 мА/см² в течение 5,5 ч. Оценочно можно сказать, что использование системы нагрева на основе инжекционного отжига позволит продлить САС СБ на ~ 2,5 г.

Ключевые слова: многокаскадный солнечный элемент, полупроводниковые материалы *АИВВ*, солнечная батарея, срок активного существования, инжекционный отжиг, электронное излучение, вольтамперная характеристика, внешний квантовый выход фотоотклика, электролюминесцентная спектроскопия.

Abstract. Multijunction high-efficiency solar cells (SC) are the most popular and promising for operation as part of a solar battery (SB) in space. The SCs are affected by various space factors throughout their service life, which significantly reduces the solar battery characteristics. There is thermal cycling in the range from plus 100 °C to minus 150 °C, the own atmosphere of spacecraft, meteoric and technogenic particles, ultraviolet radiation, electrification of the SB surface, radiation, and more. Most of the factors considered have an insignificant effect on the SC semiconductor structure. However, radiation exposure introduces significant structural defects into the crystal lattice of the epitaxial structure. As a result, the power of the SC and, as a consequence, SB can drop by ~ 20 % over the service life. In this regard, the work proposes a method for increasing the electrical characteristics of irradiated SCs during in-service life – injection annealing. The use of a SC section is proposed as an external power source for the implementation of an annealing system in outer space. This will not lead to a significant increase in the mass of the SB and to serious changes in its design. The SC annealing for space purposes was carried out at a current density of 23,6 mA/cm² for 5,5 hours. It can be estimated that the use of a heating system based on injection annealing will extend the SB service life by ~ 2,5 years.

Keywords: multi-junction solar cell, III–V semiconductors, solar panel, service life, injection annealing, electron radiation, I–V characteristics, electroluminescent spectroscopy, external quantum efficiency, optoelectronic correlation of spectral reciprocity.

Одним из основных параметров солнечной батареи (СБ) является САС. На сегодняшний день срок активного существования (САС) современных СБ космического назначения, эксплуатируемых на геостационарной орбите, составляет порядка (15–20) лет [1–3]. Ограничение САС СБ объясняется негативным воздействием различных факторов космического пространства на выходные характеристики СБ в частности воздействие заряженных частиц [4, 5].

Современные серийно выпускаемые (СЭ), используемые в составе СБ в качестве источника питания большинства космических аппаратов, изготовлены на основе полупроводниковых материалов *АІІІВV* на *Ge*-подложке. Структуру такого СЭ условно можно разделить на три последовательно соединенных диода – каскада. В связи с этим выходной ток СЭ ограничен каскадом, генерирующим ток минимальной величины, а напряжение СЭ складывается из напряжений, выработанных каскадами. Верхний каскад на основе *InGaP* является ограничивающим СЭ по току, однако в конце САС в результате воздействия радиации роль ограничивающего каскада переходит к среднему – на основе *InGaAs* [6]. Объясняется это толщиной каскадов. Верхний каскад достаточно тонкий – порядка 0,5 мкм, тогда как у среднего – 3,5 мкм [7]. Чем больше толщина каскада, тем больше вероятность возникновения центров захвата носителей заряда, что ведёт к снижению их времени жизни и диффузионной длины [8].

Одним из основных способов восстановления электрических характеристик в результате воздействия ионизирующего излучения является термическое воздействие на СЭ. Выдерживание СЭ на основе полупроводниковых материалов *АІІІВV* при температуре до 200 °C на протяжении суток позволит восстановить мощность СЭ до 70 % от исходного значения [9]. Однако данный способ технически сложно реализовать непосредственно в космическом пространстве, поскольку нагревательные элементы необходимо расположить по всей площади фотогенерирующей части панели СБ, что значительно утяжелит конструкцию СБ.

Целью работы являлось разработать систему, позволяющую частично восстанавливать электрические характеристики СЭ непосредственно в космическом пространстве.

В ходе работы был проведён экспериментальный инжекционный отжиг, представляющий собой пропускание тока от внешнего источника питания при прямом смещении (время отжига – 5,5 ч, ток инжекции – 23,6 mA/cm², напряжение прямого смещения – 2,7 В).

В качестве экспериментальных образцов были взяты облученные трёхкаскадные СЭ (энергия электронов – 1МэВ, флюенс электронов – $3 \cdot 10^{15}$ е/см²) со структурой *GaInP/GaAs/Ge* на *Ge*-подложке с общей площадью фотогенерирующей части менее 30 см². Образцы были без защитного стекла, без приваренных коммутационных шин и шунтирующих диодов.

До и после отжига проводилось исследование электрических и спектральных характеристик СЭ – вольтамперная характеристика, электролюминесцентная спектроскопия, внешний квантовый выход фотоотклика.

Используя спектральное соотношение взаимности, были оценены внутренние напряжения каждого из каскадов исследуемых СЭ [10]:

$$\phi_{эл}(E) = Q_{внешн.}(E) \cdot \phi_{чт}(E) \cdot [\exp((q \cdot U) / (k \cdot T)) - 1], \quad (1)$$

где $\phi_{эл}(E)$ – электролюминесценция, отн. ед.;

$Q_{внешн.}(E)$ – внешний квантовый выход, отн. ед.;

$\phi_{чт}(E)$ – поток фотонов черного тела, Вт/м²;

q – заряд электрона, Кл;

U – напряжение, вырабатываемое каскадом СЭ, В;

k – постоянная Больцмана, эВ/К;

T – температура, К.

Степень восстановления СЭ в результате отжига оценивалась по формуле

$$R_X = X/X_0, \quad (2)$$

где X – электрический параметр после отжига;

X_0 – электрический параметр до облучения.

Результаты проведенного экспериментального отжига представлены в таблице ниже.

Экспериментально установленная степень восстановления электрических параметров каскадов облучённого СЭ в результате воздействия инжекционного отжига

Область структуры СЭ	$R_{I_{кз}}$, %	$R_{U_{хх}}$, %
<i>InGaP</i>	+0,06	0
<i>InGaAs</i>	+1,05	+1,87
<i>Ge^a</i>	-2,17	+10,00

Примечание: «+» – увеличение параметра, «-» – снижение параметра. Данные для расчетов взяты из [10].

Из таблицы видно, что наибольшее изменение электрических параметров в результате инжекционного отжига имел нижний каскад на основе *Ge*. Однако этот каскад имеет большой запас по току для трёхкаскадных СЭ ~ 40 % от выходного тока СЭ, а его вклад СЭ по напряжению минимален ~ 4 %, что незначительно сказалось на выходных характеристиках СЭ. Больше значение на выходные характеристики облученных СЭ имеет изменение электрических параметров среднего каскада на основе *InGaAs*, что в данном эксперименте привело к повышению электрических параметров СЭ: ток короткого замыкания ($I_{кз}$) – на 1,05 %, а напряжение холостого хода ($U_{хх}$) – на 1,27 %. Величина максимальной мощности СЭ возросла на 0,36 %.

Оригинальность предлагаемой системы заключается в том, что в качестве внешнего источника питания может быть выбрана секция СБ, что не приведёт к серьёзным изменениям конструкции и увеличению массы СБ. Система будет иметь большое практическое значение для современной космической фотоэнергетики и позволит увеличить САС на ~ 2,5 г. как самих СБ, так и космических аппаратов, в составе которых они эксплуатируются.

Список литературы

1. Формирование собственной внешней ионосферы космических аппаратов и эффекты её воздействия / А.Б. Надирадзе, А.Г. Корсун, М.Ю. Куршаков [и др.] // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2011. – № 43.
2. Correlation of telemetered solar array data with particle detector data on gps spacecraft / S.R. Messenger, E. M. Jackson, J. H. Warner [et al.] // IEEE Transactions on Nuclear Science. – 2011. – P. 3118–3125.
3. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений АІІВV / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев [и др.] // Сибирский журнал науки и технологий. – 2018. – Т. 19, № 2. – С. 308-324.
4. Radiation degradation characteristics of component subcells in inverted metamorphic triple-junction solar cells irradiated with electrons and protons / M. Imaizumi, T. Nakamura, T. Takamoto [et. al] // Prog. Photovolt: Res. Appl. 2016.
5. The Influence of High Temperatures on Radiation Damage of GaInP2/GaAs/Ge Triple Junction Cells / Ch. Brandt, C. Baur, A. Caonet [et al.] // IEEE Journal of Photovoltaics. 2013. Vol. 3, № 2.
6. Performance Evaluation and Prediction of Single-Junction and Triple-Junction GaAs Solar Cells Induced by Electron and Proton Irradiations / Gao Xin, Feng Zhan-zu, Cui Xin-yu [et al.] // IEEE Transactions On Nuclear Science. 2020. Vol. 61, № 4.
7. Enhanced Conversion Efficiency of III–V Triple-junction Solar Cells with Graphene Quantum Dots / Tzu-Neng, L. Svette, R. M. S. Santiago [et al.] // Scientific Reports. 2016. № 6. P. 39163.
8. Емельянов В.М., Калюжный Н.А., Минтаиров С.А. Многопереходные солнечные элементы с брэгговскими отражателями на основе структур GaInP/GaInAs/Ge // Физика и техника полупроводников. 2010. Т. 44, вып. 12.
9. The Influence of High Temperatures on Radiation Damage of GaInP2/GaAs/Ge Triple Junction Cells / Ch. Brandt, C. Baur, A. Caon [et al.] // IEEE Journal of photovoltaics. 2013. Vol. 3, № 2.
10. Subcell I–V characteristic analysis of GaInP/GaInAs/Ge solar cells using electroluminescence measurements / S. Roensch, R. Hoheisel, F. Dimroth [et al.] // Appl. Phys. Lett. – 2011. Vol. 98. P. 251113.

**РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРОДИНАМИЧЕСКИХ
ПАРАМЕТРОВ МОДЕРНИЗИРОВАННОЙ КОНСТРУКЦИИ
ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ
ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ**

**RESULTS OF STUDYING VIBRODYNAMIC PARAMETERS
OF THE MODERNIZED DESIGN OF THE
GYROSCOPIC METER ANGULAR SPEED VECTORS**

С.В. Топильская

НИИ ПМ – НИИ прикладной механики им. академика В.И.Кузнецова

S.v.topilskay@mail.ru

S.V. Topilskaya

*Research Institute PM – Research Institute of Applied Mechanics
named after academician V.I. Kuznetsov*

S.v.topilskay@mail.ru

Аннотация. Опыт успешной эксплуатации малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости привел к применению приборов такого типа взамен прецизионных гироскопических измерителей вектора угловой скорости. Однако из-за чувствительности динамически настраиваемых гироскопов к механическим нагрузкам требуются в системы виброзащиты. В работе рассматривается применение амортизаторов и динамических гасителей колебаний. Для определения параметров амортизации использована численная Simulink-модель, которая была подтверждена экспериментальными результатами.

Ключевые слова: гироскоп, космический аппарат, «ГЛОНАСС», вибрация, Simulink.

Abstract. The experience of successful operation of a small-sized gyroscopic meter of the angular velocity vector led to the use of devices of this type instead of precision gyroscopic meters of the angular velocity vector. However, due to the sensitivity of dynamically tuned gyroscopes to mechanical stress, vibration protection systems are required. The paper considers the use of shock absorbers and dynamic vibration dampers. To determine the parameters of depreciation, a numerical Simulink model was used, which was confirmed by experimental results.

Keywords: gyroscope, spacecraft, GLONASS, vibration, Sim-ulink.

Следствием успешной эксплуатации малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости (МБИС) на базе динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ) в составе космических аппаратов (КА) группировки «ГЛОНАСС» возник интерес к применению приборов такого типа взамен прецизионных гироскопических измерителей вектора угловой скорости (ГИВУС) из-за прекращения производства поплавковых интегрирующих гироскопов.

Повышение эксплуатационных характеристик приборов типа МБИС до прецизионных ГИВУС реализуется схемотехническими решениями сервисных электронных устройств. Усовершенствование конструкции прибора МБИС, направленное на повышение его точностных характеристик, привело к разработке новой конструкции корпуса прибора, обладающего повышенной жесткостью. Упругие характеристики нового корпуса оказывают влияние на вибродинамические параметры конструкции прибора, значения которых критичны для сохранения точности измерения инерциального прибора.

В работе описаны особенности конструкции разрабатываемых гироскопических приборов системы управления КА, из которых выделены гироскопические приборы на базе ДНГ. Приборы данного типа обеспечивают точность измерения угловой скорости порядка $0,01^\circ/\text{ч}$, длительный ресурс работы при небольших габаритно-массовых характеристиках. Однако из-за чувствительности ДНГ к механическим нагрузкам, действующим при выведении КА, гироскопические приборы на базе ДНГ нуждаются в системах виброзащиты [1–9].

В поисках оптимального способа виброзащиты ДНГ в составе гироскопического измерителя определено, что для снижения действующего уровня вибраций на модернизированный гироскопический прибор до допустимого во всем диапазоне действия вибраций, а также для обеспечения высокой угловой стабильности углового положения блока чувствительных элементов в течение всего ресурса работы прибора необходимо использовать одновременно амортизаторы, обладающие высокими упругими и стабильными характеристиками в течение длительного ресурса эксплуатации прибора (10 лет), и динамические гасители колебаний (ДГК) с нелинейной характеристикой (рис. 1).

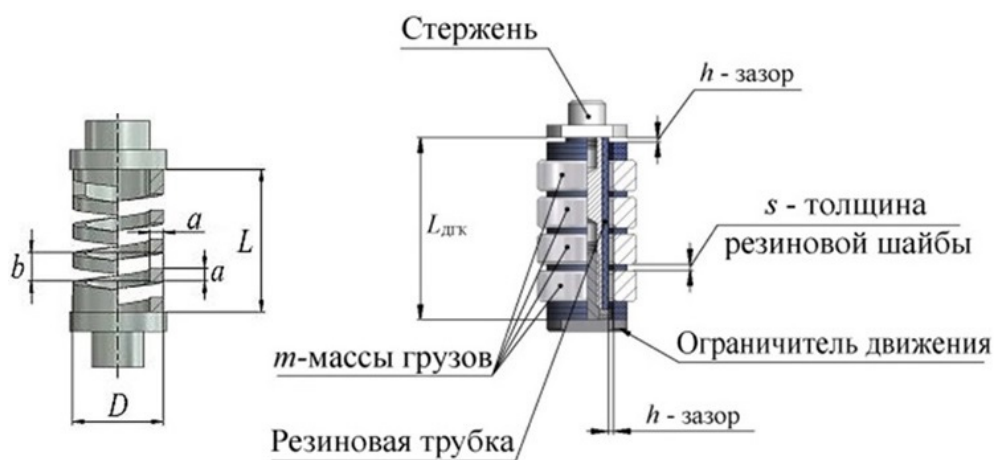


Рис. 1. Система амортизации инерциального гироскопического прибора

На основе сформированного теоретического и практического задела по решению задачи повышения вибропрочности инерциальных измерительных приборов была разработана численная Simulink-модель, позволяющая определять нелинейные параметры системы амортизации. Данная модель была подтверждена положительным сопоставлением численных и экспериментальных результатов моделирования (рис. 2, 3).

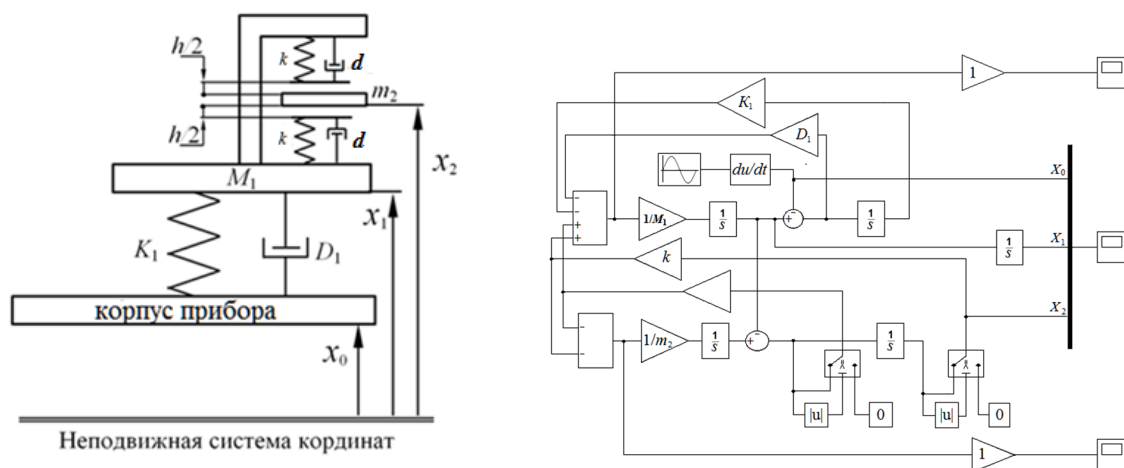


Рис. 2. Кинематическая схема и *Simulink*-модель системы амортизации блока чувствительных элементов: M_1 – масса объекта амортизации (БЧЭ); m_2 – масса грузов ДГК; K_1 – коэффициент жесткости амортизатора; k – коэффициент жесткости ДГК; D_1 – коэффициент демпфирования амортизатора; d – коэффициент демпфирования нелинейного ДГК; h – зазор ДГК; X_0, X_1, X_2 – перемещения основания, корпуса БЧЭ и грузов ДГК соответственно

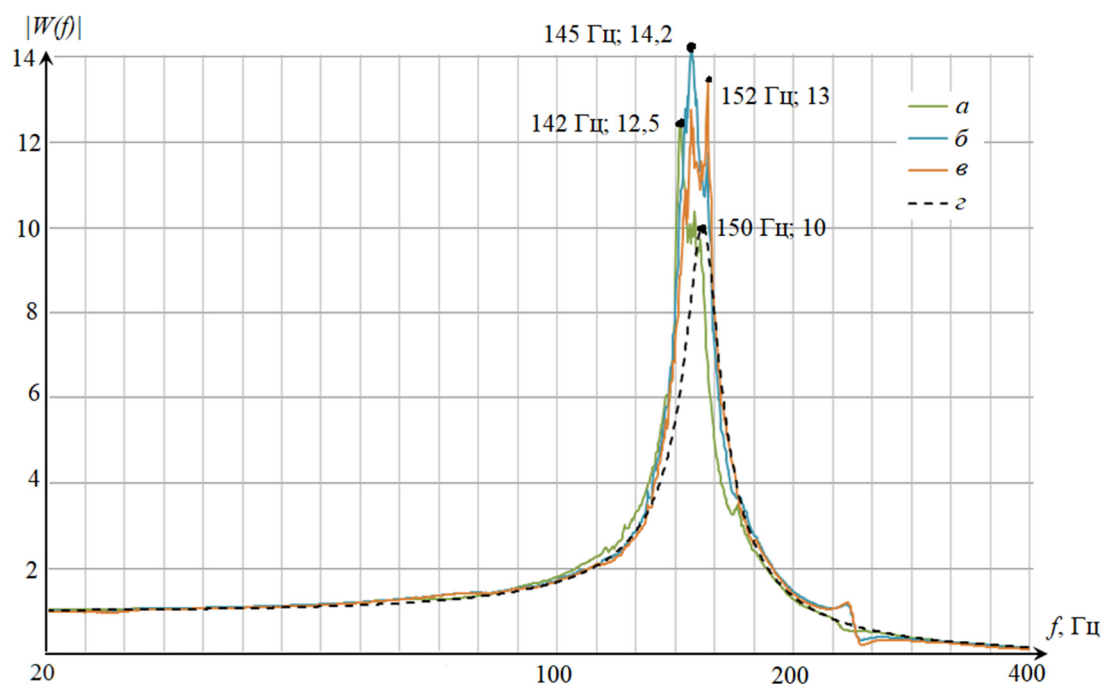


Рис. 3. Результаты численного и экспериментального моделирования вибродинамических параметров конструкции: АЧХ объекта амортизации при действии вибрации: a – по оси X; b – по оси Z; v – по оси Y; z – теоретическая АЧХ

При разработке модернизированного прибора (рис. 4) была проведена теоретическая и экспериментальная оценка значений возникающих ускорений с учетом характеристик упругости и демпфирования нового корпуса.

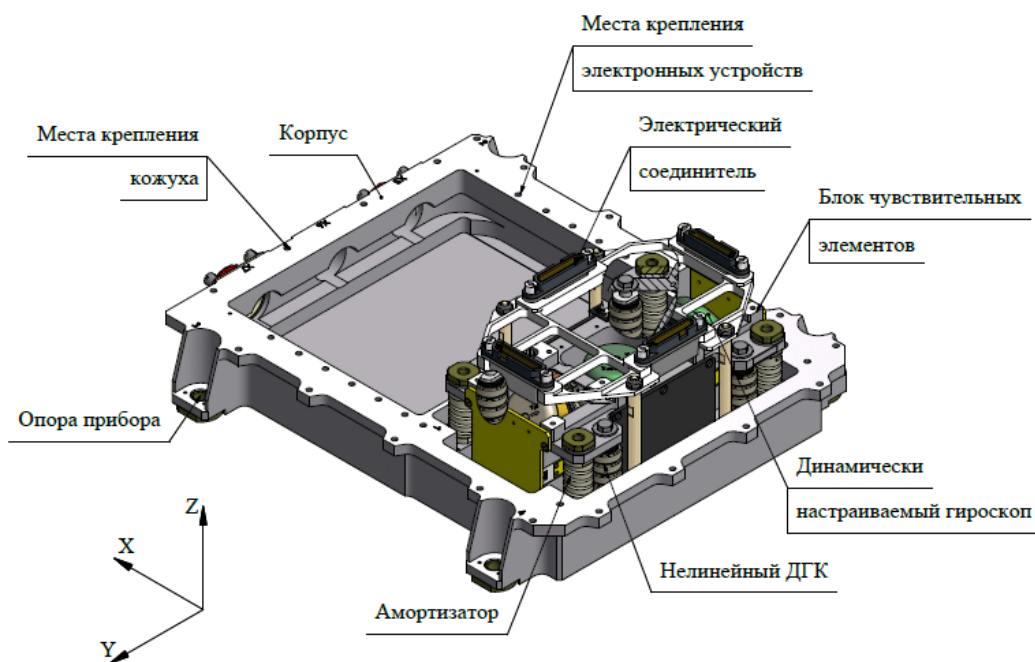


Рис. 4. Конструкция модернизированного прибора на базе динамически настраиваемых гироскопов (электронные устройства и кожух не показаны)

На основе сопоставления полученных результатов с теоретическими в разработанной Simulink-модели были определены оптимальные нелинейные вибродинамические параметры системы амортизации модернизированного гироскопического прибора.

Список литературы

1. Ильинский В.С. Защита аппаратов от динамических воздействий. М.: Энергия, 1970.
2. Крендалл С. Случайные колебания. М.: Мир, 1967. 356 с.
3. Основные положения Федеральной космической программы 2016–2025 [Электронный ресурс] // Роскосмос. URL: <http://www.roscosmos.ru/22347/> (дата обращения: 07.05.2020 г.).
4. Новиков Л.З., Шаталов М.Ю. Механика динамически настраиваемых гироскопов. М.: Наука, 1985.
5. Пановко Я.Г. Присоединенные динамические системы как гасители колебаний // Прочность, устойчивость, колебания: справочник. М.: Машиностроение, 1968. Т. 3. С. 331–346.
6. Расчеты на прочность в машиностроении / С.Д. Пономарев, В.Л. Бидерман, К.К. Лихарев, В.М. Макушин, Н.Н. Малинин, В.И. Феодосьев // технические редакторы С.М. Попова и Е.Н. Матвеева. М.: 1-я типография Машгиза, 1958. Т. I. С. 974.
7. Попов Е.П. Теория линейных систем автоматического регулирования и управления: учеб. пособие для вузов. 2-е изд., перераб и доп. М.: Наука, 1989. 304 с.
8. Продукция: гироскопические приборы [Электронный ресурс] // «Звезда». URL: <http://www.zavod-zvezda.ru/produkcija.html> (дата обращения: 07.05.2020).
9. Тимошенко С.П., Д.Х. Янг, Уивер У. Колебания в инженерном деле / пер. с англ. Л.Г. Корнейчука; Под ред. Э.И. Григolloка. М.: Машиностроение, 1985. – 472 с.

**ТЕХНОЛОГИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ
РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АНТЕНН
И ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
КОЛЛИМАТОРНЫМ МЕТОДОМ**

**TECHNOLOGY OF AUTOMATED RADIO ENGINEERING
MEASUREMENTS CHARACTERISTICS ANTENNAS AND
PAYLOAD OF SPACECRAFT COLLIMATOR METHOD**

Г.А. Павлова¹, А.В. Соловьёв², Р.А. Сайткулов³

*Информационные спутниковые системы
им. академика М.Ф. Решетнева, Железногорск, Россия*

¹gpavlova@iss-reshetnev.ru, ²asol@iss-reshetnev.ru, ³saytkulovra@iss-reshetnev.ru

G.A. Pavlova¹, A.V. Soloviev², R.A. Sitekulov³

*Information satellite systems
named after academician M.F. Reshetnev, Zheleznogorsk, Russia*

¹gpavlova@iss-reshetnev.ru, ²asol@iss-reshetnev.ru, ³saytkulovra@iss-reshetnev.ru

Аннотация. Перспективным направлением в измерении радиотехнических характеристик полезной нагрузки космического аппарата является проведение этих измерений в свободном пространстве с имитацией дальней зоны средствами двухзеркального коллиматора, что требует освоения новых методик измерений, разработки уникальных средств технологического оснащения и является перспективной инженерно-технической и технологической задачей в рамках проведения наземной экспериментальной отработки космического аппарата. В публикации описаны технология измерения радиотехнических характеристик антенн как автономно, так и в составе космического аппарата (КА) и проведение высокочастотных испытаний полезной нагрузки космического аппарата коллиматорным методом. Рассмотрены задачи подготовки производства: технологического обеспечения и универсализации оборудования специализированного рабочего места высокочастотных испытаний перспективных КА коллиматорным методом на базе компактного полигона ССР120/100.

Ключевые слова: полезная нагрузка, измерения, радиотехнические характеристики, антенна, компактный полигон, коллиматорный метод, диаграмма направленности.

Abstract. A promising direction in the measurement of radio engineering characteristics of the spacecraft payload is to conduct these measurements in free space with far-field simulation by two-mirror collimator, which requires the development of new measurement techniques, development of unique technological equipment. This is a promising engineering and technological task in the framework of conducting ground-based experimental testing of the spacecraft. The article describes the technology for measuring the radio technical characteristics of antennas both independently and as part of the spacecraft and conducting high-frequency payload tests using the collimator method. Training tasks are considered production: technological support and equipment universalizations specialized workplace for high-frequency testing, such as collimator method based on the compact polygon ССР120/100.

Keywords: payload, radio technical characteristics, antenna, compact range, collimator method, radiation pattern.

Классификация методов измерения радиотехнических характеристик (РТХ) антенн и связанных с ними типов автоматизированных измерительно-вычислительных комплексов (АИВК) по характеру используемой для измерения области излучения антенны подразделяет все методы измерения на методы дальней, квазидальней и ближней зоны.

Измерения в ближней зоне выполняются на расстоянии порядка $3 \dots 5 \lambda$ от излучающей поверхности антенны. При этом небольшая слабонаправленная антенна-зонд перемещается вблизи исследуемой антенны по заданной поверхности сканирования. В зависимости от структуры ближнего поля и, соответственно, характера диаграммы направленности используются комплексы планарного (плоского), цилиндрического и сферического сканирования.

При измерениях в дальней зоне АИВК может располагаться на открытом полигоне, в безэховой камере и, в некоторых случаях, в обычном лабораторном помещении. При этом расстояние между исследуемой и вспомогательной антеннами должно составлять не менее $2D^2/\lambda$ (D – максимальный размер антенны, λ – длина волны).

Измерения в квазидальней зоне выполняются с помощью коллиматора, представляющего собой вырезку параболического рефлектора большого размера. Такой тип АИВК, включающий БЭК с коллиматорной системой и другим оборудованием для измерения характеристик антенн, часто называют компактным полигоном [1].

Компактные полигоны широко используются не только для измерений ВЧ-характеристик антенн, но и для измерений радиотехнических параметров полезной нагрузки КА.

В настоящее время в АО «Информационные спутниковые системы имени академика М. Ф. Решетнева» завершён ввод в эксплуатацию первого этапа строительства нового монтажно-испытательного комплекса (МИК), который оснащен уникальным оборудованием АИВК для высокочастотных испытаний – компактным полигоном ССР120/100. Проведение высокочастотных испытаний (ВЧИ) космического аппарата на базе компактного полигона – это принципиально новый подход в измерении РТХ космического аппарата (КА), базирующийся на измерениях в свободном пространстве коллиматорным методом. [2].

Коллиматорный метод заключается в измерении параметров объектов в поле, близком к полю плоской волны, создаваемом с помощью антенны-коллиматора в непосредственной близости от измеряемого объекта. Методика измерения объектов совпадает с методикой измерения в дальней зоне. Система формирования плоской волны содержит систему зеркал Кассегрена компактного антенного полигона, состоящую из вспомогательного и главного зеркал, и соответствующих облучателей, расположенной в безэховой камере (БЭК). Система обеспечивает особые возможности измерений при использовании расфокусированного облучателя (облучателей) без существенного ухудшения ВЧ-измерений в рабочей зоне. При одновременной работе двух облучателей, находящихся в разных местах, и работающих на разных частотах в фокальной области, система может формировать соответствующее количество независимых рабочих зон. Это позволяет производить измерения спутниковых антенн, установленных на левой и правой частях спутниковой платформы, без их демонтажа с КА, или даже проводить измерения собранной полезной нагрузки (ПН) КА.

На этапе высокочастотных испытаний КА осуществляется проверка соответствия требованиям ТЗ радиотехнических характеристик бортовой аппаратуры. В рамках ВЧИ проводят:

- измерение уровня пассивных интермодуляционных помех (ПИМП);
- испытания на электромагнитную совместимость (ЭМС) технических средств КА (так называемые испытания на автосовместимость);
- функциональные испытания полезной нагрузки КА.

В настоящее время при проведении функциональных испытаний полезной нагрузки КА такие радиотехнические характеристик как плотность потока мощности (ППМ), эквивалентная изотропная излучаемая мощность (ЭИИМ), коэффициент усиления (КУ) и добротность (G/T), оцениваются экспериментально-расчетными методами. Измерения проводятся на направленном ответвителе, и в измерительный тракт не входит приемопередающая антенна и последний волновод, расположенный между направленным ответвителем и антенной, поэтому влияние этого участка учитывается только расчетным способом, что приводит к увеличению погрешности определения РТХ ПН на этапе функциональных испытаний. Этого можно избежать, проводя измерения сигнала в свободном пространстве с учетом всего высокочастотного приемопередающего тракта. Проведение таких испытаний становится возможным при имитации дальней зоны и измерении РТХ ПН КА средствами компактного полигона.

Для обеспечения проведения испытаний ПН КА коллиматорным методом в АО «ИСС» выполнен комплекс работ по подготовке производства. В рамках технологической подготовки производства к проведению ВЧИ КА на рабочем месте компактного полигона проведен анализ исходных требований по размещению и подключению к инженерным сетям контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) и предложены оптимальные решения по ее расположению. На основании разработанных технологических планировок расстановки КПА определены состав гермоплат для обеспечения подведения испытательной кабельной сети к КА, размещенному внутри БЭК, а также места установки гермоплат в корпус БЭК и сформированы основные технические требования на их изготовление, проведен монтаж гермоплат в корпус БЭК. Гермоплаты обеспечивают проход внутрь БЭК следующих коммуникаций, необходимых для испытаний КА: низкочастотных электрических цепей; высокочастотных электрических цепей; жидкостного контура; воздушного контура; инженерных коммуникаций.

Для установки КА для испытуемого объекта разработана специальная оснастка-переходник, предназначенный для закрепления ПН или КА на ОПУ. Конструкция переходника универсальна и обеспечивает возможность его модернизации под конкретный КА. Переходник обеспечивает решение следующих задач: закрепление на переходнике ПН или КА на высоте 8 м от пола – в рабочей зоне коллиматора – горизонтально по двухопорной схеме; подъем переходника вместе с ПН/КА с помощью траверсы и монтаж переходника вместе с ПН/КА на интерфейсном диске позиционера; закрепление элементов конструкций систем раскрытия и обезвешивания антенн КА/ПН; подкрепление воздухопроводов системы охлаждения КА, НЧ и ВЧ кабелей за элементы конструкции переходника.

К текущему моменту (июнь 2020 г.) проведены первые усеченные ВЧИ макета КА, целью которых являлась проверка коллиматорным методом точности установки электрических осей антенн относительно оси компактного полигона (совмещенной с осью изделия), проведенная предварительно с помощью оптических средств. Объектом испытаний являлся габаритно-весовой макет КА с антеннами. В целом в рамках отработки технологии испытаний успешно проведены:

- транспортировка и установка КА с раскрытыми антеннами на позиционер полигона – опорно-поворотное устройство (ОПУ), изменение положения КА с помощью поворота ОПУ в диапазоне $\pm 1,5^\circ$ по оси элевации с регистрацией параметров перегрузок;
- измерения коллиматорным методом диаграмм направленности антенн в составе КА в частотном диапазоне от 13 до 30 ГГц. При этом ввиду узконаправленности ДН антенн диапазон сканирования ОПУ составил $\pm 0,5^\circ$ по осям элевации и азимута с шагом сканирования $0,05^\circ$.

Методика, оценки точности установки электрических осей антенн относительно осей компактного полигона отработана и будет использована на этапе проведения ВЧИ летных образцов ПН на последующих этапах испытаний перспективных КА.

Проведенные измерения позволяют осуществить корректировку выставки антенн относительно КА для увеличения точности наведения антенн.

Кроме того, измерение задержек сигнала бортовой аппаратуры и определение фазового центра антенн играет существенную роль в повышении точности сигналов навигационных КА.

На сегодняшний день в АО «ИСС» за достаточно короткий срок с момента начала работ в 2019 г. на новом автоматизированном измерительном комплексе (компактном полигоне ССR120/100) внедрена в производство передовая технология измерений коллиматорным методом ВЧ-характеристик антенн собственного производства и наработан существенный задел по этим испытаниям. Проведена технологическая подготовка производства в обеспечение испытаний перспективных КА на базе компактного полигона для проведения измерений РТХ (таких как ППМ, ЭИИМ, КУ и G/T) полезных нагрузок КА коллиматорным методом.

Список литературы

1. Калинин Ю.Н., Миляев П.В. Современные методы и средства измерения радиотехнических характеристик антенн. [Электронный ресурс]. URL: https://trimcom.ru/conf_2016/doklad_kalinin_milyaev.pdf (дата обращения: 10.07.2020).
2. Performance of scanned quiet zones in compensated compact ranges for antenna and payload testing [Электронный ресурс] / J. Migl, J. Habersack, C. Hotzel, A. Geise, C.H. Schmidt, H.-J. Steiner. URL: <https://www.researchgate.net/publication> (дата обращения: 10.07.2020).

**РАЗРАБОТКА МАКЕТА
ШИРОКОПОЛЬНОГО ДАТЧИКА СОЛНЦА
С ПРИМЕНЕНИЕМ ФОТОДИОДОВ**

**LAYOUT DEVELOPMENT WIDE FIELD SUN SENSOR
WITH THE APPLICATION OF PHOTODIODES**

И.А. Копылов

ФГУП МОКБ «Марс», Москва, Россия

ivan95476@icloud.com

I.A. Kopylov

FSUE MOKB «Mars», Moscow, Russia

ivan95476@icloud.com

Аннотация. Обсуждаются вопросы надежности и точности существующих широкопольных датчиков Солнца, и предлагается техническое решение по улучшению конструкции и снижению стоимости прибора.

Ключевые слова: солнечный датчик положения, фотодиод, космический аппарат, конструкция, широкопольный датчик Солнца.

Abstract. The issues of reliability and accuracy of existing wide-field solar sensors are discussed, and a technical solution is proposed to improve the design and reduce the cost of the device.

Keywords: solar position sensor, photodiode, spacecraft, construction, wide-field solar sensor.

Солнечные датчики применялись и применяются практически на всех космических аппаратах, начиная с первых спутников [1]. Конструкция и принципы их действия достаточно хорошо отработаны. В настоящее время существуют различные варианты конструктивного исполнения подобных устройств. Например, щелевые датчики положения Солнца, или датчики, содержащие оптическую систему, выполненную в виде широкоугольного объектива типа «рыбий глаз». Недостатками этих датчиков могут являться ограниченность поля обзора, конструктивные ограничения по установке, дороговизна и нетехнологичность изготовления. Дальнейшее совершенствование этих приборов привело к созданию широкопольных датчиков Солнца (ШДС). ШДС отличаются повышенной надежностью и сроком службы, а также меньшей стоимостью и массой датчика [2].

Предлагается вариант конструкции широкопольного датчика Солнца, имеющего форму полусферы и обладающего широким полем зрения – 180° (полусфера). Установка ШДС на штатив позволит получить широкий угол обзора. Два солнечных датчика, диагонально установленные на космический аппарат (КА), дают возможность полностью обозревать область вокруг спутника на наличие Солнца. Компактность конструкции достигается за счет применения малогабаритных фоточувствительных элементов – фотодиодов ФД296М.1. Минимальная наработка фотодиода ФД296М.1 в фотогальваническом режиме – 150 000 ч, поэтому его можно применять в условиях космоса для большинства КА.

Надежность разработанного макета ШДС обеспечивается за счет большого количества фотодиодов. Для обеспечения постоянной засветки как минимум двух фотодиодов произведен геометрический расчет углов обзора и количества датчиков. При отказе одного из фоточувствительных элементов прибор продолжит работать и определять ориентацию КА относительно Солнца. Для защиты от внутренних переотражений в конструкции датчика используются методы матирования поверхности. Это позволяет снизить формирование ложных сигналов, появляющихся при отражении от элементов конструкции космического аппарата. Материал корпуса датчика – алюминиевый сплав АМгб. Он легкообрабатываемый, обладает, по сравнению со сталью, лучшей теплопроводностью, а также позволяет снизить массу прибора.

Эффективность ШДС подтверждена результатами проведенного моделирования в САПР Solidworks, а также испытаниями разработанного макета изделия. В результате работы подтверждено, что предложенное техническое решение конструкции ШДС позволяет обеспечить работу солнечного датчика в широком поле зрения, повысить надежность прибора, снизить его массу, а также сделать технологичным при изготовлении.

Список литературы

1. Бортовые системы управления космическими аппаратами: учебное пособие / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, С.В. Гордийко [и др.]; под ред. А.С. Сырова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 304 с.
2. Черемухин Г.С. Приборы ориентации на Солнце. М.: ТЕХПРОМИЗДАТ, 1998. 342 с.

Секция 2

Системные
и проектно-конструкторские решения
средств выведения, разгонных блоков,
ракетных двигателей и наземной
космической инфраструктуры

АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ, ОГРАНИЧИВАЮЩИЕ ПУСКИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ В РАЙОНЕ КОСМОДРОМОВ БАЙКОНУР И «ВОСТОЧНЫЙ»

О.И. Золотухина

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

Zolot_ol@mail.ru

O.I. Zolotukhina

JSC «TsENKI» – NII PM im. academician V.I. Kuznetsov, Moscow, Russia

Zolot_ol@mail.ru

Аннотация. Представлен анализ характеристик ветра от поверхности земли до высоты 25 км, в районе космодромов Байконур и «Восточный». Анализировались данные аэрологического зондирования за период 1985–2014 гг. Выделены слои со скоростями ветра, представляющими опасность для проведения пусков ракет космического назначения. Проведено сравнение полученных результатов с данными реанализа NCEP/NCAR. Выявлены направленные тенденции в изменении скорости и направления ветра в верхней тропосфере и нижней стратосфере. Также в работе представлена временная и пространственная изменчивость грозовой активности на территории исследования; проведен сравнительный анализ индексов неустойчивости атмосферы в дни «гроза с ливнем» и «ливень»; определены интервалы значений индексов неустойчивости атмосферы, при которых можно регистрировать состояние атмосферы «гроза с ливнем» или «ливень».

Ключевые слова: скорость и направление ветра в свободной атмосфере, тенденции скорости ветра, конвекция в атмосфере, «гроза с ливнем», «ливень», индексы неустойчивости атмосферы.

Abstract. The analysis of wind characteristics from the earth's surface to an altitude of 25 km, in the area of the Baikonur and «Vostochny» cosmodromes, is presented. We analyzed data from aerological sounding for the period 1985–2014. Layers with wind speeds that are dangerous for space rocket launches are highlighted. The results were compared with the NCEP/NCAR reanalysis data. Directional trends in changes in wind speed and direction in the upper troposphere and lower stratosphere are revealed. The paper also presents the temporal and spatial variability of thunderstorm activity in the study area; a comparative analysis of the indices of atmospheric instability in the days of «thunderstorm with rain» and «downpour»; determined the intervals of values of the indices of atmospheric instability, at which it is possible to register the state of the atmosphere «thunderstorm with rain» or «downpour».

Keywords: wind speed and direction in a free atmosphere, wind speed trends, atmospheric convection, shower, thunderstorm, instability indices.

В условиях меняющегося климата вызывает интерес исследование многолетних тенденций всех климатических характеристик, как в глобальном, так и в региональном масштабах. Параметры ветра в большей или меньшей степени влияют на все сферы человеческой деятельности, включая работы по подготовке и пуску ракет космического назначения (РКН). Значения параметров ветра, критичные для выполнения той или иной технологической операции, отражены в эксплуатационной документации на каждую РКН. Значения метеорологических параметров, близких к критическим, фиксируются

5–7 раз в год, однако перенос времени даже одного пуска РКН обеспечивает огромные финансовые потери. Анализ многолетних изменений параметров ветра на территории России показал, что скорость приземного ветра в течение 1936–2006 гг. почти на всей территории России имела тенденцию к уменьшению [1, 2]. В то же время динамика характеристик ветра в свободной атмосфере изучалась не столь активно [3–5]. Эксплуатационная документация на РКН ориентирована на повторяемость средних и максимальных характеристик ветра. Для исследуемых территорий эти характеристики определялись более 30 лет назад. На фоне наблюдающихся изменений климата характеристики ветра требуют уточнений.

Кроме параметров ветра, 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 воздействие 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.

Цель работы – изучение особенностей многолетнего хода ветрового режима и развитой конвекции в районе космодромов Байконур и «Восточный».

Исходным материалом для исследования характеристик ветра у поверхности земли в районе космодромов Байконур и «Восточный» послужили материалы фактических наблюдений за периоды 1956–2013 и 1985–2014 гг. соответственно. Для изучения характеристик ветра в свободной атмосфере до высоты 25 км применены уникальные данные аэрологического зондирования атмосферы на станции Байконур и данные станции Благовещенск за период 1985–2014 гг. Для изучения направленных тенденций характеристик ветра использованы данные реанализа NCEP/NCAR с сеткой пространственного разрешения $2,5^\circ \times 2,5^\circ$ для 17 стандартных уровней атмосферы до высоты 10 гПа с интервалом в 6 ч, начиная с 1 января 1948 г. по настоящее время.

При исследовании особенностей ветрового режима и развитой конвекции в районе космодромов Байконур и «Восточный» получены климатические характеристики на фоне глобального изменения климата за последние десятилетия.

Сделаны следующие выводы:

1. Критические для пусков РКН характеристики ветра над территориями обоих космодромов наблюдаются в слоях 0,5–2 км и 7–14 км. Месяцы с высокой повторяемостью максимальных сдвигов ветра над Байконуром: декабрь и январь (41–46 %), «Восточным»: февраль и ноябрь (57–60 %).

2. Скорость приземного ветра над обеими территориями уменьшается.

3. Над территорией космодрома Байконур замечено увеличение уровня полярной тропопаузы на 370 м за последние десятилетия. Средняя скорость ветра на уровне полярной тропопаузы увеличилась на 1,4 м/с.

4. Над территорией космодрома Байконур весной, осенью и зимой максимальные сдвиги ветра формируются при преобладании ЮЗ-направлений (26–40 %). Летом опасные сдвиги могут сформироваться и при СЗ-направлениях ветра (в 40 % случаев). В слоях с максимальной скоростью над территорией космодрома в летний период преобладает СЗ-направление (47,5 %), в весенний, осенний и зимний периоды ЮЗ-направление ветра (53–60 %).

5. Над территорией космодрома «Восточный» максимальные сдвиги ветра формируются на фоне СЗ-направления во все сезоны года: в зимний период (63,8 %), в весенний период (45,7 %), в летний период (25,3 %), в осенний период (50,3 %). В слое с макси-

мальными скоростями ветра преобладание СЗ- и ЮЗ-направлений над территорией космодрома одинаково (в зимний и весенний периоды ветер СЗ 46–59 %, ЮЗ составляет около 30 %.; в летний период ЮЗ-ветер 40,2 %, СЗ – 32,8 %; в осенний период процентное соотношение СЗ- и ЮЗ-ветров одинаково и составляет 44 %).

6. Прослеживается устойчивая динамика увеличения скорости ветра в верхней тропосфере и нижней стратосфере над территорией космодрома Байконур (на 0,5 м/с/10 лет) и «Восточный» (на 0,4 м/с/10 лет).

7. Над территориями космодромов Байконур и «Восточный» в нижней тропосфере прослеживается усиление меридионального переноса и увеличение зонального переноса в верхней тропосфере и нижней стратосфере.

8. Над территорией Кызыл-Ординской области (согласно данным ближайшей метеорологической станции к космодрому Байконур) с конца 70-х гг. XX в. наблюдается устойчивое увеличение числа дней с грозой, достигающее к концу исследуемого периода 15 дней. Над территорией Амурской области в среднем наблюдается 22 дня с грозой, при этом к концу периода изменчивость грозовой активности увеличивается, и в отдельные сезоны может наблюдаться до 40 дней с грозой. Замечено наличие квазипериодичности в рядах повторяемости гроз.

9. Определены пороговые значения индексов неустойчивости атмосферы для разной вероятности образования (%) гроз над территорией Амурской области.

10. Научная и практическая значимость работы. Получена картина вертикальной структуры и многолетней (за последние 67 лет) динамики распределения скорости и направления ветра в слое от поверхности земли до высоты 25 км. Уточнены климатологические характеристики на уровне максимального ветра и тропопаузы в районе космодрома Байконур. Изучена структура и динамика грозовой активности над территориями космодромов, определены термодинамические характеристики атмосферы в дни с грозой, позволяющие идентифицировать очаги мезомасштабной конвекции, определяемые со спутников Terra и Aqua.

Список литературы

1. Второй оценочный доклад об изменениях климата и их последствиях на территории Российской Федерации: общее резюме. М.: Росгидромет, 2014. 61 с.
2. Изменение скорости ветра на севере России во второй половине XX века по приземным и аэрологическим данным / А.В. Мещерская, В.В. Еремин, А.А. Баранова, В.В. Майстрова // Метеорология и гидрология. 2006. № 9. С. 46–58.
3. Чередниченко В.С. Максимальный ветер и ветер на полярной тропопаузе над территорией Казахстана // Труды КазНИП/И. 1976. № 57. С. 19–23.
4. Чередниченко В.С. Пути повышения эффективности метеорологического обеспечения полетов авиации (на примере Казахстана): автореф. дис. ... д-ра географич. наук, специальность: 11.00.09. М.: МГУ, 1992. 31 с.
5. Лутфиев Х.Л. Вертикальные сдвиги ветра на территории Средней Азия // Труды СЛШГШ. 1998. № 130. С. 63–65.

ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ПРОЧНОСКРЕПЛЕННЫХ ЗАРЯДОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

DYNAMIC ANALYSIS OF CASE BONDED SOLID PROPELLANT GRAIN

С.А. Малькова¹, В.В. Павлоградский

*Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия*

¹malkovasofia@myrambler.ru

S.A. Malkova¹, V.V. Pavlogradskiy

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

¹malkovasofia@myrambler.ru

Аннотация. Рассмотрены основные методы решения задачи динамики прочно-скрепленного с корпусом заряда и основные алгоритмы решения данной задачи. Приведены основные формулы для решения аналитической задачи динамики заряда. Проведены модальный и гармонический анализы прочноскрепленного с корпусом заряда в программе Ansys Mechanical. Получена зависимость коэффициента демпфирования от вязкоупругих свойств топлива.

Ключевые слова: радиальные колебания ракетного двигателя, частотные характеристики, вязкоупругие свойства топлива, демпфирование, Ansys Mechanical, модальный анализ, гармонический анализ.

Abstract. The main methods for solving the problem of the dynamics of case bonded solid propellant grain and the main algorithms for solving this problem are considered. There was carried out modal and harmonic analysis of case bonded solid propellant grain in the Ansys Mechanical. The dependence of the damping coefficient on the viscoelastic properties of the fuel is obtained.

Keywords: radial vibrations of a rocket engine, frequency characteristics, viscoelastic properties of fuel, damping, Ansys Mechanical, modal analysis, harmonic analysis.

Наиболее опасными с точки зрения динамического состояния заряда, как показывает практика, является радиальный резонанс, когда частота колебаний давления совпадает с собственной частотой радиальных колебаний заряда. Демпфирующие свойства конструкции учитываются введением комплексного модуля упругости твердого ракетного топлива [1] или коэффициента демпфирования конструкции при проведении динамического анализа в программе Ansys Mechanical. В работах [2–7] представлены решения проблем выбора рациональных вариантов конструктивных элементов зарядов, нестационарного горения заряда и модального анализа для определения собственных частот колебаний.

Основной задачей данной работы является установление зависимости между коэффициентом демпфирования и модулем потерь комплексного модуля упругости.

Аналитическое решение динамической задачи получено на основе решения, представленного в работе [8]. Модель исследования – гладкостенный цилиндрический заряд, прочноскрепленный с корпусом двигателя.

Для проведения динамического анализа прочноскрепленного заряда принималась упругая модель топлива, соответствующая линейной связи между деформацией и напряжением в виде закона Гука. Заряд был представлен в виде упругой толстостенной трубы, а корпус двигателя – в виде изотропной безмоментной оболочки. Радиальное перемещение «заряд – корпус» для модели плоскодеформированного состояния описывается двумя уравнениями:

дифференциальное уравнение движения заряда:

$$a^2 \left(\frac{\partial^2 u}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial u}{\partial r} - \frac{u}{r^2} \right) = \frac{\partial^2 u}{\partial t^2}, \quad (1)$$

где $a = \sqrt{\frac{\lambda + 2G}{\rho_T}}$ – квадрат скорости звука в изотропном упругом теле;

дифференциальное уравнение движения корпуса:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + \frac{E_K}{R^2(1 - \mu_K^2)\rho_K} = \frac{q(t)}{\rho_K h}. \quad (2)$$

Решение уравнений (1) и (2) представлено через функции Бесселя и Неймана в виде:

$$U(r) = C J_1(cr) + D N_1(cr).$$

Коэффициенты C и D определяются из граничных условий на канале заряда и на границе «заряд – корпус».

Вязкоупругое решение задачи получено с использованием принципа соответствия [9] заменой упругого модуля упругости твердого топлива на комплексный:

$$E = E_1 + iE_2$$

где $E_1 = E^* \cos \varphi$ – действительная часть модуля упругости;
 $E_2 = E^* \sin \varphi$ – комплексная часть модуля упругости (модуль потерь);
 E^* – динамический модуль упругости;
 φ – угол сдвига фаз между продольной деформацией и напряжением.

При решении данной задачи для конструкции прочноскрепленного заряда были получены графические зависимости максимального перемещения системы «заряд – корпус» U_{\max} , соответствующего резонансному режиму работы, от угла сдвига фаз φ между деформацией и напряжением (аналитическое решение задачи) и от коэффициента демпфирования γ (расчеты в Ansys Mechanical) [10].

Таким образом, в результате проведенного исследования с помощью аналитических зависимостей, а также модального и гармонического анализа в программном комплексе Ansys Mechanical построены графические зависимости коэффициента демпфирования конструкции прочноскрепленного заряда с гладким цилиндрическим каналом от угла сдвига фаз между деформацией и напряжением при выгорании заряда (рисунок), на основании которых можно сделать следующие выводы:

1. Зависимость коэффициента демпфирования от вязкоупругих свойств топлива нелинейная. При этом при выгорании заряда коэффициент демпфирования уменьшается.

2. Коэффициент демпфирования конструкции зависит, с одной стороны, от физико-механических свойств твердого ракетного топлива, а с другой стороны, от геометрических параметров конструкции РДТТ, поэтому при расчете в Ansys зарядов РДТТ сложной геометрической формы необходимо решать дополнительно задачу определения коэффициента демпфирования конструкции с учетом реальных физико-механических свойств твердых ракетных топлив.

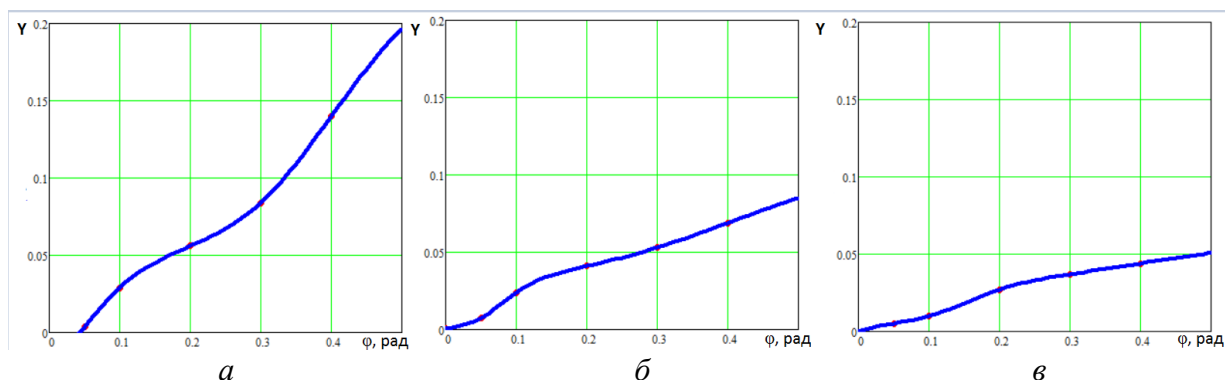


Рис. График зависимости коэффициента демпфирования γ от угла сдвига фаз φ :
 $a - r_k = R/3$; $b - r_k = R/2$; $v - r_k = 2/3R$

Список литературы

1. Павлоградский В.В., Бульбович Р.В. Математическая модель динамического поведения конструкций на основе низкоимпедансных материалов // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2010. № 30. С. 87–96.
2. Казанцев В.Г., Карпутин М.П. Применение механики разрушения к обоснованию выбора рациональных вариантов конструктивных элементов зарядов РДТТ // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2015. № 2 (41).
3. Операционный модальный анализ для определения собственных частот колебаний / К.Ю. Кравченко, С.С. Кугаевский, М.П. Журавлев, Д.М. Элькинд // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение. 2017. Т. 19. № 2.
4. Пономарёв И.С., Махнович С.В., Пантеев А.С. Особенности экспериментального определения частот и форм собственных колебаний цилиндрической оболочки // Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. 2016. № 3. С. 44–58.
5. Кашина И.А., Сальников А.Ф. Методы определения собственных частот элементов системы ракетного двигателя твердого топлива // Труды МАИ. 2013. № 65. С. 19–19.
6. Пельх Н.М. Нестационарное горение зарядов твердых топлив и использование его в народном хозяйстве: дис. ... д-ра техн. наук.: 01.02.05 и 01.04.07: защищена 04.04.02. М., 2002.
7. Егоров М.Ю., Мормуль Р.В. Математическое моделирование вязкоупругого поведения заряда ТТ при акустической неустойчивости внутрикамерного процесса. Вычислительный эксперимент // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2018. № 54. С. 67–77.
8. Пальчиковский В.Г. Динамическое состояние скрепленного заряда при нестационарных режимах работы РДТТ: учебное пособие / Пермский государственный технический университет. Пермь: Изд-во ПГТУ, 1998. 116 с.
9. Бленд Д. Теория линейной вязкоупругости. М.: Мир, 1965. 230 с.
10. Ewins D.J. Basics and state-of-the-art of modal testing // Sadhana. 2000. Vol. 25, № 3. P. 207–220.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ
ЭЛЕМЕНТОВ СТЕНДА НА РЕЗУЛЬТАТЫ
ОГНЕВЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ**

**RESEARCH OF THE INFLUENCE OF BENCH ELEMENTS
ON THE RESULTS OF HOT-FIRING TESTS**

В.Г. Гимазов

*Научно-производственное объединение «Искра»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Россия*

geliosautogyro@gmail.com

V.G. Gimazov

*Research and Production Association «Iskra»;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia*

geliosautogyro@gmail.com

Аннотация. В данной работе рассмотрены динамические взаимодействия элементов стенда и ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) как динамической системы, состоящей: из топлива, газа (рабочее тело), корпуса с днищами и сопла. Приведена инженерная методика оценки амплитуды колебаний давления с учетом коэффициентов динамического взаимодействия элементной базы силовой установки с продуктами сгорания в камере двигателя. Рассмотрены три варианта моделирования коэффициентов динамичности. Изучены конструктивные особенности стендов для огневых стендовых испытаний (ОСИ) и возможные пути передачи энергии в РДТТ от механических колебаний системы «стенд – двигатель». Разработан алгоритм расчета парциальных частот РДТТ и подвижной части стенда и их влияние на результаты испытаний. Рассмотрены частотные взаимосвязи элементов стенда и РДТТ как единой динамической модели с учетом влияния изменяющейся частотной характеристики парциальных систем с квазиупругими связями в элементах измерения. Разработана математическая модель, которая состоит из дифференциального уравнения свободных колебаний в матричной форме.

Ключевые слова: ракетный двигатель на твердом топливе, огневые стендовые испытания, акустическая неустойчивость, динамика, парциальные частоты.

Abstract. This work deals with the dynamic interactions between the elements of the bench and the solid rocket motor (SRM) as a dynamic system consisting of: fuel, gas (working body), case with bottoms and nozzle. An engineering method for estimating the amplitude of pressure fluctuations with consideration of the dynamic interaction coefficients of the power plant element base with combustion products in the engine chamber is given. Three options for modeling the dynamic coefficients are considered. The design features of hot-firing test benches and possible ways of energy transmission to the SRM from mechanical vibrations of the engine-bench system have been researched. An algorithm for calculating the partial frequencies of SRM and the moving part of the hot-firing bench and their impact on test results was developed. Frequency relationships between the bench elements and SRM as a single dynamic model are

considered, taking into account the influence of changing frequency response of partial systems with quasi-elastic links in the measurement elements. A mathematical model has been developed, which consists of a differential equation of free oscillations in a matrix form.

Keywords: solid rocket motor, hot-firing bench tests, acoustic instability, dynamics, partial frequencies.

Ракетный двигатель на твердом топливе является сложной динамической системой. В процессе исследования сформировались три основные направления изучения источников колебаний системы: газодинамика, горение, механика. При этом чаще всего исследование этих явлений проводят раздельно, что упрощает процесс изучения, но данные направления тесно взаимосвязаны.

Упрощенно РДТТ рассматривают в виде следующих компонентов: топливо, газ, корпус с днищами, сопло. Из теории колебательных процессов можно выделить существенно жесткие компоненты (твердое топливо, корпус с днищами, сопло) и нежесткие (газ), при этом на частоту колебаний влияет не только жесткость системы, но и масса её элементов. Взаимодействия между собой элементов конструкции в частотной области формируют спектральную характеристику. Основными вынуждающими силами в ракетном двигателе выступают газодинамические процессы рабочего тела, такие как течение, вихреобразование и т.д. Совместное взаимодействие элементов системы РДТТ может усилить амплитуды колебания рабочего тела, при этом газовая среда способна передавать энергию колебаний элементам конструкции двигателя. Данное частотное взаимодействие называется резонансом и приводит к возникновению неустойчивости работы силовой установки. Появление неустойчивости ведет к снижению надежности работы двигателя, чаще всего эти процессы в камере РДТТ проявляются как высоко- и низкочастотные неуправляемые колебания в разных направлениях. Рассматривая систему РДТТ комплексно, управление колебаниями давления рабочего тела и реактивной струи на выходе можно решить задачу устойчивости работы всей системы.

В исследовательской работе И.А. Кашиной [1] разработана инженерная методика, которая представляет собой последовательность расчета частот и коэффициентов динамического взаимодействия элементной базы РДТТ с продуктами сгорания в камере двигателя. Данная методика оценивает приращение амплитуды колебаний давления с учетом искажения данных источниками акустической энергии в камере сгорания РДТТ.

Расчет состоит из следующих стадий:

1. Определение собственных и парциальных частот силовой установки.
2. Определение собственных частот топлива.
3. Расчет частот газодинамических источников.
4. Определение демпфирующих коэффициентов (динамическая податливость).
5. Моделирование и определение коэффициента динамичности РДТТ.

В данной работе моделирование коэффициента динамичности выполняется с использованием трех моделей.

Первая модель расчета основывается на распределении по дискретным массам двигателя с учетом выгорания топлива. Для расчета используют основные конструктивные элементы силовой установки: корпус, топливо, переднее и заднее днище. При этом определено, что при взаимодействии корпуса и топлива двигателя примерно на второй секунде работы возможно появление неустойчивости. А также при частотном взаимодействии топлива и заднего днища с первой по третью секунды возникает неустойчивость работы.

Вторая модель – с распределенными параметрами с учетом выгорания топливного заряда. На основании расчета данной модели получено, что усиление амплитуды колебаний системы РДТТ возможно в рабочем диапазоне частот от 10 Гц до 50 Гц с учетом того, что частота рабочего тела постоянная и составляет 287 Гц.

Третья модель – с распределенными параметрами в составе летательного аппарата (ЛА). И в данном расчете полученные результаты показывают, что неустойчивой работы двигателя в составе ЛА не возникает.

При разработке РДТТ для подтверждения работоспособности конструкции и расчетных характеристик применяют огневые стендовые и летные испытания силовой установки. При этом результаты ОСИ используют для доработки конструкции перед дорогостоящими летными испытаниями.

Стенды ОСИ оснащают измерительной и регистрирующей аппаратурой, которая обеспечивает измерения давления и пульсации в камере сгорания, тягу силовой установки, вибрации, температуру, перемещения и деформации конструкции РДТТ. Вибрации элементов конструкции чаще всего измеряют пьезоэлектрическими акселерометрами, у которых собственная частота существенно выше измеряемой частоты вибраций. Акустические колебания силовой установки регистрируют специальными микрофонами или фиксируют в процессе видеосъемки. Чаще всего акустическими колебаниями оценивают момент воспламенения, переходные режимы работы и высокочастотную неустойчивость.

Из опыта проектирования ступеней для проведения ОСИ РДТТ выяснили, что для качественной регистрации тяги на нестационарных режимах работы силовой установки необходима замена в некоторых случаях направляющих качения на скольжения, чтобы снизить колебания стенда при запуске РДТТ. С целью исключения динамических нагрузок, которые отличаются от летных, в конструкцию ступени вводят различные разгружающие и компенсационные элементы. Также конструктивно обеспечивают минимальную реакцию воздействия измеряемой силы на измерительные элементы стенда [2].

Из вышеперечисленного стоит отметить, что в механической системе не учитывают динамического взаимодействия корпуса РДТТ и стенда ОСИ, который имеет значительную массу и жесткую связь, что может сыграть существенную роль в совместном взаимодействии элементов РДТТ и возникновении неуправляемых колебаний.

На рис. 1 представлен горизонтальный стенд ОСИ, который состоит из фундамента, стационарной части стенда, подвижной части стенда, испытываемого объекта и датчиков.

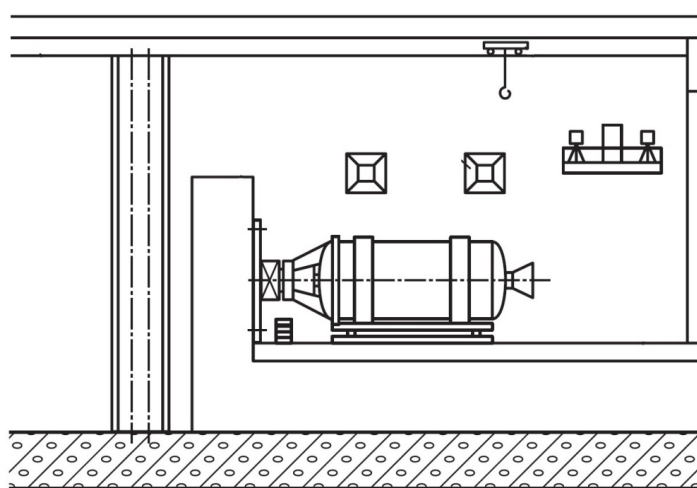


Рис. 1. Стенд ОСИ

Для анализа влияния подвижной части стенда необходимо применение расчетной схемы, которая базируется на уточнении представления взаимосвязи в составе динамической модели. В данных условиях необходима постановка задачи в расширенной трактовке, которая связана с отказом от предположения о стационарности стенда ОСИ, что дает возможность достаточно полного учета в модели механических колебаний системы «стенд – двигатель».

В этом случае используется уравнение для двухмассовой системы и частотные взаимосвязи элементов стенда и РДТТ как единой динамической модели с учетом

влияния изменяющейся частотной характеристики парциальных систем с квазиупругими связями в элементах измерения. Подробнее проанализировать влияние парциальных систем позволяет диаграмма Вина (рис. 2). Штриховые линии на графике говорят о слабой связанности, а сплошные показывают более сильную связанность. В связанной системе собственная частота одной системы всегда меньше, вторая – больше, чем любая из парциальных частот. При этом влияние связанности на частоты будет больше в том случае, когда связанность сильнее, и парциальные частоты ближе друг к другу [3].

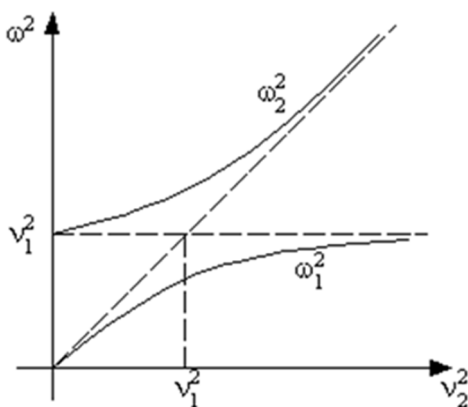


Рис. 2. График Вина

Для того чтобы учесть динамические взаимодействия РДТТ и стэнда ОСИ необходимо последовательно выполнить расчет частот элементной базы двигателя, рабочего тела и стэнда ОСИ (рис. 3).

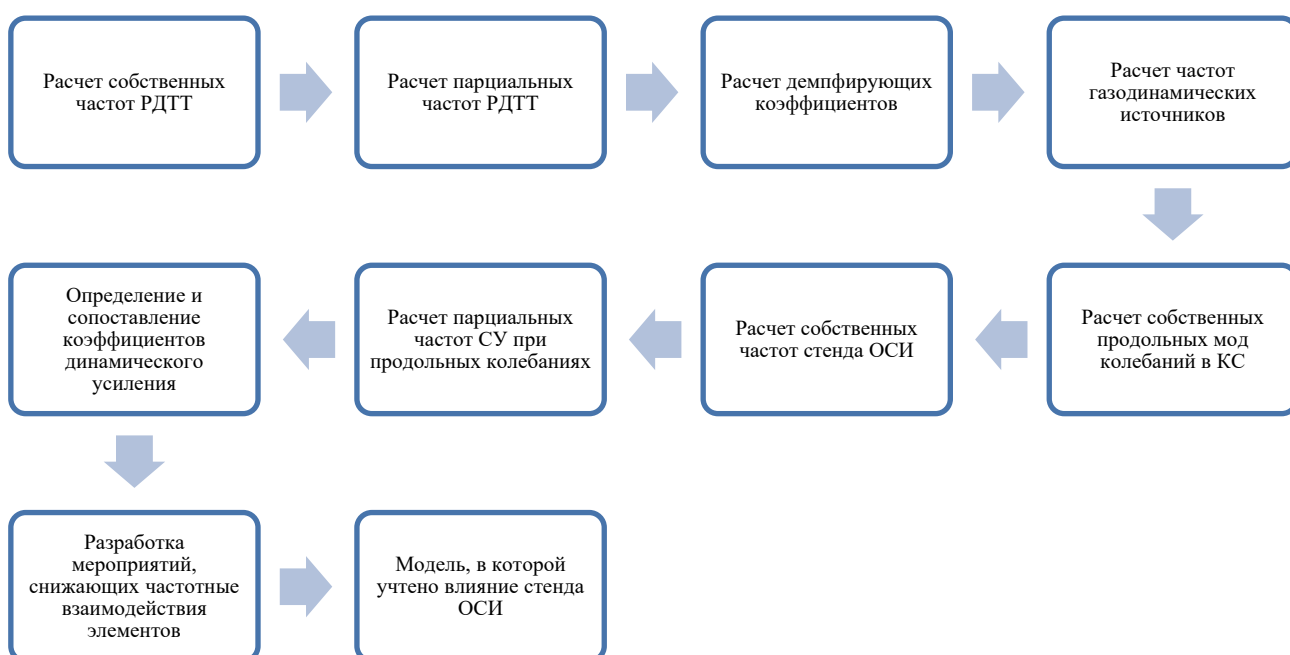


Рис. 3. Последовательность расчета частот элементной базы

Математическая модель представляет собой дифференциальное уравнение свободных колебаний в матричной форме:

$$A\bar{q}_j + C\bar{q}_j = 0,$$

где A – матрица инерционных коэффициентов;

C – матрица квазиупругих коэффициентов;

\bar{q}_j – вектор, характеризующий перемещение тела при колебаниях.

Список литературы

1. Кашина И.А., Сальников А.Ф. Исследование резонансного взаимодействия конструктивных элементов системы РДТТ // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. Рыбинск, 2012. №1. С. 19–24.
2. Испытание ракетных двигателей твердого топлива: в 2 ч. Ч. II. Стендовые огневые и летные испытания / Н.П. Кузнецов, В.И. Черепанов, А.Е. Калинин, А.Л. Ахтулов, В.А. Николаев, С.Н. Храмов, В.Г. Исаков, М.Г. Смирнов. М.: РХД, 2011. 667 с.
3. Вибрации в технике: справочник в 6 т. Т. I. Колебания линейных систем / К.В. Фролов, Ю.А. Окопный, Н.Н. Жинжер, Г.В. Мишенков, В.П. Чирков, Ю.Н. Новичков, А.В. Петровский, В.В. Парцевский, А.В. Голубков, В.Ю. Волоховский, В.Г. Москвин; под ред. В.В. Болотина. М.: Машиностроение, 1978. 352 с.

МАЛОГАБАРИТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА НА ГРАНУЛИРОВАННОМ ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

SMALL PROPELLER ON GRANULAR SOLID FUEL

А.В. Елькин¹, П.А. Митрович²

*Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Россия*

¹elkinav237@gmail.com, ²coolllvox@gmail.com

A.V. Elkin¹, P.A. Mitrovic²

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

¹elkinav237@gmail.com, ²coolllvox@gmail.com

Аннотация. Работа посвящена разработке ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе (РДГТТ). В качестве топлива РДГТТ выступают гранулы, в которых имеются окислитель и горючее. Рассмотрено возможное применение РДГТТ в качестве двигательной установки для космического летательного аппарата.

Ключевые слова: ракетный двигатель, гранула, двигательная установка, гранулированное топливо, летательный аппарат, топливо, космический мусор, спутник, регулирование тяги, камера сгорания.

Abstract. The work is devoted to the development of a rocket engine on granular solid fuel (REGSF). The fuel for this engine is pellets, which contain an oxidizer and a fuel. Possible application of REGSF as a propulsion system for a spacecraft is considered.

Keywords: rocket engine, granule, propulsion system, granular fuel, aircraft, fuel, space debris, satellite, thrust control, combustion chamber.

Одним из актуальных направлений развития ракетно-космической промышленности является создание космических аппаратов для очистки околоземного пространства от космического мусора (КМ) [1–4]. Объем КМ постоянно растет, это, бесспорно, повышает вероятность его столкновения с активными спутниками и орбитальными станциями. Установка для летального аппарата, решающего данную задачу, должна обладать простой конструкцией, осуществлять регулирование тяги и иметь возможность дозаправки. Широко распространенные двигательные установки (РДТТ, ЖРД) обладают серьезными недостатками и ограничениями [5, 6] для выполнения данной задачи.

Предлагаемый в работе ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе (РДГТТ) сочетает в себе достоинства РДТТ, ЖРД: ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе способен осуществлять многократное включение и глубокое регулирование тяги за счет системы подачи гранулированной смеси, описание которой приведено в работе [7]. Говоря о применении РДГТТ в космосе, в отличие от большегабаритных двигателей ракетносителей («ПРОТОН», «Ангара» и т.д.), его целесообразно сравнить с ЖРД, применяющим вытеснительную систему подачи.

Цели работы – рассчитать энергетические параметры гранулированного твердого топлива (ГТТ) и спроектировать камеру сгорания РДГТТ, предназначенного для решения задач в космосе.

Задачи работы:

- спроектировать схему РДГТТ, предназначенного для решения задач в космосе;
- провести термодинамический расчет для получения термодинамических характеристик (удельный импульс, расходный комплекс, температура, давление и т.д.) двигателя;
- провести предварительную оценку параметров камеры сгорания ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе на основе полученных характеристик о топливе.

Схема РДГТТ

Спроектирована схема ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе на основе имеющихся данных о пневмотранспортной системе подачи порошков [8] и двигателях на порошкообразных металлических горючих [9].

На рис. 1 представлена схема РДГТТ [7]. На схеме двигателя отображены: бак с гранулированным топливом (БГТ), газопроницаемый поршень (ГПП), запорно-регулирующий клапан (ЗРК). Газ подводится через ГПП, фильтруется через все гранулированное твердое топливо (ГТТ), перемещает его к выпускному отверстию ЗРК, топливо попадает в камеру сгорания (КС) [9]. Давление в БГТ обеспечивает баллон, в котором содержится инертный газ. Между баллоном и БГТ имеется редуктор, он стабилизирует давление в баке. Система подачи ГТТ аналогична системе регулируемой подачи порошка металла [10, 11]. Преимуществом данной системы подачи является возможность многократного включения и выключения двигателя, низкий расход газа, требуемого для вытеснения порошка (относительный массовый расход газа, – не более 2 % от расхода порошка) [8, 9].

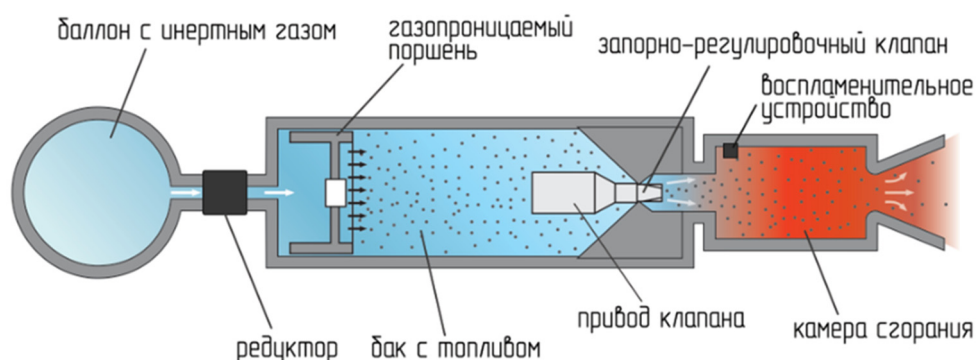


Рис. 1. Схема ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе

Термодинамический расчет

Для получения энергетических характеристик двигателя выполнен термодинамический расчет топлива в программном комплексе «АСТРА4» [12], представленный на рис. 2–3, в табл. 1. Исходные данные для расчета:

- в качестве топлива используется гранулированный твердый состав;
- степень расширения сопла: 1000;
- давление в КС рассматривается в диапазоне от 0,5 до 3 МПа, для более подробного анализа также рассмотрен диапазон 10 – 1000 МПа;
- вместе с гранулами твердого топлива в КС истекает оживающий газ (для РДГТТ, работающего в космосе – гелий). В состав топлива включен гелий.

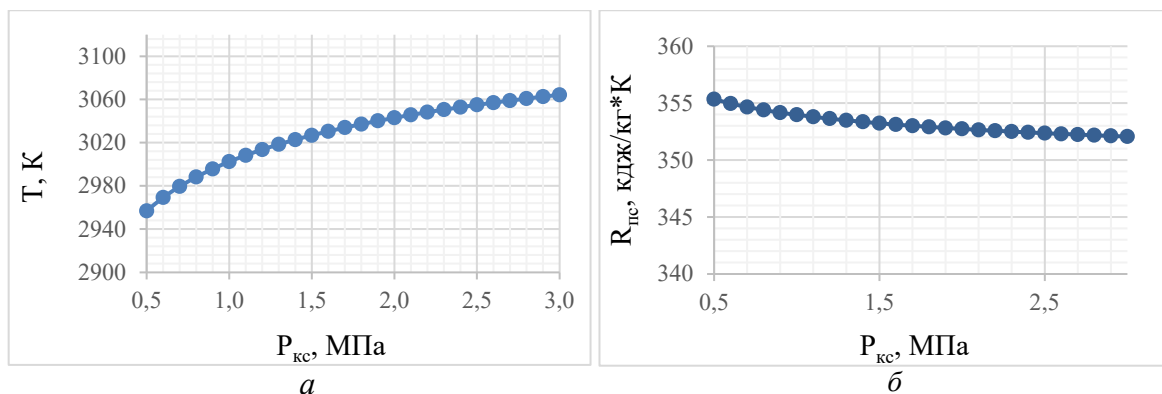


Рис. 2. Зависимости температуры (а) и газовой постоянной (б) от давления в КС

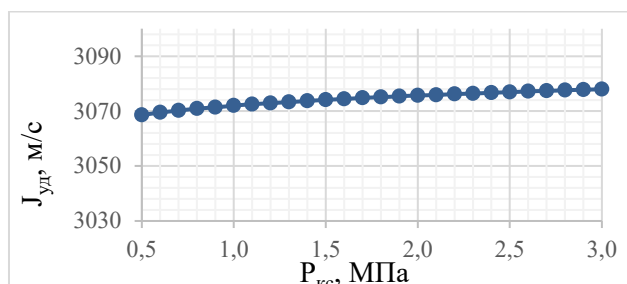


Рис. 3. Зависимость удельного пустотного импульса от давления в КС

Таблица 1

Термодинамические параметры ГТТ

Давление в КС, $P_{кс}$, МПа	Давление на срезе, P_a , МПа	Температура в КС, $T_{кс}$, К	Газовая постоянная R_g , кДж/кг·К	Удельный импульс, $I_{уп}$, м/с	Расходный комплекс, β , с
1,0	0,0010	3002	354,0	3072	163,2
2,0	0,0020	3043	352,7	3076	163,6
3,0	0,0030	3064	352,1	3078	163,7

В табл. 2 приведено сравнение термодинамических и физических параметров гранулированного твердого топлива и жидкого ракетного топлива (ЖРТ) [6].

Таблица 2

Сравнение ГТТ с ЖРТ

Топливо		$P_{кс}$, МПа	$I_{уп}$, м/с	Плотность ρ , кг/м ³
Азотный тетроксид	НДМГ	10,0	3403	1176
ГТТ			3078	1300

Результаты термодинамического расчета и сравнение ГТТ с ЖРТ

Анализируя графики (рис. 2, 3), можно сделать следующие выводы:

- 1) температура в КС, газовая постоянная и удельный пустотный импульс при изменении давления меняются незначительно;
- 2) гранулированное твердое топливо уступает жидкому топливу по удельному импульсу приблизительно на 10%, но выигрывает по плотности также приблизительно на 10%.

Предварительная оценка характеристик КС

На основе оценок по методике расчета параметров ЖРД [6] получены предварительные характеристики камеры сгорания, представленные в табл. 3.

Таблица 3

Полученные характеристики КС РДГТТ

Параметр	Обозначение	Значение
Масса топлива	кг	100
Средний массовый секундный расход	кгс/с	1
Площадь критического сечения сопла	см ²	62,91
Характеристическая длина КС	м	0,681
Объем КС	м ³	$4,283 \cdot 10^{-3}$
Диаметр КС	м	0,154
Длина КС	м	0,231
Тогда толщина стенки КС	м	0,001
Максимальная масса КС	кг	0,507

Анализируя характеристики КС РДГТТ, приведенные в табл. 3, можно сделать следующие выводы: камера сгорания имеет малый объем ($4,3 \cdot 10^{-3}$ м³), малые габариты (диаметр – 0,15 м, длина – 0,23 м) и минимальный вес (0,5 кг).

Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в ракетно-космической промышленности

Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе заимствует сильные стороны жидкостного и твердотопливного ракетных двигателей. С практической точки зрения, он будет способен выполнять задачи в космосе так же эффективно, как малогабаритный жидкостной ракетный двигатель, но с точки зрения эксплуатации и безопасности – будет более эффективен. Полученные данные в проделанной работе помогут при дальнейшем проектировании ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе.

Список литературы

1. О подходах к оценке потенциальной опасности разрушений и столкновений космических объектов / В. Адушкин, О. Аксенов, С. Вениаминов, С. Козлов // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 1(94). С. 54–63.
2. Назаренко Ю. В. Проблема загрязнения космического пространства // Научный альманах. 2015. № 10–3 (12). С. 499–501.
3. Чувашов И.Н. Численный метод оценки вероятности столкновения объектов космического мусора в околоземном пространстве // Научные труды института астрономии РАН. 2019. №3. С. 282–287.
4. Orbital Data Applications for Space Objects: Conjunction Assessment and Situation Analysis / L. Chen, X.-Z. Bai, Y.-G. Liang, and K.-B. Li. 2017.
5. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учебник для втузов. М.: Машиностроение, 1989.

6. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016.
7. Елькин А.В., Малинин В.И. Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. 2019. № 2. С. 65–68.
8. Земерев Е.С. Критическое истечение сыпучих материалов в пневмотранспортной системе подачи порошков: автореф. дис. ... канд. тех. наук. Пермь: ПНИПУ, 2017. 20 с.
9. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. Екатеринбург–Пермь: УрО РАН, 2006. 262 с.
10. Малинин В.И., Коломин Е.И., Антипин И.С. Воспламенение и горение аэровзвеси алюминия в реакторе высокотемпературного синтеза порошкообразного оксида алюминия // Физика горения и взрыва. 2002. Т.38, №5. С. 41–51.
11. Крюков А.Ю., Петренко В.И., Малинин В.И. Система подачи порошкообразного металлического горючего в опытно-промышленной установке синтеза дисперсного оксида алюминия // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики: сб. докл. III Всерос. науч.-техн. конф., Томск, 2–5 окт. 2002. Томск, 2002. С. 78–79.
12. Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах: Инструкция пользователя Astra 4 / МГТУ им. Н.Э. Баумана. М.: 1991. 69.

НОВЫЙ ПОДХОД К РАСЧЕТУ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ ЕДИНОГО ВРЕМЕНИ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ КОСМОДРОМОВ

NEW APPROACH TO CALCULATION UNIFORM TIME SYSTEM STRUCTURES LAND COMPLEXES OF COSMODROMS

В.А. Лоховин

ЦЭНКИ – НИИ ПМ им. академика В.И.Кузнецова, Москва, Россия

v.lohovin@russian.space

V.A. Lohovin

TsENKI Academician V.I.Kuznetsov, Moscow, Russia, Moscow, Russia

v.lohovin@russian.space

Аннотация. Существующие подходы обеспечения надежности систем единого времени (СЕВ) рассматривают надежность как совокупность надежностей составных частей (СЧ). Решение вопросов обеспечения надежности современных СЕВ требует учета усложнившихся взаимосвязей между СЧ и применяемых инфокоммуникационных технологий. В работе рассматривается более гибкий подход, рассматривающий надежность через понятие качества предоставления услуги частотно-временного обеспечения. Применение методики к уже существующим системам показывает свою эффективность и позволяет сделать переоценку показателей надежности СЕВ.

Ключевые слова: система единого времени, надежность, инфокоммуникационные технологии

Abstract. The existing approaches to ensuring the reliability of uniform time systems (UTS) consider reliability as a set of reliability of components (SC). The solution of the issues of ensuring the reliability of modern СЕВ requires taking into account the complicated interrelationships between the midrange and the used infocommunication technologies. The paper considers a more flexible approach that considers reliability through the concept of quality of provision of time-frequency services. The application of medical science to already existing systems shows its effectiveness and makes it possible to reassess the reliability indicators of СЕВ.

Key words: system of uniform time, reliability, infocommunication technologies

Требование надежности – одно из основных требований, предъявляемых к системам единого времени (СЕВ) наземных комплексов космодромов. Существующий подход к обеспечению надежности СЕВ, доставшийся по наследству от аналогичных разработок для космодромов Байконур и Плесецк и применявшийся в том числе при разработке современной СЕВ космодрома «Восточный», имеет недостатки. Основной недостаток заключается в рассмотрении надежности СЕВ космодрома как совокупности надежностей составных частей (СЧ) системы, не учитывающий усложнившиеся взаимосвязи между СЧ и возросшую роль применяемых в современной СЕВ инфокоммуникационных технологий. Актуальными остаются и вопросы оптимизации затрат на создание и эксплуатацию современной СЕВ, которые предлагается рассматривать через призму надежности.

Основная часть

При разработке современной СЕВ, составные части которой объединены сетью информационного взаимодействия, необходим более гибкий подход к обеспечению надежности, позволяющий:

- учитывать взаимосвязи между СЧ;
- анализировать логику взаимодействия СЧ СЕВ между собой и с аппаратурой потребителей синхросигналов;
- выявлять критичные группы аппаратуры СЕВ;
- анализировать критичность технологических процессов космодрома к надежности частотно-временного обеспечения и др.

Вектор изменения подхода к обеспечению надежности СЕВ должен быть направлен в сторону рассмотрения надежности СЕВ через понятие качества предоставления услуги частотно-временного обеспечения.

Практика проектирования и анализ литературных источников указывают на отсутствие апробированной и утвержденной методики расчета надежности структуры современной СЕВ, необходимой на этапе разработки (модернизации) и эксплуатации системы. Такая методика может быть применима не только в качестве основы для проектирования на начальной стадии разработки, но и в качестве оптимизационной и доказательной базы для обоснования применения технических решений.

В методике предлагается связать различные процедуры проектирования. Основой для такой связки должен стать функциональный анализ и классический математический аппарат расчета показателей надежности, унификации и стандартизации, существенно влияющие на показатели надежности и итоговые затраты на создание и эксплуатацию. Важно отметить, что основной упор делается не на структуру СЕВ, а на выполняемые ею функции. Следовательно, один и тот же структурный элемент может находиться в разных функциональных схемах надежности.

Основной целью работы является повышение качества частотно-временного обеспечения наземных комплексов космодромов, повышения надежности аппаратуры СЕВ и оптимизация затрат на создание и эксплуатацию средств и систем частотно-временного обеспечения благодаря разработке и апробации соответствующей методики.

Результаты

Получены предварительные результаты расчета различных структур СЕВ, проведена оценка выполнения условно заданных требований надежности и безопасности в увязке со стоимостными показателями.

Применимая к уже существующим системам методика также показывает свою эффективность и позволяет сделать переоценку показателей надежности СЕВ, выявить недостатки, шире взглянуть на вопрос обеспечения надежности частотно-временного обеспечения в целом.

В разрабатываемой методике учитываются в той или иной степени влияющие на надежность и стоимость аспекты:

- информационной безопасности;
- подготовки персонала;
- порядка взаимодействия с разработчиками смежных систем, и освещаются вопросы задания требований к надежности покупных комплектующих изделий и порядка задания требований ТЗ к самой системе.

**ОСОБЫЕ УДАРНО-ВОЛНОВЫЕ СТРУКТУРЫ
В КАНАЛЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА
ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРЯМОТОЧНОГО
РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**SPECIAL SHOCK-WAVE STRUCTURES IN
AIR INTAKE DUCT PERSPECTIVE
DIRECT JET ENGINE**

К.Э. Савелова¹, В.А. Савелов²

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

¹Karinkamurz@yandex.ru, ²Savel96@yandex.ru

K.E. Savelova¹, V.A. Savelov²

Baltic State Technical University «VOENMEKH» D.F. Ustinova, St. Petersburg, Russia

¹karinkamurz@yandex.ru, ²Savel96@yandex.ru

Аннотация. В настоящее время реактивные двигатели традиционных схем, которые работают на химическом топливе, уже достигли предела своей эффективности. Для принципиального увеличения тяги и коэффициента полезного действия нужна разработка принципиально новых схем.

Одним из перспективных направлений развития сверхзвуковой авиации являются детонационные двигатели. Данный тип двигателей обладает несколькими преимуществами по сравнению с традиционными прямоточными и компрессорными воздушно-реактивными двигателями, что в теории может позволить летательным аппаратам с детонационным двигателем достичь высоких значений удельной тяги и скорости. Это самое эффективное сжигание топлива, его полнота сгорания равна практически 100 %. А также детонационные двигатели являются более экологичными, поскольку из-за очень быстрого процесса горения окислы азота просто не успевают образовываться. Кроме того, из-за большого значения давления в камере сгорания ЖРД турбонасос не требуется, что существенно облегчает конструкцию.

На данный момент существует несколько идей данного типа двигателя. Это, прежде всего, пульсирующие и ротационные двигатели. В данной работе представлена новая схема ВРД, в которой используется детонационное горение топлива.

Ключевые слова: тройные конфигурации скачков уплотнения, воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборник, детонация, сверхзвуковое течение.

Abstract. Today, conventional jet engines that run on chemical fuels have already reached their limits of efficiency. To fundamentally increase the thrust and efficiency, it is necessary to develop fundamentally new schemes.

Detonation engines are one of the promising directions in the development of supersonic aviation. This type of engine has several advantages over traditional ramjet and compressor jet engines, which, in theory, can allow aircraft with a detonation engine to achieve high specific thrust and speed. This is the most efficient fuel combustion, its combustion efficiency is almost 100 %. And also, detonation engines are more environmentally friendly, because due to the very fast combustion process, nitrogen oxides simply do not have time to form. Thirdly, due to the high pressure in the combustion chamber of the LPRE, a turbo pump is not required, which greatly facilitates the design.

At the moment, there are several ideas for this type of engine. These are, first of all, pulsating and rotary engines. This paper presents a new jet engine scheme, which uses detonation combustion of fuel.

Keywords: triple shock wave configurations, jet engine, air intake, detonation, supersonic flow.

В представленном докладе рассматривается конструкция воздухозаборника прямоточного реактивного двигателя комбинированного действия. Сложные ударно-волновые структуры (в частности тройные конфигурации скачков уплотнения), образующиеся в таком воздухозаборнике, разделяют поток на части с относительно высоким полным давлением (его можно использовать для организации горения по схеме традиционного воздушно-реактивного двигателя) и с высокой температурой (что стимулирует детонационный процесс) [1–5].

Тройные конфигурации скачков уплотнения представляют собой ударно-волновые структуры, состоящие из трех скачков, имеющих общую (тройную) точку и тангенциального разрыва, исходящего из этой точки и разделяющего потоки, прошедшие разные последовательности скачков. Тройные конфигурации присутствуют в большинстве практически важных сверхзвуковых течений: в соплах, струях и воздухозаборниках двигательных установок аэрокосмической техники, при сверхзвуковом обтекании тел, взаимодействии струй с преградами, работе аппаратов струйных технологий, в других приложениях сверхзвуковой газовой динамики и плазмодинамики [6]. Нерегулярное отражение и взаимодействие догоняющих и встречных скачков, как показывает анализ образующихся разветвленных ударно-волновых структур [7, 8], в большинстве случаев приводит к образованию одной или нескольких тройных точек.

В данной работе обосновывается идея прямоточного ВРД смешанного типа, где в одной части происходит детонационное горение, а в другой – обычное, характерное для привычных ВРД. Несмотря на теоретическую простоту устройства, его практическое функционирование затруднено образованием сложных ударно-волновых структур с различными температурами ТВС за их элементами [9,10]. В результате может детонировать только часть горючего за образующимися скачками уплотнения. В частности, при маховском отражении температура за главным скачком заметно больше, чем за системой из падающего и отраженного скачков, в результате чего, как правило, детонирует только часть потока, расположенная за «маховской ножкой».

Целью работы является определение режима эффективного функционирования сверхзвукового воздухозаборника смешанного двигателя, использующего особенности возникающих тройных конфигураций скачков уплотнения.

На пути достижения данной цели решается последовательно несколько вычислительных и аналитических задач, которые позволяют описать образующуюся тройную конфигурацию скачков уплотнения, её неустойчивость, также способность главного скачка инициировать детонацию на входе в сверхзвуковой воздухозаборник.

Список литературы

1. Импульсный детонационный двигатель [Электронный ресурс]. URL: <http://www.wikipedia.org> (дата обращения: 12.09.2019).
2. Булат П.В., Денисенко П.В., Волков К.Н. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Ч. I. Исследования детонационных двигателей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16, № 1. С. 1–21.
3. Булат П.В., Денисенко П.В. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Ч. II. Исследования встречных ударных волн и тройных ударно-волновых конфигураций // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16, № 2. С. 199–223.
4. Мурзина К.Э., Чернышов М.В. Перспективный реактивный двигатель комбинированного типа // Восьмые Уткинские чтения: труды общерос. науч.-техн. конф. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т. 2019. С. 110–116.
5. Shock-wave structures of prospective combined ramjet engine / M.V. Chernyshov, K.E. Murzina, S.A. Matveev, V.V. Yakovlev // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 618. P. 012068.
6. Ben-Dor G. Shock Wave Reflection Phenomena. Berlin–Heidelberg–New York: Springer, 2007. 342 p.
7. Дулов В.Г., Лукьянов Г.А. Газодинамика процессов истечения. Новосибирск: Наука, 1984. 234 с.
8. Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск: Наука, 1995. 180 с.
9. Chernyshov M.V., Tolpegin O.A. Optimal regular reflection of oblique shocks // Acta Astronautica. 2019. Vol. 163. P. 225–231.
10. Lin J., Bai C.-Y., Wu Z.-N. Study of asymmetrical shock wave reflection in steady supersonic flow // Journal of Fluid Mechanics. 2019. Vol. 864. P. 848–875.

**ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА
АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ МЕМБРАН
ОТВЕТСТВЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

**EVALUATION OF THE POSSIBILITY OF APPLICATION
OF THE ACOUSTIC EMISSION METHOD
FOR THE CONTROL OF RESPONSIBLE
APPOINTMENT MEMBRANES**

А.И. Олехвер¹, Е.Ю. Ремшев²

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

¹leshicher@mal.ru, ²remshev@mail.ru

A.I. Olekhver¹, E.Y. Remshev²

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D.F. Ustinov,
St. Petersburg, Russia*

¹leshicher@mal.ru, ²remshev@mail.ru

Аннотация. Рассмотрены существующие проблемы производства и контроля мембран, разрушающихся под воздействием внутреннего давления. Предложен метод акустической эмиссии как перспективный метод неразрушающего контроля изделий. Представлены результаты натурных испытаний на растяжение и на нагружение внутренним давлением алюминиевых образцов с регистрацией сигналов акустической эмиссии. Наблюдается выраженная зависимость между сигналами АЭ и срабатыванием мембран.

Ключевые слова: мембрана, давление, разрушение, деформация, эксперимент, неразрушающий контроль, акустическая эмиссия, механические свойства, прочность, сигнал, амплитуда.

Abstract. The article discusses the existing problems of the production and control of membranes that are destroyed under the influence of internal pressure. The method of acoustic emission is proposed as a promising method of non-destructive testing of products. The results of full-scale tensile tests and internal pressure loading of aluminum samples with the registration of acoustic emission signals are presented. There is a potentially pronounced relationship between AE signals and membrane response.

Keywords: membrane, pressure, destruction, deformation, experiment, non-destructive testing, acoustic emission, mechanical properties, strength, signal, amplitude.

В настоящее время широкое применение в авиационной технике, в стартовых ракетных комплексах, в жидкостных ракетных двигателях, в различных специзделиях и боеприпасах находят мембраны, которые могут применяться в качестве чувствительных, предохранительных и функциональных элементов.

В авиастроении мембраны, как правило, используются как составные элементы клапанов гидравлических и топливных систем, механизмов приводов и систем защиты

элементов питания и т.д. [1–3]. При резком повышении давления мембрана за счет своего разрушения (рис. 1) обеспечивает остановку работы системы и тем самым предотвращает последствия аварии. В качестве примера можно рассмотреть систему защиты литий-ионных батарей, установленных на самолете «Боинг-787» (рис. 2).

Предохранительные мембраны также массово применяются в химической и нефтегазовой промышленности. По средней оценке, потребность нефтегазовой промышленности составляет порядка 300 тыс. шт. в год, учитывая рекомендуемый срок замены изделий в составе оборудования не реже одного раза в два года.

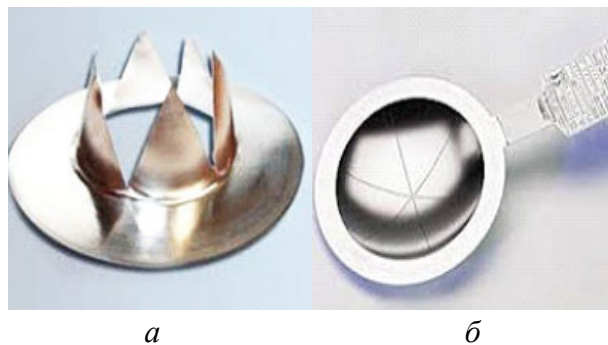


Рис. 1. Разрушающаяся мембрана: *а* – до срабатывания и *б* – после



Рис. 2. Батареи на самолете «Боинг-787»

Производитель сталкивается со следующими проблемами:

1. Основной характеристикой мембран является давление срабатывания. На текущий момент существует ряд полуэмпирических зависимостей, позволяющих оценить давление срабатывания плоской круглой мембраны, зафиксированной по контуру. Однако не существует зависимостей для оценки давления срабатывания элементов с концентраторами напряжений (насечками). Приблизительная оценка производится по зависимостям для плоских мембран по наименьшей толщине с введением дополнительных коэффициентов. Дополнительно можно отметить, что оценка прочности мембран с насечками производится в предположении о схеме двухосного растяжения вдоль образующей мембраны, что справедливо только для плоской мембраны [2–9].

2. Контроль предохранительных мембран заключается в разрушающих методах. На этапе производства изготовитель вынужден проводить многочисленные испытания. При малом объеме партии количество образцов свидетелей может достигать более 100 % [2, 8].

Рассматривается возможность применения метода акустической эмиссии для контроля параметра давления срабатывания мембран.

Акустическая эмиссия (АЭ) – испускание объектом контроля (испытаний) акустических волн. Метод акустической эмиссии позволяет контролировать качество труднодоступных объектов в процессе эксплуатации при повышенных температурах; давать оценку

наличия и развития дефекта; обладает высокой чувствительностью, пассивностью, дистанционностью. Метод широко применяется для контроля котлов (паровых и д.р.), системы газоснабжения, железнодорожного транспорта, контроля сварки и многого другого [9].

Потенциально применение метода дает возможность:

1) проводить неразрушающий контроль в зоне упругой деформации, что позволит проводить 100%-ный контроль сдаваемой продукции. Учитывая уровень потенциальной опасности объектов применения изделий, эта возможность является более чем актуальной;

2) контролировать с высокой точностью (потенциально до 5 %) параметр давления срабатывания мембран. На сегодняшний день в паспорте на мембраны указывается диапазон давления срабатывания с широким разбросом значений, пример, от 2 до 2,5 МПа, что составляет 25 %.

На первом этапе исследования проведены испытания на растяжения плоских образцов с регистрацией сигналов АЭ (рис. 3).

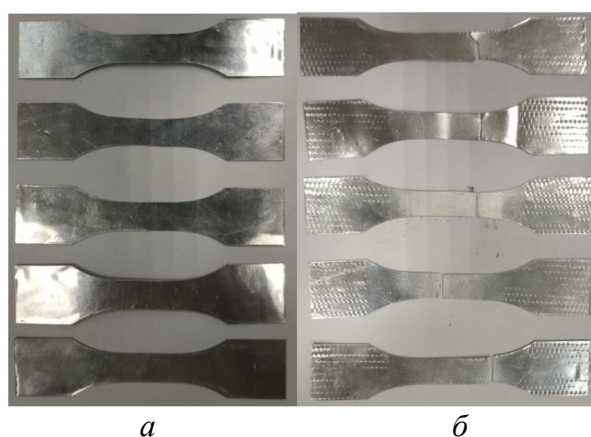


Рис. 3. Образцы: *a* – до испытаний; *б* – после испытаний

Схема установки датчика представлена на рис. 4. Датчик акустической эмиссии соприкасается с поверхностью заготовки через слой литола, который заполняет микропоры между датчиком и поверхностью заготовки и улучшает проводимость сигналов акустической эмиссии.

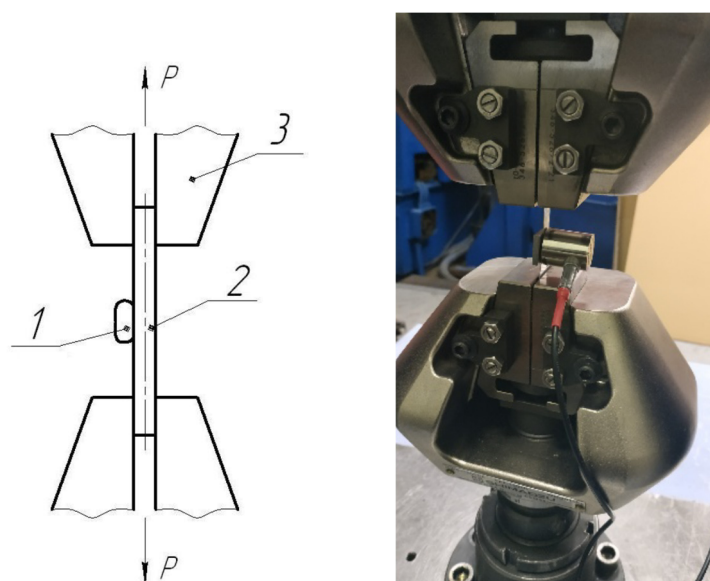


Рис. 4. Схема установки образцов с датчиком акустической эмиссии:
1 – датчик АЭ; 2 – плоский образец; 3 – захваты

Совмещенные графики «Р-Δl», зависимость количества импульсов от времени и амплитуды от времени для образца №1, представлены на рисунке 5.

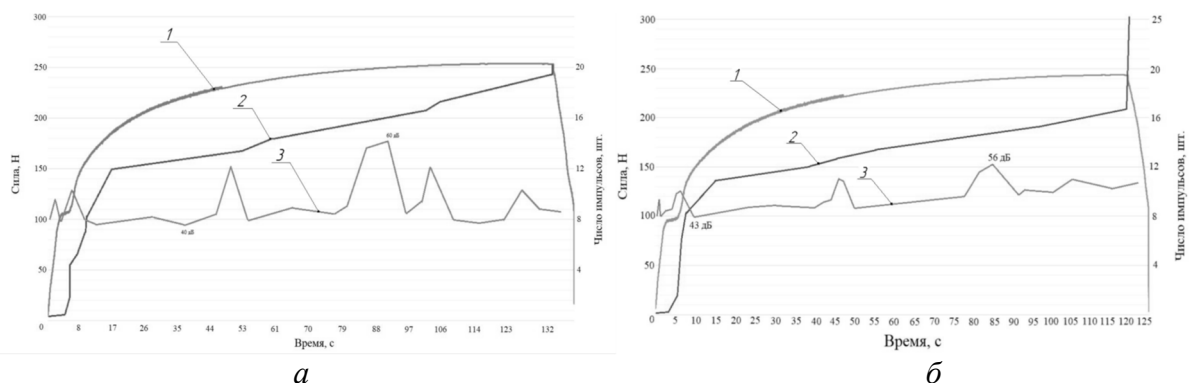


Рис. 5. Совмещенные графики «Р-Δl», зависимость количества импульсов от времени и амплитуды от времени для образца: *а* – № 1 и *б* – № 2: 1 – График «Р-Δl», 2 – график зависимости числа импульсов от времени, 3 – график зависимости амплитуды от времени

На следующем этапе экспериментального исследования испытывали плоские мембраны без концентраторов напряжений из алюминия А5М. Результаты регистрации сигналов акустической эмиссии для плоской мембраны № 1 и № 2 при постепенном нагружении и разрушении представлены на рис. 6 и 7 соответственно.

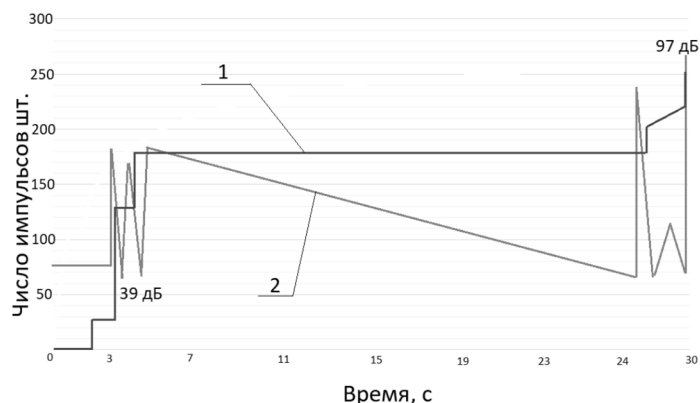


Рис. 6. Зависимость сигналов акустической эмиссии (амплитуды и количества сигналов) от времени нагружения для плоской мембраны № 1 при постоянной нагрузке: 1 – число сигналов АЭ, 2 – амплитуда АЭ

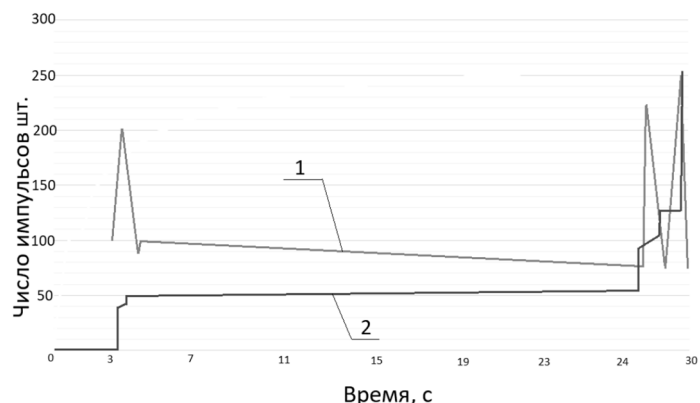


Рис. 7. Зависимость сигналов акустической эмиссии (амплитуды и количества сигналов) от времени нагружения для плоской мембраны № 2 при постоянной нагрузке: 1 – число сигналов АЭ, 2 – амплитуда АЭ

На графиках амплитуды в начале испытания отмечены пики, что свидетельствует об интенсивной деформации мембран в области заделки. Затем на большом промежутке времени амплитуда изменяется незначительно, хотя нагрузка постоянно растет. Ближе к концу отмечены всплески, которые можно связать с началом разрушения. В момент разрушения мембраны отмечены самые большие значения амплитуды. На графике числа импульсов происходит резкий рост сигналов в момент начала интенсивной деформации мембран, далее, на протяжении длительного отрезка, число сигналов практически не менялось, что предположительно указывает на незначительные пластические деформации мембраны. На этапе предразрушения число импульсов вновь начало возрастать. Наблюдается потенциально выраженная зависимость между сигналами АЭ и срабатыванием мембран.

Финансирование

Работа выполнена при поддержке «Фондом содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере» по программы УМНИК (Договор № 170ГУ-ЦЭС8-D3/56245) в рамках реализации инновационного проекта «Разработка технологии изготовления мембран ответственного назначения и интеллектуальной методики оценки давления ее срабатывания на основе метода акустической эмиссии», и «Старт-1» (Договор № №3317ГС1/55586) в рамках реализации инновационного проекта «Разработка методики оценки эксплуатационных свойств упругих элементов различного назначения методом акустической эмиссии».

Список литературы

1. Олехвер А.И., Ремшев Е.Ю. Моделирование процесса деформирования и разрушения мембран ответственного назначения // Инновационные технологии и технические средства специального назначения: труды XII Общероссийской науч.-практ. конф. в 3 т. Серия: Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ». СПб., 2020. С. 74–78.
2. Олехвер А.И. Анализ напряженно-деформированного состояния мембраны под действием внутреннего давления // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: аннотации конкурсных работ 10-й Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов: М., 2018. С. 219–220.
3. Ольховский Н.Е. Предохранительные мембраны. М., 1976. 148 с.
4. Водяник В.И. Взрывозащита технологического оборудования. М., 1991. 259 с.
5. Работнов Ю.Н. Сопротивление материалов. М., 1962. 452 с.
6. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов: учеб. для вузов. 10-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. 592 с.
7. Смирнов-Аляев Г.А., Чикидовский В.П. Экспериментальные исследования в обработке металлов давлением. Л.: Машиностроение, 1972. – 360 с.
8. Олехвер А.И. Исследование влияния конструктивных параметров концентраторов напряжений на разрушение мембран под действием внутреннего давления // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: аннотации конкурсных работ 11-го Всерос. межотр. молодёжного конкурса науч.-техн. работ и проектов. М., 2019. С. 53.
9. Неразрушающий контроль: справочник: в 7 т. / под общ. ред. В.В. Клюева. Т. 7, кн. 1: Иванов В.И., Власов И.Э. Метод акустической эмиссии. М.: Машиностроение, 2005. 829 с.

**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА МНОГОКРАТНОЙ
РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКИ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ
ТОНКОСТЕННОГО ДЛИННОМЕРНОГО СТАКАНА
ИЗ ПЛОСКОЙ ЗАГОТОВКИ**

**APPLICATION OF THE MULTIPLE METHOD
ROTARY EXTRACTOR IN PRODUCTION
THIN-WALLED LONG-SIZED GLASS FROM FLAT BILLET**

О.С. Меденкова, Ю.В. Фролова

*Государственный космический научно-производственный центр
им. М.В. Хруничева» (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева)*

medolgase@gmail.com

O.S. Medenkova, Yu.V. Frolova

*State Space Research and Production Center named after M.V. Khrunichev
(State Research and Production Center named after M. V. Khrunichev)*

medolgase@gmail.com

Аннотация. Выявленная потребность ракетно-космической отрасли в изготовлении сильфонов из цельнотянутых заготовок привела к необходимости разработки технологии, снижающей трудоемкость и процент брака. В работе рассматривается метод ротационной вытяжки. Приводятся результаты экспериментов по поиску оптимальных параметров технологических процессов. Дальнейшие успешные испытания на прочность и герметичность позволят выполнить внедрение представленной технологии на производстве.

Ключевые слова: сильфон, технология, ротационная вытяжка

Abstract. The revealed need of the rocket and space industry in the manufacture of bellows from solid-drawn blanks has led to the need to develop a technology that reduces labor intensity and the percentage of scrap. The paper deals with the rotary drawing method. The results of experiments on finding the optimal parameters of technological processes are presented. Further successful tests for strength and tightness will allow the implementation of the presented technology in production.

Keywords: bellows, technology, rotary hood

В результате многочисленных обращений предприятий ракетно-космической промышленности была выявлена потребность в изготовлении сильфонов из цельнотянутых заготовок для отрасли в целом.

В настоящее время для производства сильфонов используется сложный, длительный, трудоёмкий процесс, который состоит из большого количества операций штамповки, химической и термической обработок. В результате получается большой процент брака.

Основным направлением уменьшения трудоёмкости, длительности цикла, процента брака может являться использование метода ротационной вытяжки.

Для того чтобы получить стакан силфона из плоской заготовки с помощью метода ротационной вытяжки, рабочей группой экспериментально подбирались оптимальные диаметры заготовок, а также их толщины. При большом диаметре плоской заготовки получался большой фланец, из которого было крайне затруднительно сделать цилиндрический участок. При маленьком диаметре не получалась требуемая длина цилиндрической части. Кроме того, различные толщины заготовки также влияли на возможность получения чертёжной толщины стенки и длины стакана.

При ротационной вытяжке были использованы как прямой, так и обратный ход ролика, т.е. направление вытяжки. Таким образом, был найден оптимальный вариант, состоящий из одного обратного прохода ролика, что способствовало плотному прилеганию к оправке детали после термообработки, а также последовательных прямых проходов ролика для увеличения длины и уменьшения толщины стенки детали.

В ходе экспериментов были отработаны другие параметры управляющих программ: радиусы роликов, число оборотов шпинделя, скорость подачи инструмента, рабочие зазоры. Для каждого этапа ротационной вытяжки и каждой партии деталей они индивидуальны.

Учитывая работу одним роликом и, как следствие, одностороннее давление на оправку, а также отсутствие системы охлаждения, на деталях первых партий были различные дефекты: разрывы, трещины, вздутия, вмятины и т.п. Но в результате последовательной работы по отработке режимов управляющей программы и выбора заготовок в последней на данный момент партии не было ни одной бракованной детали.

В процессе научно-технической работы была применена замена традиционного на заводе комплекса термообработок и химических обработок на вакуумные термообработки, что существенно сократило время проведения экспериментальных работ, а следовательно, уменьшило трудоёмкость и снизило процент брака. В настоящее время проводится комплекс исследований и испытаний в этом направлении.

Таким образом, были получены тонкостенные длинномерные стаканы с помощью многократной ротационной вытяжки с промежуточными вакуумными термообработками, соответствующие чертежу.

В результате экспериментов по действующему технологическому процессу были сформованы два силфона из стаканов, полученных из плоских заготовок из материала 12X18H10T после семи ротационных вытяжек с промежуточными вакуумными термообработками. На полученных силфонах планируется провести испытания на прочность, герметичность и разрыв.

При получении положительных результатов исследований и экспериментов планируется внедрение перспективной технологии на заводе. Результатом внедрения технологии будет обеспечение изготовления всей имеющейся и перспективной номенклатуры силфонов, уменьшение трудоёмкости, цикла производства и процента брака.

РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ИНСТРУМЕНТООБОРОТА НА ПАО «ПРОТОН-ПМ»

DEVELOPMENT OF AUTOMATED TOOL FLOW PLANNING SYSTEM ON JSC «PROTON-PM»

П.А. Бахарев

ПАО «Протон – Пермские моторы», Пермь, Россия

pashka-perm@mail.ru

P.A. Bakharev

Public company «Proton – Perm Motors», Perm, Russia

pashka-perm@mail.ru

Аннотация. Целью работы на тему «Разработка автоматизированной системы планирования инструментооборота на ПАО «Протон-ПМ» является разработка научно-обоснованных рекомендаций по совершенствованию внутрифирменного планирования на предприятии в части планирования закупки инструмента (инструментооборота) и автоматизированной системы планирования инструментооборота.

В рамках данной работы:

- обоснована актуальность темы, определены объект и предмет работы, сформулированы цель и задачи, определен используемый инструмент и математический аппарат;
- сформулированы научная новизна и практическая значимость работы;
- представлены теоретические основы планирования в системе инструментооборота;
- рассмотрены основные принципы и методы планирования инструментооборота;
- проанализированы возможности существующих автоматизированных систем инструментооборота;
- проведены анализы основных показателей деятельности ПАО «Протон-ПМ» и системы планирования инструментооборота на предприятии;
- разработаны научно обоснованные рекомендации и мероприятия по разработке автоматизированной системы планирования инструментооборота на предприятии;
- произведена оценка экономической эффективности предложенных мероприятий, а также ход реализации проектной и программной частей мероприятий;
- сформулированы основные выводы согласно задачам.

Ключевые слова: автоматизация, закупки, инструментооборот, интеграция, материально-техническое обеспечение, планирование, предприятие, снабжение, цифровизация, экономическая эффективность.

Abstract. The purpose of the work on the topic "Development of an automated tool flow planning system at PJSC proton-PM" is to develop evidence-based recommendations for

improving intra-company planning at the enterprise in terms of planning the purchase of tools (tool flow) and an automated tool flow planning system.

As part of this work:

- the relevance of the topic is justified, the object and subject of the work are determined, the goal and tasks are formulated, the tool and mathematical apparatus are determined;
- the scientific novelty and practical significance of the work are formulated;
- the theoretical foundations of planning in the tool flow system are presented;
- the main principles and methods of tool flow planning are considered;
- the capabilities of existing automated tool management systems are analyzed;
- analysis of the main performance indicators of PJSC «Proton-PM» and the company's tool flow planning system was carried out;
- developed scientific-based recommendations and measures for the development of an automated system for planning tool flow at the enterprise;
- the economic efficiency of the proposed measures was evaluated, as well as the implementation of the project and program parts of the measures;
- the main conclusions are formulated according to the tasks.

Keywords: automation, procurement, tool flow, integration, logistics, planning, company, supply, digitalization, economic efficiency.

В современной рыночной экономике большую актуальность приобретает совершенствование процессов организации и управления предприятием, на эффективность которых огромное влияние оказывает система управления производственным процессом, материально-техническими ресурсами и запасами, а также того, насколько эффективно используются финансовые, трудовые и материальные ресурсы предприятия.

В ускорении темпов социально-экономического развития нашей страны и интенсификации производства эффективное использование ресурсов предприятия остается ключевой проблемой.

В рамках участия ПАО «Протон-ПМ» в национальном проекте «Производительность труда и поддержка занятости» проведена комплексная самооценка предприятия на соответствие модели European Foundation for Quality Management (EFQM), по результатам которой выявлено, что одной из слабых сторон ПАО «Протон-ПМ» по сравнению с другими предприятиями-лидерами российской промышленности, требующей более детального анализа и последующего совершенствования, является система внутрифирменного планирования на предприятии. Также в рамках данного Национального проекта проведен комплексный анализ производственной системы предприятия совместно с фондом «Региональный Центр Инжиниринга» (далее РЦИ), по результатам которого выявлено, что самые крупные потери в части производительности труда предприятие несет из-за несовершенства и низкого уровня интегрированности системы внутрифирменного планирования.

Планирование – один из важнейших процессов, обеспечивающих эффективную деятельность предприятия. Это управленческая функция, суть которой состоит в определении стратегии развития и задач для каждого из подразделений и структур, выполнение которых необходимо для следования выбранной стратегии. При планировании определяются не только сами цели предприятия, но и сроки, а также методы их достижения.

Если система производственного планирования на ПАО «Протон-ПМ» на сегодняшний день разработана и находится в стадии работ по автоматизации в информационной системе управления производством SAP ERP (далее ИСУП SAP), то система планирования материально-техническим снабжением, в том числе и закупки инструмента (инструментооборота), находится в стадии процесса разработки. Также на предприятии имеются определенные информационные ПО и АРМ, которые как таковой процесс планирования ресурсов не осуществляют [1–7].

Актуальность темы данной работы обуславливается всеми вышеприведенными аргументами.

Целью работы является разработка научно обоснованных рекомендаций по совершенствованию внутрифирменного планирования на предприятии в части планирования закупки инструмента (инструментооборота) и автоматизированной системы планирования инструментооборота.

В ходе выполнения работы было изучено одно из передовых предприятий ракетно-космической отрасли ПАО «Протон-ПМ» в части планирования закупок инструмента и оснастки. В ходе подготовки работы проведен производственный анализ потока изготовления детали типа «Корпус», который показал, что существует ряд проблем, существенно осложняющих организацию ритмичной работы и снижающих возможности оперативного реагирования. Одной из основных причин потерь является отсутствие необходимого инструмента или оснастки для изготовления продукции. Далее был проведен углубленный анализ процесса планирования и заказа инструмента. Время протекания данного процесса на сегодняшний день составляет 40 р.д. Если рассматривать полностью процесс поставки инструмента от необходимости выдачи заявки до получения инструмента на предприятие, то время протекание процесса составит 65–93 р.д. (3–5 месяцев) для стандартного инструмента и 7–8 месяцев для специального инструмента. В ходе проведения анализа был выявлен ряд проблем и предложен ряд направлений решения данных проблем, которые необходимо реализовывать в комплексе:

- создание актуальной базы данных применимости инструмента с указанием норм расхода (допускается применение расчетных);
- разработка и программирование алгоритма создания годовой заявки на инструмент с разбивкой по месяцам с учетом НЗП, остатков инструмента;
- разработка и программирование алгоритма формирования перечня инструмента для минимального запаса;
- разработка и программирование алгоритма формирования заявки на закупку для пополнения минимального запаса инструмента;
- разработка необходимых форм заявок с участием в их согласовании начальника цеха и инженера ИО с утверждением заместителем ГИ.

Был предложен ряд мероприятий по совершенствованию системы планирования и заказа инструмента.

Проведена оценка экономической эффективности предложенных мероприятий, по результатам которой можно сделать вывод, что внедрение данных мероприятий является потенциально экономически эффективным и обладает инвестиционной привлекательностью. Также стоит отметить, что предложенные мероприятия осуществимы силами предприятия без привлечения инжинирингового и IT-консалтинга, что позволит сэкономить финансы предприятия. Как итог ожидаемые ежегодные выгоды от внедрения мероприятий составят порядка 12 млн рублей. Срок окупаемости проекта составит примерно 1 год и 4 месяца. На сегодняшний день реализация мероприятий идет в установленные сроки. При обеспечении всеми необходимыми человеческими ресурсами, срывов сроков не прогнозируется [7–14].

Стоит отметить, что инструментооборот не ограничивается процессами планирования, заказа, закупки, поставки. Параллельно с работами по совершенствованию перечисленных процессов на предприятии ведутся работы по следующим процессам:

- учет и списание инструмента (промышленная эксплуатация в ИСУП SAP);
- перемещение инструмента между цехами (промышленная эксплуатация в ИСУП SAP);
- выдача инструмента на рабочие места с помощью электронной книжка учета инструмента по рабочим (опытная эксплуатация в ИСУП SAP);
- адресное хранение на складах с отражением в ИСУП SAP (ведутся разработки);

- штрихкодирование инструмента и оснастки (ведутся разработки);
- заказ инструмента на основании плана производства (ведутся разработки).

В заключение хотелось бы отметить, что реализация данного проекта в суммарном итоге с реализацией ведущихся работ в ИСУП SAP выведут процесс инструментального оборота ПАО «Протон-ПМ» на абсолютно новый уровень, что позволит минимизировать потери от отсутствия инструмента и сократить цикл изготовления основных узлов и деталей жидкостных ракетных двигателей.

Список литературы

1. Бабкина Н.И., Байков Е.А. Особенности создания и функционирования интегрированной системы внутрифирменного стратегического планирования предприятия // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. Серия: Экономические науки. 2014. № 3 (197). С. 149–155.
2. Беликова И.П. Управление проектами : учебное пособие (краткий курс лекций). Электрон. текстовые данные. Ставрополь: Ставропольский государственный аграрный университет, 2014. – 80 с.
3. Бухалков М.И. Организация производства на предприятиях машиностроения: учебник. М.: Инфра-М, 2013. – 511 с.
4. Мобильная система удаленного мониторинга последнего поколения как инновационное решение задач оптимизации контроля производства на предприятии оборонно-промышленного комплекса / Ю.И. Вареница, Д.И. Кимяев, М.Г. Асташев, Г.Ю. Вареница, В.А. Гусев, О.А. Гусев // Вопросы инновационной экономики. 2018. Т. 8, № 2. – С. 327–334.
5. Иванилова С.В. Управление инновационными проектами: учебное пособие для бакалавров. М.: Дашков и К, Ай Пи Эр Медиа, 2018. 188 с.
6. Переверзев М.П., Логвинов С.И., Логвинов С.С. Организация производства на промышленных предприятиях: учебное пособие. М.: Инфра-М, 2018. 416 с.
7. Радиевский М.В. Организация производства: инновационная стратегия устойчивого развития предприятия: учебник. М.: Инфра-М, 2017. 280 с.
8. Слак Н., Чемберс С., Джонстон Р. Организация, планирование и проектирование производства. Операционный менеджмент. М.: Инфра-М, 2013. 790 с.
9. Стрелкова Л.В., Макушева Ю.А. Экономика и организация инноваций. Теория и практика: учебное пособие для студентов вузов, обучающихся по направлениям «Экономика» и «Менеджмент». М.: ЮНИТИ-ДАНА, 2015. 215 с.
10. Шухгальтер М.Л. Экономика предприятия / под ред. А.Е. Карлика. М.: Питер, 2015. 464 с.
11. Управление проектами: учебное пособие / Е.И. Куценко [и др.]. Оренбург: Оренбургский государственный университет, ЭБС АСВ, 2016. 269 с.
12. Iscar Russia Cutting Tools [Электронный ресурс]. М., 2020. URL: <http://www.iscar.ru> (дата обращения: 13.01.2020).
13. WellCAM [Электронный ресурс]. М., 2020. URL: <http://wellcam-ps.ru> (дата обращения: 15.01.2020).
14. ПАО «Протон-ПМ» [Электронный ресурс]. Пермь, 2008–2020. URL: <http://www.protonpm.ru> (дата обращения: 21.01.2020).

**РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ
ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ
С ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМОЙ СПАСЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ
ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЁТНЫХ ЗАДАЧ**

**DEVELOPMENT OF A MODEL OF EXPERIMENTAL
ONE-STAGE ROCKET-ROCKET WITH A PARACHUTE
RESCUE SYSTEM AFTER THE FLIGHT TASKS**

А.В. Борминский, А.С. Полтораднев

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, Самара, Россия*

paznhr@yandex.ru

A.V. Borminsky, A.S. One and a half days

*Samara National Research University
named after academician S.P. Korolev, Samara, Russia*

paznhr@yandex.ru

Аннотация. Приводится описание вновь разрабатываемой одноступенчатой экспериментальной ракеты Capella, обладающей лучшими баллистическими характеристиками, эффективной и надежной системой спасения по сравнению с ранее разрабатываемой двухступенчатой ракетой TSR 3.0. Значительное внимание уделяется двухэтапной системе спасения, исключая спутывание строп и обладающей меньшим уносом от точки старта. Описывается бортовая электронная система.

Ключевые слова: двухступенчатая ракета, баллистика, система спасения.


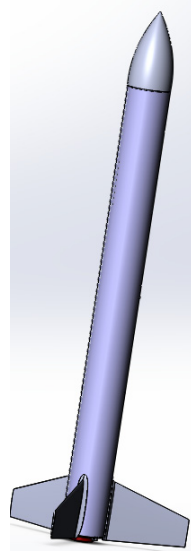
Abstract. A description of the newly developed single-stage experimental missile Capella is given, which has better ballistic characteristics, an effective and reliable rescue system compared to the previously developed two-stage TSR 3.0 missile. Considerable attention is paid to the two-stage rescue system, which eliminates line entanglement and has less carryover from the starting point. The onboard electronic system is described.

Keywords: two-stage missile, ballistics, rescue system.

Описание разработанной ракеты проведем в сравнении с предыдущим изделием студенческого конструкторского бюро (СКБ) RocketLAV – моделью двухступенчатой экспериментальной ракеты TSR 3.0, запущенной в 2019 г. С целью улучшения навыков и компетенций участников и получения новых практических знаний каждый последующий проект СКБ планируется, исходя из повышения технологичности и сложности реализации основных задач разработки.

Сравнение двух проектов представлено таблице.

Сравнение TSR 3.0 и Capella

	TSR 3.0	Наименование параметра	Capella	
	2018-2019	Год реализации	2020–2021	
	13,62	Стартовая масса, кг	8,812 (–35,3 %)	
	2500	Длина, мм	1700	
	160	Диаметр, мм	140	
	3739	Суммарный импульс двигателя, Н·с	3739	
	1278,75	Максимальная тяга двигателя, Н	1278,75	
	1581	Апогей, м	2318 (+46,6 %)	
	116	Максимальная скорость, м/с	302 (+160 %)	
	0,6 (макет массовый)	Масса ПН, кг.	0,6	

Перед проектом стояли следующие задачи:

1. Улучшение баллистических показателей ракеты.
2. Разработка полезной нагрузки.
3. Повышение эффективности и надёжности системы спасения.
4. Разработка электроники и программного обеспечения (ПО) для осуществления успешного полёта и выполнения всех экспериментальных и практических задач, возложенных на ЭР.

С целью улучшения баллистических показателей ракеты разработана одноступенчатая модель ракеты с уменьшенным диаметром до 140 мм. С учетом оптимизации компоновки внутренних элементов конструкции и использования при изготовлении формование корпуса давлением удалось достичь снижения полной массы ракеты, а также увеличения максимальной высоты полёта и максимальной скорости.

С целью оптимизации компоновки конструкции и исключения использования паразитной массы для обеспечения правильной балансировки модели ракеты был разработан отсек под ПН и механизм его отделения.

Отсек под ПН имеет внутренний диаметр 82 мм, высоту 250 мм. Размеры подобраны из условия надёжного расположения внутри ПН с парашютом и сжатой пружиной отделения ПН. Данный отсек позволяет разместить ПН со следующими параметрами: масса – от 0,35 кг до 1 кг, диаметр – 80 мм, длина – 200 мм.

В целях повышения эффективности и надёжности системы спасения и с тем, что в предыдущих проектах была отмечена ненадёжность парашютной системы спасения, связанная со спутыванием строп о стабилизаторы и стартовые направляющие, разработана новая система спасения (СС). Помимо надёжности имеется проблема с тем, что модель уносит на парашютах достаточно далеко от точки старта, поэтому необходимо уменьшить дальность приземления для повышения эффективности поиска ракеты после приземления.

Принцип СС заключается в двухэтапном выбросе парашютов: в апогее выбрасывается тормозной парашют (ТП), который снижает скорость спуска до 20–25 м/с, затем на высоте 500 м выбрасывается основной парашют (ОП), снижающий скорость спуска до 5–8 м/с.

Тормозной парашют выполнен по типу вытяжного, состоящего из купола, парашютной ткани, также являющейся сплошной стропой, и конической пружины. Преимущество конической пружины заключается в том, что её можно сжать до толщины одного витка, что существенно уменьшает объём сложенного парашюта. Для удержания пружины в сжатом состоянии разработан механизм спуска СС.

Реализация системы СС позволяет мягко приземлить конструкцию после выполнения полётной задачи, а за счет двухэтапного выброса парашютов позволяет контролировать скорость спуска, тем самым, не позволяя модели ракеты покинуть территорию полигона.

Для управления внутренними системами экспериментальной модели ракеты была разработана бортовая электронная система (БЭС), состав которой следующий:

1. Система определения старта.
2. Система спасения.
3. Система телеметрии.
4. Система выброса ПН.
5. Система поиска после приземления.
6. Барометрическая система.

**СПОСОБ КОНТРОЛЯ ПОЛОЖЕНИЯ
ПОВОРОТНОЙ ЧАСТИ СОПЛОВЫХ БЛОКОВ
В ПРОЦЕССЕ ОТРАБОТКИ ПРОЧНОСТИ**

**METHOD FOR POSITION CONTROL ROTARY PART
OF NOZZLE BLOCKS IN THE PROCESS
OF STRENGTH DEVELOPMENT**

А.П. Рябков¹, П.П. Ерёмченко²

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь, Россия

¹rap730@iskra.perm.ru, ²epp705@iskra.perm.ru

A.P. Ryabkov¹, P.P. Eremenko²

Research and Production Association «Iskra», Perm, Russia

¹rap730@iskra.perm.ru, ²epp705@iskra.perm.ru

Аннотация. В работе предложен способ определения положения поворотной части соплового блока (фактической плоскости отклонения, угла отклонения, просадки) при проведении испытаний на прочность эластичного опорного шарнира, основанный на использовании датчиков перемещений, соединяющих поворотную часть сопла с неподвижным приспособлением. Разработана математическая модель для расчета данных характеристик через удлинения и укорочения датчиков перемещений. Показана принципиальная схема установки датчиков перемещений.

Ключевые слова: поворотная часть сопла, положение поворотной части сопла, датчики перемещений, плоскость отклонения, угол отклонения, просадка, эластичный опорный шарнир.

Abstract. The paper proposes a method for determining the position of the rotary part of the nozzle block (the actual deflection plane, deflection angle, drawdown) when testing the strength of an elastic support joint, based on the use of displacement sensors connecting the rotary part of the nozzle with a fixed device. A mathematical model is developed for calculating these characteristics through elongation and shortening of displacement sensors. A schematic diagram of the installation of motion sensors is shown.

Keywords: rotary part of the nozzle, position of the rotary part of the nozzle, displacement sensors, deflection plane, deflection angle, drawdown, elastic support joint.

Для повышения качества отработки прочности эластичных опорных шарниров (ЭОШ) поворотных управляющих сопел (ПУС) важно знать положение поворотной части (ПЧ) сопла в пространстве в каждый момент времени в условиях отклонения под давлением [1, 2].

Как известно, жесткостные характеристики ЭОШ сильно зависят от давления и угла отклонения, когда меняется форма тарелей (поверхность тарели перестает быть сферической), что может повлиять на положение центра вращения и привести к отклонению от расчетной плоскости поворота и от заданной величины угла поворота.

В связи с этим целью работы является разработка способа определения положения ПЧ с помощью датчиков перемещений, технология использования которых отработана.

В настоящее время испытания ЭОШ проводятся в следующей последовательности: настройка без внутреннего давления (ЭОШ с ПЧ устанавливаются в приспособление для испытаний; на срез сопла устанавливается приспособление с угломером; производится отклонение ПЧ на заданный угол в плоскости I, запоминается выход штока; производится отклонение ПЧ на заданный угол в плоскости II, запоминается выход штока); отклонение совместно с внутренним давлением (давление подается в полость приспособления; производится отклонение ПЧ в плоскостях I и II путем выдвижения штоков рулевого привода (РП) на заданные значения, полученные при настройке). Схема приспособления показана на рис. 1.

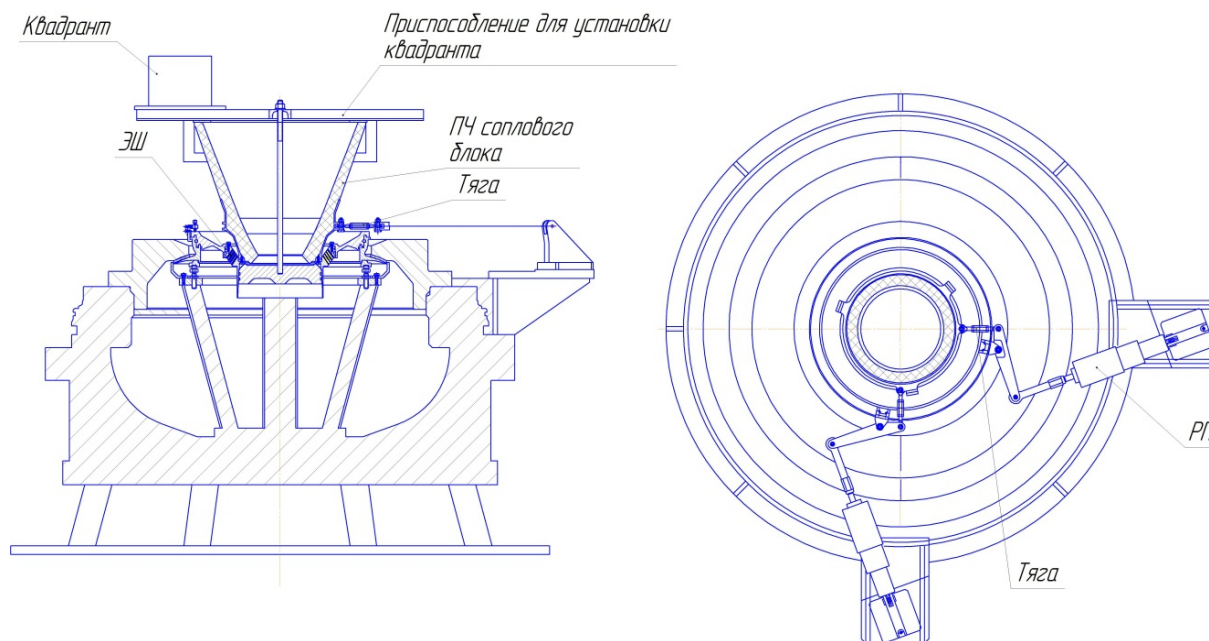


Рис. 1. Схема испытаний ПЧ

В качестве признаков несовпадения реализованного угла и реализованной плоскости отклонения с плоскостями РП можно указать следующее: зона потери устойчивости тарелей не совпадает с плоскостью приложения усилия со стороны РП; расхождение результатов расчетов с результатами испытаний

К недостаткам существующего способа можно отнести: при настройке выходов штоков РП не учитывается изменение жесткостных характеристик ЭОШ при действии давления; непосредственно измеряются только входы/выходы штоков РП; непосредственно не измеряются фактическая плоскость отклонения ПЧ, фактический угол поворота ПЧ, просадка в осевом и радиальном направлениях.

Идея предлагаемого способа заключается в измерении удлинений/укорочений датчиков перемещений, соединяющих неподвижную часть приспособления с ПЧ. ПЧ рассматривается как абсолютно жесткое недеформируемое тело, имеющее 6 степеней свободы (3 угла поворота, 3 смещения). Поэтому нужно использовать всего 6 датчиков перемещений. Принципиальная схема предлагаемого способа показана на рис. 2.

Неподвижная часть приспособления определена 3 точками верхнего треугольника (D, K, F) и соединена с точками A, B, E ПЧ (рис. 2).

Неподвижная часть соединена с точкой A 3 датчиками перемещений, с точкой B – 2 датчиками, с точкой E – одним датчиком.

Начальное положение 3 точек ПЧ (A, B, E) определяется начальными длинами 6 отрезков с датчиками перемещений, что позволяет определить их координаты в

пространстве методами аналитической геометрии и линейной алгебры. Конечное положение 3 точек ПЧ (A_1, B_1, E_1) также определяется длинами датчиков перемещений.

Перемещение раскладывается на поворот вокруг оси, проходящей через точку A_1 , и на поступательное перемещение всей ПЧ. Зная координаты точек A, B, E в начальном и конечном положениях, рассчитываются координаты вектора, определяющего фактическую ось поворота (следовательно, плоскость отклонения), угол поворота, а также вектор поступательного смещения ПЧ [3–6].

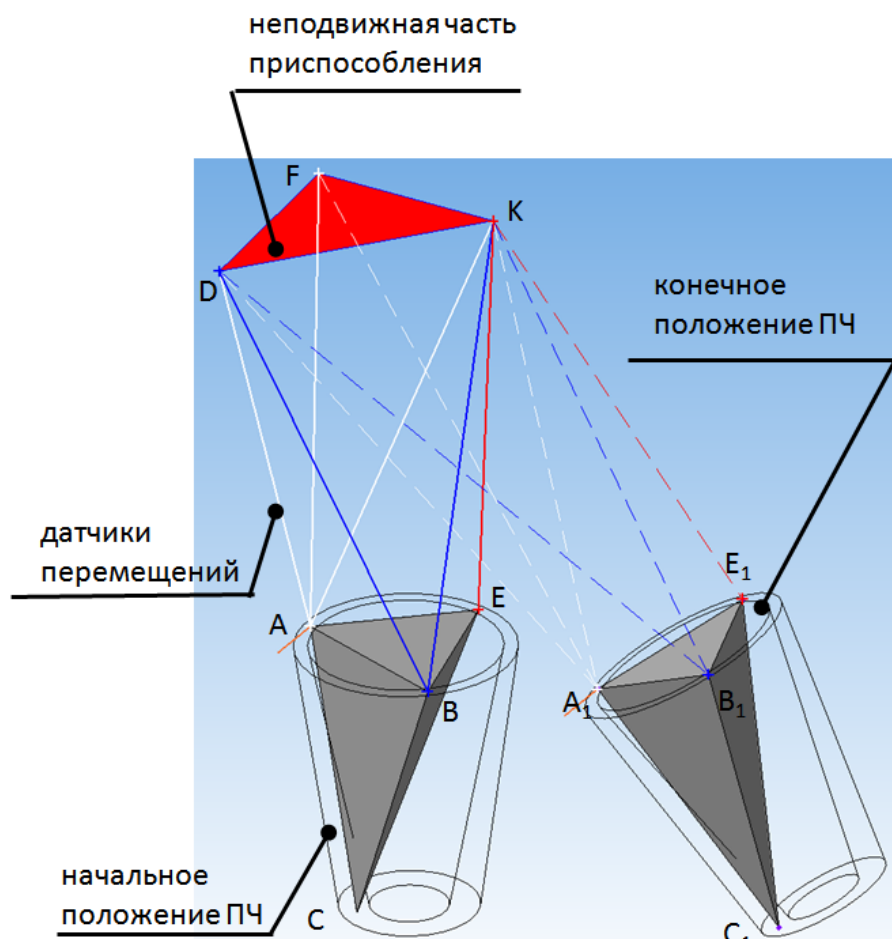


Рис. 2. Принципиальная схема приспособления

Вычисления реализованы в пакете MathCAD [7, 8]. Проверка вычислений проводилась путем прямых построений в программе трехмерного моделирования «КОМПАС-3D» [9, 10].

Таким образом, предлагаемый способ позволит определять реализованную плоскость отклонения, угол поворота и просадку ПЧ при отклонении под давлением.

Список литературы

1. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент / Р.В. Антонов, В.И. Гребенкин, Н.П. Кузнецов, Б.С. Мокрушин, В.И. Черепов, С.Н. Храмов; под ред. Н.П. Кузнецова. Москва–Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2006. 552 с.
2. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / под. общ. ред. чл. корр. Российской академии наук, д-ра тех. наук, проф. Л.Н. Лаврова. М.: Машиностроение, 1993. 215 с.

3. Кильчевский Н.А. Элементы тензорного исчисления и его приложения к механике. М.: Гостехиздат, 1954. 168 с.
4. Никитин Н.Н. Курс теоретической механики: учеб. пособие для машиностроит. и приборостроит. спец. вузов. М.: Высшая школа, 1990. 607 с.
5. Жидков А.В., Шабаров В.В. Элементы тензорного исчисления в евклидовом пространстве: тензорная алгебра: электронное учебно-методическое пособие. Н.Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2012. 75 с.
6. Жилин П.А. Векторы и тензоры второго ранга в трехмерном пространстве. СПб.: Нестор, 2001. 276 с.
7. Макаров Е.Г. Инженерные расчеты в Mathcad: учебный курс. СПб.: Питер, 2003. 448 с.
8. Крушель Е.Г., Панфилов А.Э. Осваиваем Mathcad (первокурсникам, заочникам и не только...): учеб. пособие / ВолГГТУ. Волгоград, 2006. 179 с.
9. Компас-3D на примерах: для студентов, инженеров и не только... СПб.: Наука и техника, 2017. 272с.
10. Ганин Н.Б. Компас-3D V7: самоучитель. М.: ДМК Пресс, 2005. 384 с.

ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

ELECTRO-JET PLASMA PULSE THRUSTER

К.Ю. Трубникова

Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара, Россия

k06s@rambler.ru

K.Yu. Trubnikova

Rocket and Space Center «Progress», Samara, Russia

k06s@rambler.ru

Аннотация. В работе рассматривается возможность получения высокого давления жидкого рабочего тела в результате фазового перехода в высокотемпературную плазму из-за воздействия электрического импульса. Иллюстрируются различные компоновки электрореактивных микродвигателей, использующих данный принцип. Отмечается возможность создания матричных схем двигателей любой необходимой тяги и конфигурации.

Ключевые слова: электрореактивный микродвигатель, плазма.

Abstract. The paper considers the possibility of obtaining a high pressure of a liquid working fluid as a result of a phase transition to a high-temperature plasma due to the action of an electric pulse. Various configurations of electrically active micromotors using this principle are illustrated. The possibility of creating matrix schemes of engines of any required thrust and configuration is noted.

Keywords: electric reactive micromotor, plasma.

В настоящее время по способу создания реактивной тяги применяются различные варианты газодинамических и электродинамических микродвигателей, в том числе и «переходные» между тепловыми и электродинамическими.

Продолжает увеличиваться количество работ по созданию электрореактивных двигателей для корректирующих двигательных установок малых космических аппаратов [1, 2].

В данной работе ставится задача получения высокого давления рабочего тела – жидкости за счет превращения её высоковольтным электрическим импульсом в высокотемпературную плазму.

С середины прошлого века известна электрогидравлическая штамповка - когда в непроводящей жидкости на металлический проводник подается высоковольтный импульс, вследствие чего он превращается в плазму и создает гидравлический импульс [2].

Аналогично, если на участок канала в изоляторе, по которому протекает электропроводящая жидкость, подать высоковольтный импульс, то жидкость превратится в плазму с соответственным повышением температуры и давления. Если при этом один конец канала будет закрыт, а другой открыт, то плазма из него «выстрелит» с большой скоростью, что повлечет «отдачу», т.е. при высокой частоте импульсов получится реактивный микродвигатель, а если струя будет направлена в горючую смесь, то высокие давление и температура создадут детонационную волну в смеси, что обеспечит ее детонационное сгорание.

Таким образом электрореактивный плазменный импульсный двигатель (ЭП) может выступать как самостоятельный реактивный микродвигатель, так и самостоятель-

ный высокочастотный детонатор, а также для многократного поджига топлива в камерах сгорания ЖРД. Тяга такого двигателя зависит от массы порции превращаемой в плазму жидкости, её давления и частоты подаваемых импульсов высокого напряжения.

Кроме того, тонкая высокотемпературная плазменная струя может быть использована в различных технологических процессах для обработки малоразмерных деталей, в микроплазмотронах для нанесения локальных или сетчатых порошковых покрытий, в микро 3D-принтерах и т.д.

В качестве иллюстрации на рис.1 показано принципиальное устройство ЭП, на рис. 2 изображен усиленный вариант ЭП, на рис. 3 показаны чертежи ЭП с различными вариантами гидрозатвора, на рис. 4 изображен ЭП в качестве ручного инструмента или автономного реактивного микродвигателя, на рис. 5 показана компоновка двигателя детонационного действия (ДДД) с использованием ЭП.

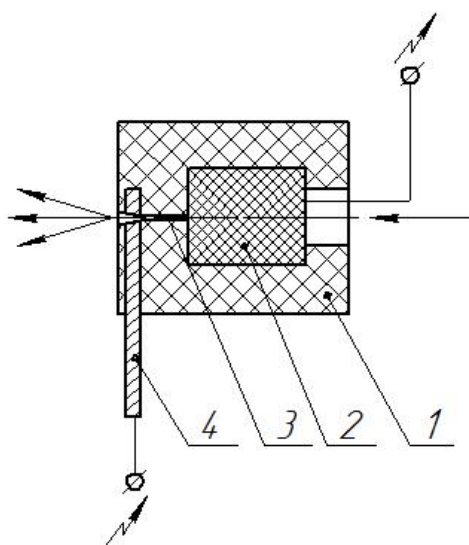


Рис. 1. Устройство электрореактивного плазменного импульсного двигателя:
 1 – корпус из электроизоляционного материала, например, из нитрида бора; 2 – импульсный гидравлический затвор, например, в виде пакета мелкоячеистой сетки, пористой керамики, шнека, тонкой трубки в виде спиральной пружины и т.д.; 3 – капиллярный канал, выполненный в корпусе и соединяющий гидравлический затвор 2 с выходом из корпуса 1; 4 – электрод, установленный в корпусе 1 на выходящем наружу конце капиллярного канала.

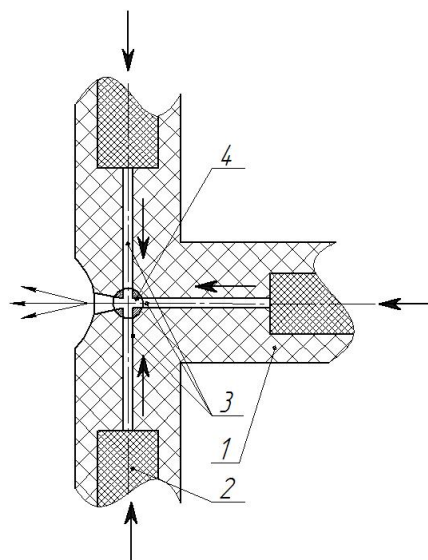


Рис. 2. Устройство ЭП с увеличенной энергией импульса: 1 – корпус из электроизоляционного материала, например, из нитрида бора; 2 – импульсный гидравлический затвор; 3 – капиллярный канал, выполненный в корпусе и соединяющий гидравлическое сопротивление 2 с выходом из корпуса 1; 4 – электрод, установленный в корпусе 1 на выходящем наружу конце капиллярного канала.

Для увеличения энергии импульса возможно создание в корпусе изолятора двух или нескольких каналов, направленных навстречу друг другу с общим выходным каналом. При этом кумулятивное действие плазменных струй в точке их встречи значительно увеличивает температуру выходящей плазменной струи и эффективность ЭП.

Примерные размеры ЭП с гидравлическими затворами из тонкой трубки в виде пружины (вариант А) и пористой керамики или мелкоячеистой сетки (вариант Б)

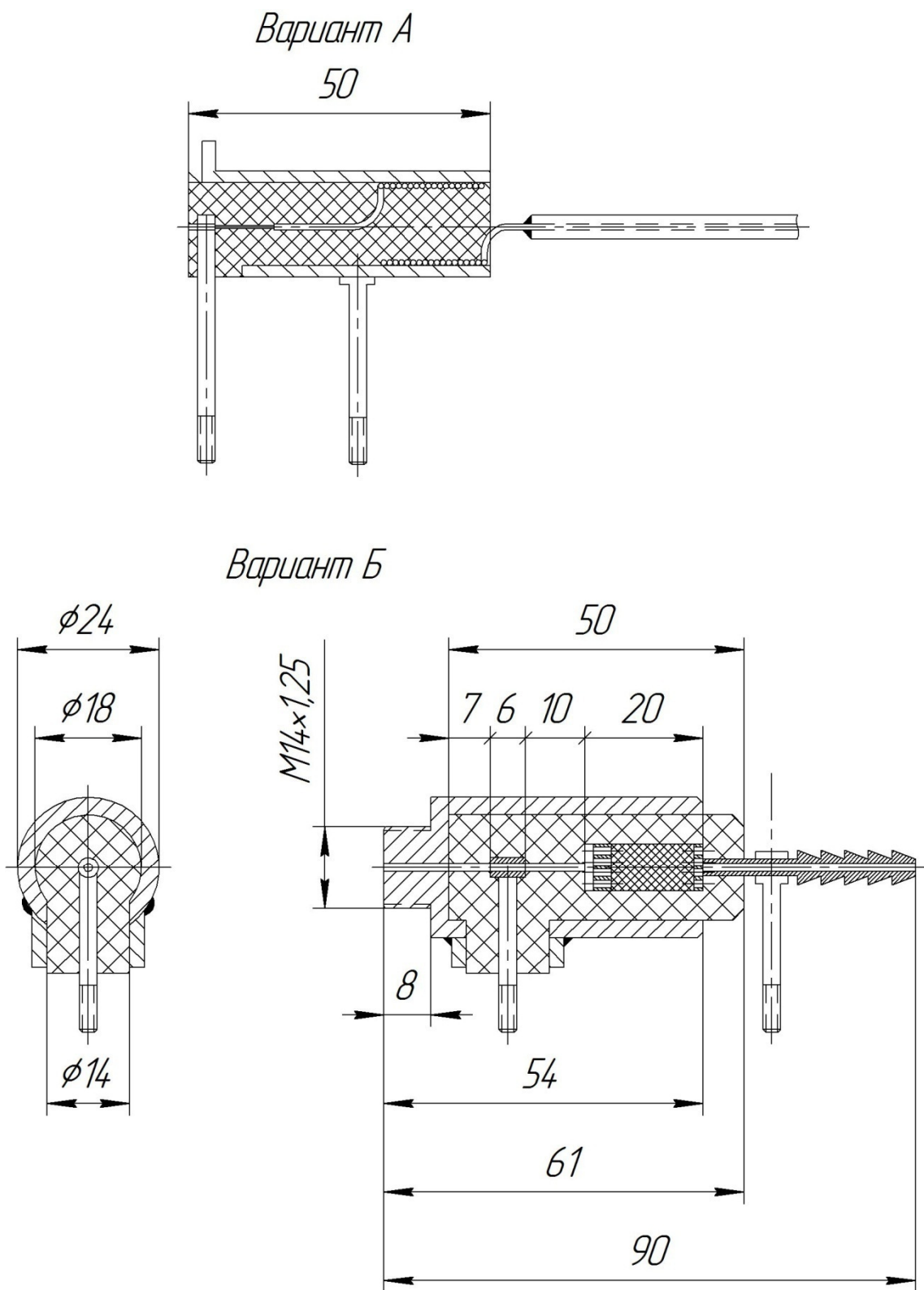


Рис. 3. Размеры и устройство ЭП

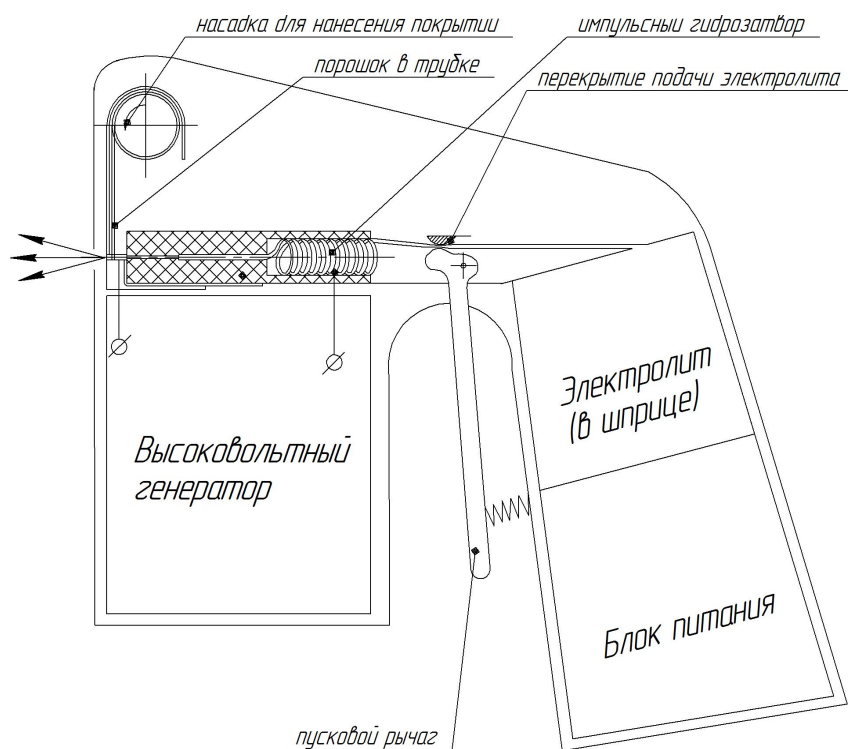


Рис. 4. Примерная компоновка ЭП как инструмента для нанесения покрытий, микроплазмотрона или автономного реактивного микродвигателя

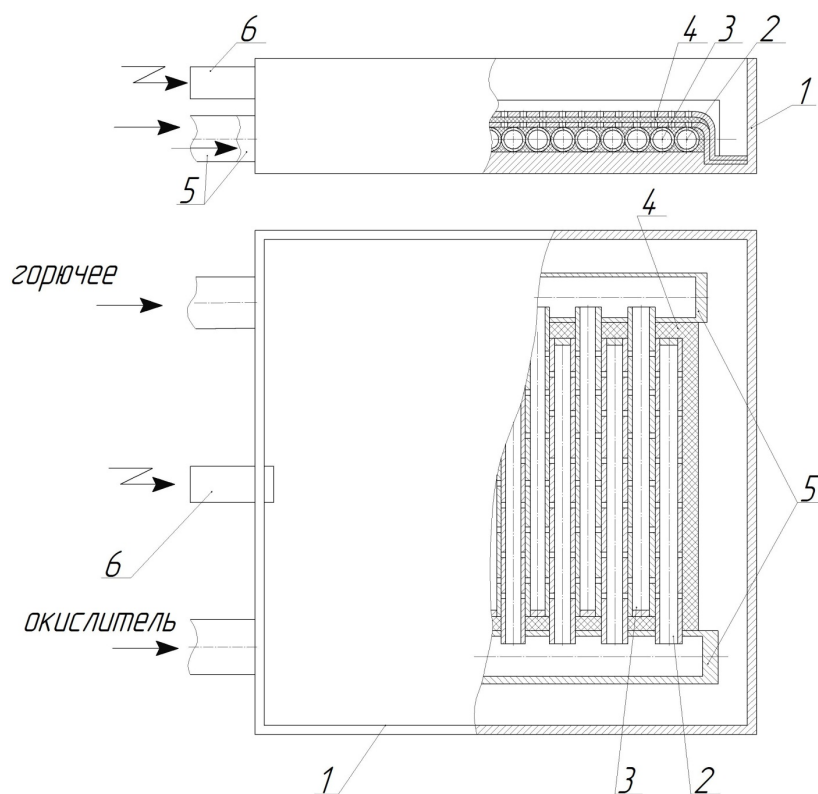


Рис. 5. Примерная компоновка ДДД в модульном исполнении: 1 – корпус; 2 – распылитель окислителя; 3 – распылитель горючего; 4 – буферная доска (мелкоячеистая сетка на решетке); 5 – коллекторы окислителя и горючего; 6 – электрореактивный плазменный импульсный двигатель

Один отработанный и доведенный модуль ДДД позволит создавать матричные схемы двигателей любой необходимой тяги и конфигурации (например, вдоль крыла или пилонов) без дополнительных научно-исследовательских работ, и, кроме того, позволяет в процессе работы регулировать тягу по нужному закону или по заданной программе включением или отключением части модулей.

Все материалы и технологии для изготовления опытных образцов и серийного производства ЭП в промышленности освоены и широко применяются. Отработка и доводка ЭП в промышленности при соответствующей организации работ не займет много времени.

Список литературы

1. Савин Г.Н., Кильчевский Н.А., Путьга Т.В. Теоретическая механика, Киев, 1963. 480 с.
2. Артамонов Б.А. Электрофизические и электрохимические методы обработки материалов. М.: Высшая школа, 1983. Т. 2. С. 91–102.

Секция 3

Динамика полета, проектная баллистика,
навигация и системы управления ракетно-
космической техникой. Системные
и экономические исследования в сфере
космической деятельности

СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ СООТВЕТСТВИЯ ОРГАНИЗАЦИЙ-ИЗГОТОВИТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ РИСК-ОРИЕНТИРОВАННОГО ПОДХОДА

CREATION OF A COMPREHENSIVE CONFORMITY ASSESSMENT SYSTEM OF MANUFACTURING ORGANIZATIONS USING A RISK-ORIENTED APPROACH

М.М. Лобастов¹, В.В. Жуков², С.А. Сумбуров³

Научно-производственное объединение «Техномаш», Москва, Россия

¹M.Lobastov@tmnpo.ru, ²V.Zhukov@tmnpo.ru, ³S.Sumburov@tmnpo.ru

M.M. Lobastov¹, V.S. Zhukov², S.A. Sumburov³

Research and Production Association «Technomash»

¹M.Lobastov@tmnpo.ru, ²V.Zhukov@tmnpo.ru, ³S.Sumburov@tmnpo.ru

Аннотация. Целью работы является разработка методики оценки принимаемых организациями мер по обеспечению качества выпускаемой продукции и технологических процессов ее изготовления, применяемой при осуществлении проверок обеспечения качества изделий РКТ и БРТ стратегического назначения.

В целях разработки универсальной отраслевой методологии, обеспечивающей оценку соответствия организаций-изготовителей и их распределение по шкале риска причинения ущерба отрасли, необходимо проведение научно-исследовательской работы, направленной на создание и обеспечение принципиально новой системы оценки соответствия производственных процессов организаций-изготовителей РКТ.

Реализация предлагаемой методики позволяет за счет ранжирования поставщиков по надежности осуществлять регулировку объемов входного контроля покупных изделий и комплектующих, снижая объем контроля для наиболее надежных поставщиков и увеличивая для тех, которые получают большее количество замечаний и несоответствий продукции. Данный подход способствует снижению вероятности вовлечения в производство некондиционной или несоответствующей установленным в документации требованиям продукции. Кроме того, применение ранжирования будет способствовать снижению производственных затрат организаций ракетно-космического производства и, как следствие, себестоимости конечной продукции.

Ключевые слова: анализ, методика, методология, минимизация рисков, организация-изготовитель, оценка, ранжирование, риск-ориентированный подход.

Abstract. The aim of the paper is to develop a technique to assess the measures taken by organizations for the quality assurance of output products and processes of their manufacturing, intended for quality assurance inspections of aerospace products and strategic missiles.

In order to develop a universal industry methodology that provides a conformity assessment of manufacturing organizations and their distribution according to the risk scale of causing damage to the industry, it is necessary to carry out research effort aimed at creating and providing a fundamentally new conformity assessment system of the aerospace manufacturing organizations production processes.

The implementation of the proposed technique will allow, by ranking suppliers in terms of reliability, to adjust the volume of incoming inspection of purchased products and components, reducing the amount of control for the most reliable suppliers and increasing for those suppliers who receive more warnings and product non-conformities. This approach facilitates to reduce the probability of involvement in production of non-conforming or off grade products that cannot meet requirements in the product's documentation. In addition, the use of ranking will facilitate to reduce the production costs in the aerospace industry organizations and, as a result, the cost of the end products.

Keywords: analysis, technique, methodology, risk mitigation, manufacturing organization, assessment, ranking, risk-oriented approach.

Формулировка решаемой проблемы

Уровень потребностей рынка космических услуг и проблемы повышения конкурентоспособности отечественной ракетно-космической техники (РКТ) в числе наиболее важных методологических задач определяют совершенствование и развитие комплекса средств, способных укрепить существующую методологическую основу для поступательного и прорывного развития космической индустрии, производства надежной и безопасной космической техники.

Современная космическая промышленность России объединяет около ста предприятий отраслевой кооперации, большинство из которых являются потомками советской государственной космической индустрии с разным уровнем развития корпоративных культур, производственных систем, экономических, технических и технологических ресурсов. Российская Федерация входит в тройку государств (наряду с США и Китаем), реализующих все существующие в мире направления космической деятельности. Однако в 90-е гг. XX в. общее состояние российской науки и промышленности оказало существенное влияние на текущее состояние космической отрасли. Именно в тот период на фоне мировых тенденций эволюционного развития производства космической техники и освоения новых технологий отечественная космическая промышленность пережила значительный спад производства.

Игнорирование или недостаточное внимание к обозначенной теме в практическом плане может выражаться в неминуемой реализации основных рисков, причиняющих огромный материальный и репутационный ущерб при авариях ракет-носителей, разгонных блоков, отказах космических аппаратов на орбитах и других нештатных ситуаций.

Сложившиеся исторические и экономические условия развития являются важным фактором, формирующим предпосылки для постоянного пересмотра законодательной, отраслевой нормативной и методологической основы в области оценки и контроля производственной системы. В данном направлении необходимы принципиально новые, оперативные, эффективные современные способы и подходы к оценке текущего состояния производственных процессов организаций-изготовителей и производственной системы отрасли в целом [1–7].

Целью работы является разработка методики оценки принимаемых организациями мер по обеспечению качества выпускаемой продукции и технологических процессов ее изготовления (далее – методика), предназначенной для осуществления ранжирования поставщиков, очно-заочной оценки рисков при заключении контрактов на поставку изделий (их составных частей) РКТ и боевой ракетной техники (БРТ) стратегического назначения.

Методика описывает процедуру и устанавливает единый подход к проведению оценки принимаемых организациями мер по обеспечению качества выпускаемой продукции и технологических процессов ее изготовления в организациях ракетно-космической промышленности (РКП).

Задачи работы

Оценка принимаемых организациями мер по обеспечению качества выпускаемой продукции и технологических процессов ее изготовления (далее – оценка мер, оценка) включает комплекс действий с применением риск-ориентированного подхода (РОП), направленных на прямое или косвенное определение выполнения организациями установленных требований нормативной, конструкторской и технологической документации в процессе изготовления изделий РКТ и БРТ стратегического назначения.

РОП – методология, обеспечивающая целевое надзорное воздействие на объекты проверки (организации), основанное на оценке принимаемых организациями мер по обеспечению качества выпускаемой продукции и технологических процессов ее изготовления. Применение РОП в данной методике направлено на определение потенциала риска возникновения аварий и инцидентов, связанных с несоответствиями в области технологических процессов изготовления РКТ и БРТ.

Применение РОП предполагает снижение количества проверок процессов (организаций), где риск нарушений меньше. Также в данном случае возможно появление положительного экономического эффекта путем снижения объема входного контроля. РОП оказывает влияние на снижение рисков за счет усиления контроля в зонах повышенного риска и снижения в относительно безопасных зонах.

РОП способствует оптимизированию административной нагрузки на добросовестные организации, в которых процессы соответствуют требованиям нормативной, конструкторской и технологической документации (НД, КД и ТД). В наиболее простом исполнении РОП применяется как процедура оценки рисков по направлению, процессу, в полной комплексной проверке организации.

Оценка мер с применением РОП может быть выполнена как организацией самостоятельно, так и уполномоченным органом (организацией).

Результатом проведения оценки является определение потенциала риска нарушения технологического процесса при изготовлении изделий РКТ и БРТ и снижения качества выпускаемой продукции.

Основное содержание

В целях выполнения мероприятий по оценке возможности предприятия исполнить ожидания заказчика, необходимо провести комплексную оценку организации. Результаты оценки имеют установленное численное значение. Анализ численных показателей с использованием статистических методов позволит осуществить ранжирование предприятий в зависимости от полученных показателей. Пример графического отображения результатов численной оценки приведен на рис. 1.

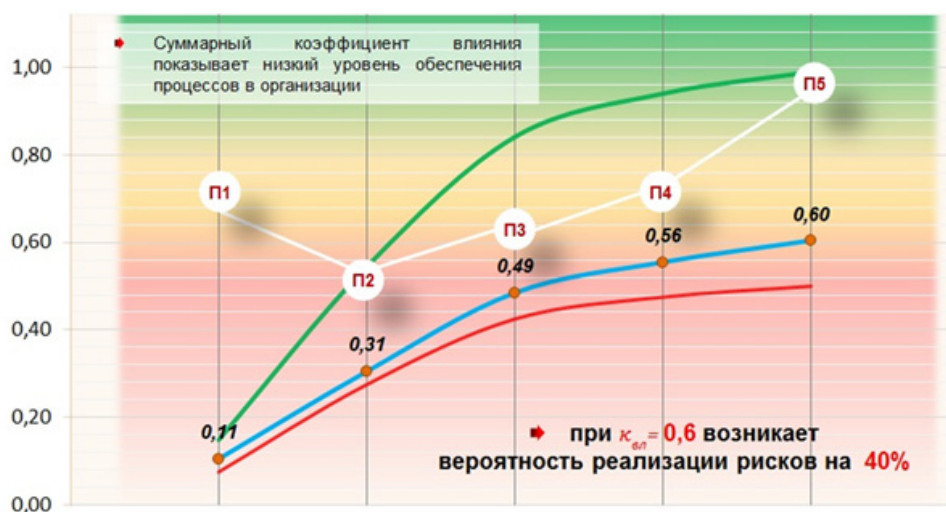


Рис. 1. Расчет коэффициентов численных показателей, где П1–П5 оцениваемые процессы обеспечения создания изделий

Предполагается наиболее эффективное применение к оценке соответствия организаций-изготовителей риск-ориентированного мышления, получившего широкое распространение за рубежом. Суть риск-ориентированного мышления в любой сфере заключается в снижении рисков, которое достигается за счет их правильной идентификации и дифференцированного подхода к объектам контроля. Для оптимизации оценки и контроля организаций-изготовителей космической отрасли в качестве комплексного решения рассматриваются создание и обеспечение функционирования комплексной системы оценки соответствия с применением принципов риск-ориентированного подхода.

В настоящее время риск-ориентированный подход внедряется в различных областях деятельности нашей страны и пользуется широкой поддержкой со стороны административных правительственных структур. Так, в 2017 году правительством Российской Федерации утверждена «Базовая модель определения критериев и категорий риска», представляющая собой методологический инструментарий внедрения риск-ориентированного подхода при осуществлении проверок.

Риск-ориентированные методы работы для обеспечения транспортной безопасности внедряются в Ространснадзоре – Федеральной службе по надзору в сфере транспорта. Все поднадзорные организации будут ранжированы Ространснадзором по рискам. И в первую очередь будут проверяться именно те предприятия, которые находятся в зоне особого риска.

В целях устранения избыточности требований и дублирования функций уход от сплошного контроля к риск-ориентированной модели осуществлен и в РЖД на базе Госжелдорнадзора.

Как правило, во всех перечисленных программах внедрения риск-ориентированного подхода к оценке и контролю предполагается наличие различных категорий рисков, то есть разрабатываются дифференцированные критерии для организации и проведения проверок предприятий, число критериев может варьироваться. Одним из критериев в качестве комплексного показателя, определяющего эффективность реализации программных мероприятий, является индикатор производственно-технологической готовности (I_t) организаций кооперации изготовления РКТ.

Представлен пример категорий, по которым распределяются организации-изготовители в соответствии с результатами оценки по технологии риск-ориентированного подхода (рис. 2). Оценка учитывает потенциал риска удовлетворенности заказчика в процессах создания изделий или оказания услуг:

- чрезвычайно высокий риск вреда (требования заказчика не могут быть выполнены);
- высокий риск причинения вреда (высокая вероятность невыполнения ожиданий заказчика);
- значительный риск причинения вреда (вероятность невыполнения ожиданий заказчика в указанные сроки в связи с необходимостью доработки результатов деятельности);
- средний риск причинения вреда (невысокая вероятность невыполнения ожиданий заказчика в указанные сроки в связи с необходимостью доработки результатов деятельности);
- умеренный риск причинения вреда (высокая вероятность выполнения ожиданий заказчика);
- низкий риск причинения вреда (гарантированно высокая вероятность выполнения ожиданий заказчика (в случае отсутствия форс-мажорных обстоятельств)).

В зависимости от попадания организации в ту или иную категорию изменяются условия проведения надзорных и контрольных мероприятий вплоть до полного освобождения от плановых проверок.

		Итоговая оценка производственных процессов										
		0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0
Итоговая оценка мер СМК	0,5	0,3	0,5	0,8	1,0	1,3	1,5	1,8	2,0	2,3	2,5	
	1,0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	
	1,5	0,8	1,5	2,3	3,0	3,8	4,5	5,3	6,0	6,8	7,5	
	2,0	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0	6,0	7,0	8,0	9,0	10,0	
	2,5	1,3	2,5	3,8	5,0	6,3	7,5	8,8	10,0	11,3	12,5	
	3,0	1,5	3,0	4,5	6,0	7,5	9,0	10,5	12,0	13,5	15,0	
	3,5	1,8	3,5	5,3	7,0	8,8	10,5	12,3	14,0	15,8	17,5	
	4,0	2,0	4,0	6,0	8,0	10,0	12,0	14,0	16,0	18,0	20,0	
	4,5	2,3	4,5	6,8	9,0	11,3	13,5	15,8	18,0	20,3	22,5	
5,0	2,5	5,0	7,5	10,0	12,5	15,0	17,5	20,0	22,5	25,0		
"Коридоры" уровней риска		"Красный уровень": низкий потенциал, чрезвычайно высокий риск		"Оранжевый уровень": низкий потенциал, значительный риск			"Желтый уровень": средний потенциал, средний риск		"Зеленый уровень": достаточный потенциал, умеренный риск		"Зеленый уровень": высокий потенциал, низкий уровень риска	

Рис. 2. Анализ риск-ориентированного подхода

В целях разработки универсальной отраслевой методологии, обеспечивающей оценку соответствия организаций-изготовителей и их распределение по шкале риска причинения ущерба отрасли, необходимо проведение научно-исследовательской работы, направленной на создание и обеспечение принципиально новой системы оценки соответствия производственных процессов организаций-изготовителей РКТ.

В общем плане исследование должно включать:

- изучение мирового и отечественного опыта применения риск-ориентированного мышления;
- разработка риск-ориентированной модели оценки соответствия организаций-изготовителей РКТ;
- разработка проектов нормативно-методических и методологических материалов, позволяющих отраслевым экспертам и организациям оперативно идентифицировать и оценивать соответствие изготовителей РКТ предъявляемым требованиям нормативно-правовой и технической документации;
- проведение апробации разработанных проектов документации в условиях реального производства;
- описание порядка внедрения новой методологии в организациях-изготовителях отрасли в целях создания и обеспечения функционирования комплексной системы оценки соответствия с применением принципов риск-ориентированного подхода.

Новизна

Новизной данной работы является:

- создание условий для оценки соответствия отраслевой производственной системы требованиям международных, национальных и отраслевых стандартов качества, выявления системных проблем и несоответствий;
- обеспечение исходными данными для оптимизации планирования проведения проверок организаций-изготовителей и построения результативного систематического

выборочного мониторинга, формирования программ целевых мероприятий, направленных на минимизацию рисков производства продукции несоответствующего качества;

- создание базы данных о текущем состоянии производственных процессов организаций-изготовителей, в том числе персонала, оборудования, измерений, сырья, комплектующих и технологий;

- актуализация и дополнение отраслевого нормативного фонда методологическим инструментарием, позволяющим на всех этапах производства РКТ оптимально и сбалансированно контролировать и управлять качеством различных составляющих производственных процессов – персонала, оборудования, измерений, сырья, комплектующих, технологий и окружающей среды;

- обеспечение отраслевых служб качества инструментарием для оперативной идентификации, оценки и ранжирования организаций-изготовителей по потенциалу риска причинения вреда при производстве составных частей ракетно-космических и воздушно-космических комплексов;

- обеспечение служб качества организаций-изготовителей инструментарием для оперативной идентификации, оценки и ранжирования производственных процессов по потенциалу риска причинения вреда при производстве составных частей ракетно-космических и воздушно-космических комплексов;

- обеспечение исходных данных для разработки программ оптимизации и модернизации производственных процессов;

- определение зон ближайшего развития как для каждой организации-изготовителя, так и для отраслевой производственной системы в целом.

Полученные и ожидаемые результаты

Предлагаемое решение, основанное на применении принципов риск-ориентированного мышления, позволит обеспечить производственную систему отрасли современной, универсальной, унифицированной и легко адаптируемой методологией оценки производственных процессов организаций-изготовителей, максимально оперативно выявлять области сосредоточения наибольшего потенциала рисков, оптимизировать контроль организаций-изготовителей, и, в конечном счете, повысить качество производства изделий РКТ на всех этапах жизненного цикла.

Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в РКП

Проведение научно-исследовательской работы по вышеуказанной тематике способствует решению ряда стратегических и тактических задач в области качества производства изделий РКТ.

Реализация предлагаемой методики позволит за счет ранжирования поставщиков по надежности осуществлять регулировку объемов входного контроля покупных изделий и комплектующих, снижая объем контроля для наиболее надежных поставщиков и увеличивая для тех поставщиков, которые получают большее количество замечаний и несоответствий продукции. Данный подход способствует снижению вероятности вовлечения в производство некондиционной или несоответствующей установленным в документации требованиям продукции. Кроме того, применение ранжирования будет способствовать снижению производственных затрат организаций РКП и, как следствие, себестоимости конечной продукции.

Список литературы

1. Зуева А.А. Научное обоснование принципов системы оценки результатов сертификации производств организаций поставщиков изделий РКТ. М.: Красногорский полиграфический комбинат. 2018. 90 с.

2. Андрианов Л.С. Отраслевая система сертификации изготовителей ракетно-космической техники // Вестник НПО «Техномаш». 2018. Вып. 5.
3. Бараев А.В., Илингина А.В. Новые цифровые технологии контроля в производстве изделий РКТ // Вестник НПО «Техномаш». 2018. Вып. 6.
4. Андрианов Л.С. Стандартизация ракетно-космической техники // Вестник НПО «Техномаш». 2019. Вып. 9.
5. Круглов И.А. Результаты авторского надзора в эксплуатирующих организациях // Вестник НПО «Техномаш». 2019. Вып. 9.
6. Устьянцев Е.В., Зуева А.А. Разработка системы сертификации производства организаций-изготовителей РКТ // Вестник НПО «Техномаш». 2019. Вып. 9.
7. Круглов И.А. Научно-техническое сопровождение при изготовлении и испытаниях второго летного изделия РН «Ангара-А5» // Вестник НПО «Техномаш». 2020. Вып. 2.

**АВТОНОМНОЕ КОСМОПЛАВАНИЕ
В ОКРЕСТНОСТИ КОЛЛИНЕАРНОЙ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ
СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ**

**AUTONOMOUS SPACE NAVIGATION
IN THE ENVIRONMENT OF THE COLLINEAR LIBRATION
POINT OF THE SUN – EARTH SYSTEM**

Д.В. Шиманчук

*Санкт-Петербургский государственный университет,
Санкт-Петербург, Россия*

d.shimanchuk@spbu.ru

D.V. Shymanchuk

Saint Petersburg State University, St. Petersburg, Russia

d.shimanchuk@spbu.ru

Аннотация. Исследуется управляемое движение космического аппарата с солнечным парусом в окрестности коллинеарной точки либрации L_1 системы Солнце – Земля. Для описания орбитального движения используются модифицированные уравнения круговой ограниченной задачи трех тел системы Солнце – Земля. В работе представлена методика построения законов управления орбитальным движением в окрестности неустойчивого положения равновесия – фазовых координат коллинеарной точки либрации. Эта методика основана на специальной функции фазовых координат космического аппарата – «функции опасности». Сама методика построения управлений расширяет возможности как при решении задач стабилизации движения, так и при решении задач маневрирования в окрестности коллинеарной точки либрации. Для космического аппарата с солнечным парусом дана оценка области управляемости, предложены законы управления, которые обеспечивают удержание космического аппарата в окрестности коллинеарной точки либрации. Именно в данных областях космического пространства ввиду относительно небольшой величины силы гравитации сила светового давления может иметь существенную эффективность. В качестве примера рассмотрен космический аппарат с солнечным парусом, величина парусности которого соответствует аппарату из реализованного проекта IKAROS и на порядок меньше парусности аппарата стандарта CubeSat из реализованного проекта LightSail-2.

Ключевые слова: ограниченная задача трех тел, точка либрации, солнечный парус, управляемое движение, инвариантное многообразие, удержание, область управляемости.

Abstract. The controlled motion of a spacecraft with a solar sail in the vicinity of the collinear libration point L_1 of the Sun – Earth system is investigated. To describe the orbital motion, modified equations of the circular restricted three-body problem for the Sun – Earth system are used. The paper presents a technique for control laws constructing to control orbital motion in the vicinity of an unstable equilibrium position which is phase coordinates of a collinear libration point. This technique is based on a special function of spacecraft phase coordinates so-called hazard function. Such technique of constructing controls expands the possibilities both in solving problems of motion stabilization and in solving problems of maneuvering in the vicinity of the

collinear libration point. For a spacecraft with a solar sail, an assessment of the controllability region is given, and control laws are proposed that ensure the keeping of a spacecraft in the vicinity of the collinear libration point. As an example, a spacecraft with a solar sail is considered, the surface-area-to-mass ratio of which corresponds to the spacecraft from the implemented IKAROS project and an order of magnitude less than the surface-area-to-mass ratio of the solar sail of the CubeSat standard from the implemented LightSail-2 project.

Keywords: restricted three body problem, libration point, solar sail, control motion, invariant manifold, keeping, control region.

Использование окрестности коллинеарной точки либрации (L_1 или L_2) системы Солнце – Земля [1–3] уже давно имеет практическое значение в связи с проектами, реализуемыми NASA и ESA (ISEE-3, SOHO, WIND, ACE, Genesis и т.д.).

Под солнечным парусом будем понимать космический аппарат (КА) с установленной и развернутой на нём отражающей поверхностью, которая, поглощая и отражая солнечный свет, сообщает КА управляющее ускорение. Движение солнечного паруса рассматривается в окрестности коллинеарной точки либрации во вращающейся геоцентрической системе координат в рамках хилловского приближения круговой ограниченной задачи трех тел Солнце – Земля – КА.

Уравнения движения и их характеристика

Уравнения управляемого движения КА во вращающейся системе координат при использовании хилловского приближения для солнечного потенциала могут быть представлены в виде [4]

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + y_1, \\ \dot{x}_2 = -x_1 + y_2, \\ \dot{x}_3 = y_3, \\ \dot{y}_1 = -\frac{x_1}{\|\mathbf{x}\|^3} + 2x_1 + y_2 + u_1, \\ \dot{y}_2 = -\frac{x_2}{\|\mathbf{x}\|^3} - x_2 - y_1 + u_2, \\ \dot{y}_3 = -\frac{x_3}{\|\mathbf{x}\|^3} + u_3, \end{cases} \quad (1)$$

где $\mathbf{x} = (x_1; x_2; x_3)$ – вектор координат КА, $\mathbf{y} = (y_1; y_2; y_3)$ – вектор сопряженных импульсов, центр инерции Земли совпадает с началом системы координат, а ось Ox_1 направлена вдоль оси, соединяющей центры масс Земли и Солнца, $\|\cdot\|$ – евклидова норма вектора. $\mathbf{u} = (u_1; u_2; u_3)$ – вектор управляющего воздействия. В случае, когда $\mathbf{u} = 0$, имеем неуправляемую систему (1), которой будет отвечать неуправляемое движение. В принятой модели единицы времени и расстояния выбраны таким образом, что единица расстояния приблизительно равна 10^{-2} а. е. $\approx 1,5 \cdot 10^6$ км, а единица времени – 58,0916 суток (год, деленный на 2π). Точки либрации L_1, L_2 во вращающейся системе неподвижны и имеют координаты $\mathbf{x}^* = (1; 0; 0)$, $\mathbf{y}^* = (0; 1; 0)$ и $\mathbf{x}^{**} = (-1; 0; 0)$, $\mathbf{y}^{**} = (0; -1; 0)$ соответственно.

Неуправляемая система (1) – гамильтонова, где функция Гамильтона

$$H = \frac{\|\mathbf{y}\|^2}{2} - \frac{3}{\|\mathbf{x}\|} - \frac{3x_1^2}{2} + \frac{\|\mathbf{x}\|^2}{2} + x_2y_1 - x_1y_2.$$

Система линеаризованных уравнений неуправляемой системы (1) в окрестности коллинеарных точек либрации L_1 или L_2 имеет вид

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + y_1, \\ \dot{x}_2 = -x_1 + y_2, \\ \dot{x}_3 = y_3, \\ \dot{y}_1 = 8(x_1 - 1) + (y_2 - 1) + u_1, \\ \dot{y}_2 = -4x_2 - y_1 + u_2, \\ \dot{y}_3 = -4x_3 + u_3. \end{cases} \quad (2)$$

Замечание 1. Выбор знака в выражении для \dot{y}_1 соответственно зависит от рассматриваемой окрестности коллинеарной точки либрации L_1 или L_2 .

Матрица неуправляемой линеаризованной системы (2) имеет набор собственных значений [2]

$$\lambda_{1,2} = \pm \sqrt{1 + 2\sqrt{7}} = \pm l, \quad \lambda_{3,4} = \pm i\sqrt{2\sqrt{7} - 1} = \pm i\omega_e, \quad \lambda_{5,6} = \pm 2i = \pm i\omega_n.$$

Замечание 2. Из положительности собственного значения $\lambda_1 = \sqrt{1 + 2\sqrt{7}}$ следует неустойчивость точки либрации L_1 и L_2 .

Из проведенного анализа системы уравнений орбитального движения КА можно сделать вывод: неустойчивость коллинеарной точки либрации с одной стороны обуславливает создание и развитие различных методов стабилизации КА в окрестности коллинеарной точки либрации [4], с другой стороны неустойчивость точки либрации может быть использована как положительный фактор в задачах маневрирования [5]. Примером такого рода задач могут служить проекты, направленные на решение проблемы кометно-астероидной опасности, в частности, с целью мониторинга космических объектов, опасно сближающихся с Землей. В этом случае и возникает задача исследования управляемого движения солнечного паруса в окрестности коллинеарной точки либрации L_1 или L_2 . Заметим, что окрестность точки либрации L_2 характеризуется существованием области тени, которую при движении солнечного паруса требуется учитывать.

Постановка задачи. Пусть солнечный парус с заданными характеристиками m – масса солнечного паруса, S – площадь солнечного паруса находится в окрестности коллинеарной точки либрации L_1 с начальными данными $x_{10}, x_{20}, x_{30}, y_{10}, y_{20}, y_{30}$. Требуется определить закон изменения ориентации паруса с целью его удержания в окрестности L_1 .

Описана методика построения алгоритмов управления орбитальным движением солнечного паруса в окрестности точки либрации. Эта методика основана на свойствах уравнений движения небесной механики и специально введенной функции от фазовых переменных (координат и сопряженных импульсов) – «функции опасности».

Функция опасности

Характеристикой удаления КА из окрестности коллинеарной точки либрации L_1 в фазовом пространстве является специальная функция фазовых переменных [5–8]:

$$d_1 = \mathbf{a}_1 \mathbf{z},$$

где $\mathbf{a}_1 = (a_1^1; a_1^2; 0; a_1^4; a_1^5; 0)$ – собственный вектор-строка, $\mathbf{z} = (x_1 - 1; x_2; x_3; y_1; y_2 - 1; y_3)$ – вектор-столбец. В качестве \mathbf{a}_1 возьмем вектор $\frac{1}{\sqrt{\left(\frac{l^2+3}{l}\right)^2 + 4}} \left(l^2 + 5; \frac{l^2-3}{l}; 0; \frac{l^2+3}{l}; 2; 0 \right)$, где наличие множителя связано с упрощением дальнейших выкладок.

В силу неуправляемой линеаризованной системы уравнений движения (2) функция опасности представляется в виде

$$d_1(t) = ce^{lt},$$

где c – действительное число, определяемое начальными данными.

У неуправляемой системы уравнений (2) имеется инвариантное 5-мерное многообразие, заполненное ограниченными траекториями, асимптотически приближающимися к двухчастотным колебаниям с частотами ω_e и ω_n . Это многообразие определяется уравнением

$$d_1(x, y) = 0.$$

В общем случае для нелинейной системы направление ухода из окрестности коллинеарной точки либрации L_1 к Земле или Солнцу определяется при соответствующем выборе собственного вектора-строки \mathbf{a}_1 , знака функции опасности из численных экспериментов.

В силу управляемой линеаризованной системы уравнений движения (2) поведение функции опасности d_1 на траекториях представляется в виде

$$\dot{d}_1 = ld_1 + a_1^4 u_1 + a_1^5 u_2. \quad (3)$$

Равенство (3) даёт математическую базу построения алгоритмов как стабилизации орбитального движения КА в окрестности коллинеарной точки либрации [4], так и маневрирования в околоземном космическом пространстве при использовании окрестностей коллинеарных точек либрации [5–10].

Управляемое движение солнечного паруса

Пусть КА с солнечным парусом движется таким образом, что орт вектора нормали паруса \mathbf{e} всё время параллелен плоскости эклиптики Земли (см. рис. 1, а). В этом случае управляющее ускорение, создаваемое направленным потоком фотонов от Солнца, также будет лежать в плоскости параллельной плоскости эклиптики Земли. Отраженный и поглощенный потоки сообщают КА ускорение, которое определяется по формуле

$$-2k \frac{p^S}{m} (\mathbf{i}, \mathbf{e})^2 \mathbf{e} - (1 - k) \frac{p^S}{m} (\mathbf{i}, \mathbf{e})^2 \mathbf{i},$$

где p – давление солнечного света, которое на расстоянии a е. приблизительно равно $4.56 \cdot 10^{-6}$ Н/м²; k – коэффициент отражающей способности паруса ($0 \leq k \leq 1$: $k = 1$ – идеально отражающая поверхность, $k = 0$ – абсолютно черная поверхность); (\cdot, \cdot) – операция скалярного произведения векторов; \mathbf{i} – орт направления от Земли к Солнцу.

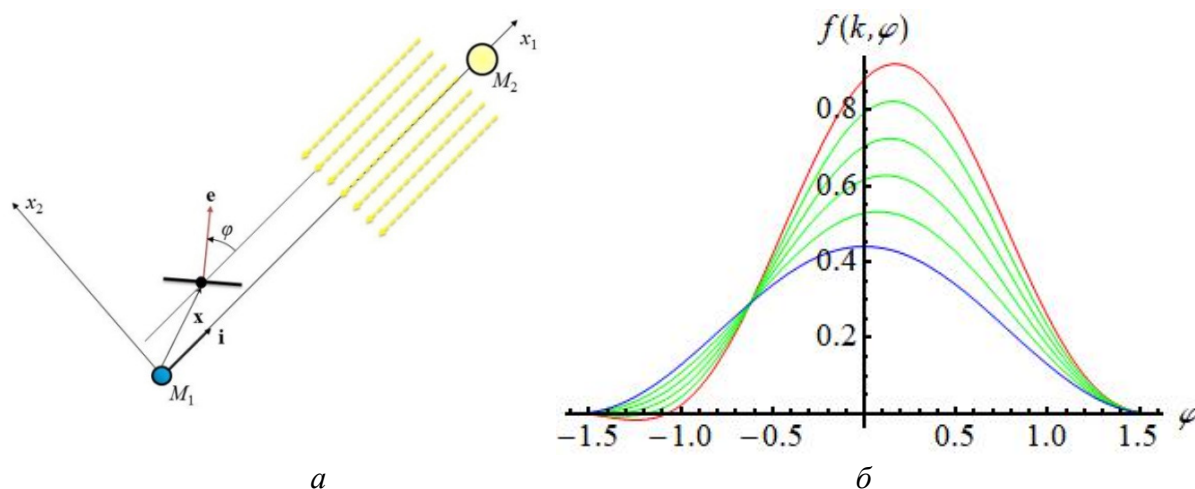


Рис. 1. КА с солнечным парусом (а) и график функции $f(k, \varphi)$ (б), где $k = 1$ (красный), $k = 0$ (синий)

В таком случае можно определить компоненты вектора управления, создаваемого солнечным парусом, для их использования в управляемых системах уравнений движения (1) и (2):

$$\begin{aligned} u_1 &= -2k \frac{pS}{m} \cos^3 \varphi - (1 - k) \frac{pS}{m} \cos^2 \varphi, \\ u_2 &= -2k \frac{pS}{m} \cos^2 \varphi \sin \varphi, \\ u_3 &= 0, \end{aligned} \quad (4)$$

где параметр φ – угол между векторами \mathbf{i} и \mathbf{e} . Управляющий параметр φ при нахождении КА в достаточно малой окрестности можно принять равным углу между направлением на Солнце и вектором нормали паруса. Такая реализация закона управления (4) отвечает плоскому развороту паруса вокруг нормали к плоскости эклиптики и для случая одно-сторонней отражающей поверхности согласно (4) $-\frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2}$.

Далее, при таком выборе \mathbf{a}_1 из численных экспериментов следует, что движению к Солнцу из окрестности L_1 соответствует $d_1 > 0$, движению к Земле соответствовать $d_1 < 0$.

Для производной функции опасности (3), учитывая (4), можем записать

$$\dot{d}_1 = ld_1 - 2 \frac{pS}{m} f(\varphi), \quad (5)$$

где $f(k, \varphi) = \cos^2 \varphi (k \sin(\varphi - \varphi_0) - (1 - k) \frac{a_1^4}{2})$, $\varphi_0 = \arctan \frac{l^2 + 3}{2l} \approx 1,076$ рад. Из рис. 1, б видно, что при $k = 1$ парус обладает большими возможностями управления. Далее будем рассматривать случай паруса при $k = 1$.

Для удержания КА в области $d_1 < 0$ из равенства (5) и условия оптимального демпфирования функции опасности получаем

$$ld_1 - 2 \frac{pS}{m} f(1, \beta) > 0, \quad (6)$$

где $\beta = -1.244$ рад [5]. Для удержания КА в области $d_1 > 0$ можно получить

$$ld_1 - 2 \frac{pS}{m} f(1, \alpha) < 0, \quad (7)$$

где $\alpha = 0,168$ рад.

Если условия (6), (7) не выполняются для α и β , то они не выполняются для любого другого угла φ , что во многом обусловлено начальными данными и характеристикой солнечного паруса – парусностью S/m . В этом случае КА будет просто уходить к Земле или к Солнцу. Из условий (6) и (7) также можно получить оценку снизу и сверху для значения функции опасности, а следовательно, и оценку области управляемости:

$$\begin{aligned} d_{1min} &= \frac{2pS}{ml} f(1, \beta), \\ d_{1max} &= \frac{2pS}{ml} f(1, \alpha). \end{aligned} \quad (8)$$

Определим закон изменения угла φ как функцию от d_1 . Для этого зададимся некоторыми действительными числами δ и κ :

$$d_{1min} < \delta < d_{1max}, \kappa > 0$$

и определим вспомогательную функцию $\sigma(d_1)$ в виде, например, логической функции сигмоида:

$$\sigma(d_1) = \frac{1}{1 + e^{-\kappa(d_1 - \delta)}}.$$

В таком случае режим изменения угла ориентации паруса в зависимости от функции опасности может быть записан в виде

$$\varphi(d_1) = \beta - (\beta - \alpha)\sigma(d_1). \quad (9)$$

Задачу управляемого движения паруса при $0 \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2}$ будем называть задачей с ограничением. Такой случай может быть обусловлен необходимой ориентацией КА с парусом. Из неравенства (6) и рис. 1 следует, что в области $d_1 < 0$ удержание с помощью управления (4) при данном ограничении не представляется возможным, но сама задача удержания в данном случае также будет иметь решение. Если задать действительные числа δ и κ :

$$0 < \delta < d_{1max}, \kappa > 0,$$

то режим изменения управляющего параметра можно представить в виде

$$\varphi(d_1) = \frac{\pi}{2} - \left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right)\sigma(d_1). \quad (10)$$

Таким образом, для решения исходной задачи представлено два режима изменения управляющего параметра (9) и (10).

Заключение

Разработанный подход позволяет получить управление в форме обратных связей, решающее задачу удержания КА с солнечным парусом вблизи коллинеарной точки либрации L_1 , учитывая свойство неустойчивости точки либрации и характеристики КА с солнечным парусом – парусности. Данный подход является альтернативным и менее жестким по отношению к подходу, изложенному в работе [9]. Важно отметить, что в численных примерах были рассмотрены случаи величин парусности, которые соответствуют парусу из реализованного проекта IKAROS и на порядок меньше парусности аппарата стандарта CubeSat из реализованного проекта LightSail-2. Построенные законы управления показали свою эффективность при использовании более общей модели орбитального движения – управляемой модели круговой ограниченной задачи трех тел [10].

Список литературы

1. Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике. М.: Наука, 1978. 312 с.
2. Szebehely V. Theory of Orbits – The restricted problem of three bodies. Academic Press Inc., New York and London, 1967
3. Лидов М.Л., Ляхова В.А., Тесленко Н.М. Траектории полета Земля – Луна – Гало-орбита в окрестности точки L_2 системы Земля – Солнце // Космич. исслед. 1992. Т. 30, № 2. С. 435–454.
4. Шмыров В.А. Стабилизация управляемого орбитального движения космического аппарата в окрестности коллинеарной точки либрации L_1 // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Серия 10: Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2005. Вып. 2. С. 193–199.
5. Шиманчук Д.В., Шмыров А.С. Построение траектории возвращения в окрестность коллинеарной точки либрации системы Солнце – Земля // Вестн. С.-Петербург. ун-та.

Серия 10: Прикладная математика, информатика, процессы управления. 2013. Вып. 2. С. 76–85.

6. Малявкин Г.П., Шмыров В.А., Шмыров А.С. Построение стабилизирующего управления орбитальным движением с использованием аналитического представления инвариантного многообразия в окрестности коллинеарной точки либрации // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Серия 10: Прикладная математика, информатика, процессы управления. 2017. Т. 13, №1. С. 102–112.

7. Maliavkin G., Shmyrov A. Inter-orbital transfer to the neighborhood of a collinear libration point // International Conference on Mechanics – Seventh Polyakhov's Reading, art. no. 7106752. 2015.

8. Polyakhova E., Shmyrov A., Shmyrov V. Solar radiation pressure application for orbital motion stabilization near the Sun – Earth collinear libration point. AIP Conference Proceedings. 1959. Vol. 040016 (2018). DOI: 10.1063/1.5034619.

9. Шиманчук Д.В., Шмыров А.С., Шмыров В.А., Управляемое движение солнечного паруса в окрестности коллинеарной точки либрации // Письма в астрономический журнал. 2020. Т. 46, № 3, С. 193–200.

10. Bookless J. and McInnes C. Control of lagrange point orbits using solar sail propulsion // ActaAstronautica. 2008. Vol. 62, P. 159–170.

**АЛГОРИТМЫ ВЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ
СИНХРОННЫМ ПРЕЦИЗИОННЫМ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ
С СЕЛЕКТИВНОЙ КОМПЕНСАЦИЕЙ ПУЛЬСАЦИЙ
ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО МОМЕНТА
ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ КОМПЛЕКСОВ
СЛЕЖЕНИЯ И НАВЕДЕНИЯ**

**VECTOR CONTROL ALGORITHMS SYNCHRONOUS
PRECISION ELECTRIC ACTUATOR WITH SELECTIVE
PULSATION COMPENSATION ELECTROMAGNETIC
TORQUE FOR HIGH-PRECISION
COMPLEXES TRACKING AND GUIDANCE**

Е.А. Игнатъев¹, Д.А. Штейн², Г.С. Леус³

Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск, Россия

¹egor4671@mail.ru, ²Dmitriy_Shteyn@mail.ru, ³GeorgLeus@yandex.ru

E.A. Ignatev¹, D.A. Shtein², G.S. Leus³

Novosibirsk state technical university, Novosibirsk, Russia

¹egor4671@mail.ru, ²Dmitriy_Shteyn@mail.ru, ³GeorgLeus@yandex.ru

Аннотация. В представленной работе приведено рассмотрение методики управления синхронным двигателем с постоянными магнитами с использованием пропорционально-интегрального резонансного регулятора скорости, работа которого базируется на селективном исключении конкретных гармоник частоты вращения ротора без изменения контуров управления током статора и положением вала двигателя. Данное устройство состоит из последовательного соединения классического пропорционально-интегрального регулятора и группы резонансных компонент, подобная конфигурация позволяет преодолеть недостатки пропорционально-интегральных регуляторов при работе на переменные во времени сигналы. Данный способ регулирования позволяет повысить точность слежения по положению в низкоскоростных сервоприводах благодаря исключению влияния гармоник магнитного потока и зубцового момента. В дополнении приведено описание пропорционально-интегрального резонансного регулятора с улучшенной стабильностью, которая достигается благодаря увеличению запаса устойчивости по фазе последовательного корректирующего устройства с минимальным влиянием на изменение АЧХ. Подтверждение эффективности регулирования обеспечивают результаты проведенного эксперимента, данные о котором расположены в соответствующем разделе работы.

Ключевые слова: Синхронный двигатель с постоянными магнитами, гармоники магнитного потока, зубцовый момент, регулирование скорости, векторное управление, пропорционально-интегральный резонансный регулятор, снижение пульсаций момента вращения.

Abstract. The presented paper is devoted to permanent magnet synchronous motor control technique with using proportional-integral resonant (PIR) controller and based on simple selective elimination particular speed harmonics without changing current and position closed loops. The presented PIR-controller consist of series connection of conventional proportional-integral (PI) controller with several resonant terms, this configuration allows to overcome drawback of proportional-integral controllers operating on time-varying signals. The method allows to increase the accuracy of position tracking in low-speed servos drives due to the selective harmonic elimination of the flux harmonics and cogging torque. In additional, a description of a proportional-integral resonant controller with improved stability is given, achieved by increasing the phase stability margin of the serial correction device with minimal impact on the frequency response change. Finally, the experimental results show viability and effectiveness of high-performance tracking operations through eliminating of the selected speed pulsations.

Keywords: Permanent magnet synchronous motor, magnetic flux harmonics, tooth torque, speed control, vector control, proportional-integral resonance regulator, reduction of torque ripple.

В настоящее время электроприводы переменного тока на базе СДПМ находят широкое применение в аэрокосмической отрасли, например, в составе высокоточных оптико-механических систем позиционирования и слежения, в которых данный тип двигателя обладает рядом преимуществ над другими конструкциями электрических машин по причине более высокой удельной мощности и величины отношения момента на валу к моменту инерции, возможности функционирования с $\cos \varphi = 1$, низкими массогабаритными показателями и т.д. Стоит также отметить, что отсутствие отдельной обмотки возбуждения в СДПМ снижает активные потери в меди. В то же время СДПМ характеризуется рядом недостатков, основным из которых является наличие больших амплитудных пульсаций электромагнитного момента, которые приводят к периодическим колебаниям угловой скорости ротора, повышенной вибрации и шуму [1].

Результирующий момент СДПМ складывается из двух составляющих: активной и реактивной. Первая выполняет полезную работу на валу, а вторая является источником пульсаций и состоит, по крайней мере, из двух компонент. Первая вызвана несинусоидальным распределением плотности магнитного потока по периферии воздушного зазора и появляется вследствие несовершенства технологических процессов при изготовлении синхронной машины. Вторая, обусловленная неравномерным распределением магнитной проницаемости статора, называется зубцовым моментом [2].

Для устранения данного недостатка применяются две основные группы методов: конструктивные и алгоритмические. Первая, как следует из названия, характеризуется внесением конструктивных изменений в состав двигателя при проектировании с целью улучшения его технико-эксплуатационных характеристик. Другая группа использует усовершенствованные алгоритмы управления или модифицирует традиционные структуры регуляторов. Изменения конструкции электрической машины часто влекут за собой снижение номинального момента на валу и усложнение технологии изготовления СДПМ, что приводит к увеличению его стоимости. По причине того, что алгоритмы управления реализуются только посредством математических операций и могут быть использованы для электрической машины с любыми параметрами, представленная работа ориентирована на синтез компенсационных воздействий, которые обеспечивают подавление пульсаций электромагнитного момента посредством использования пропорционально-интегрального резонансного (ПИР) регулятора.

Математическая модель СДПМ

Учитывая общепринятые допущения [3], математическая модель СДПМ в $d-q$ системе координат, продольная ось которой ориентирована относительно углового положения ротора, после ортогонального преобразования Р.Н. Park записывается векторно-матричной форме как [4]:

$$\mathbf{L}\dot{\mathbf{I}}_s = \mathbf{U}_s - R_s \mathbf{I}_s - z_p \omega_r \mathbf{D}(\mathbf{L}\mathbf{I}_s + \Psi_r),$$

где R_s – активное сопротивление обмоток статора; $\Psi_r, \mathbf{U}_s, \mathbf{I}_s$ – векторы-столбцы потокосцепления ротора от действия постоянных магнитов Ψ_r , напряжений и токов статора в d, q – координатах состояния соответственно

$$\Psi_r = [\psi_r \quad 0]^T, \mathbf{U}_s = [u_d \quad u_q]^T, \mathbf{I}_s = [i_{sd} \quad i_{sq}]^T;$$

\mathbf{L} – матрица индуктивностей статора в d - и q -осях

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} L_{sd} & 0 \\ 0 & L_{sq} \end{bmatrix};$$

\mathbf{D} – ортогональная матрица поворота вектора против хода часовой стрелки на электрический угол $\pi / 2$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix};$$

z_p – число пар полюсов; ω_r – угловая скорость ротора.

Величину электромагнитного момента СДПМ можно вычислить по формуле:

$$M_e = z_p \mathbf{I}_s^T \mathbf{D}(\Psi_r + \mathbf{L}\mathbf{I}_s).$$

Стоит учесть, что вектор Ψ_r расположен вдоль продольной d -оси, вследствие чего потокосцепление поперечной q -оси равно нулю. Помимо этого в работе рассматривается неявнополюсный СДПМ, применительно к которому справедливо $L_{sd} = L_{sq}$, с учетом чего выражение для электромагнитного момента переписывается к виду:

$$M_e = z_p \psi_r i_{sq}.$$

Угловая скорость ротора ω_r определяется как первая производная по положению вала $\dot{\theta}_r$, а ее производная находится как:

$$\dot{\omega}_r = \frac{1}{J}(M_e - M_c),$$

где J – суммарный момент инерции электромеханической системы; M_c – приведенный к валу момент сопротивления.

Как было указано ранее, вследствие несинусоидального распределения плотности магнитного потока по периферии воздушного зазора в его составе присутствуют гармоники порядка 6, 12, 18... [5, 6], т.е.

$$\Psi_{rd} = \Psi_{rd0} + \sum_{n=1}^{\infty} \Psi_{rd6n} \cos(6n\theta_r),$$

$$\Psi_{rq} = \sum_{n=1}^{\infty} \Psi_{rq6n} \cos(6n\theta_r),$$

где n – порядковый номер гармоники, которые вызывают пульсации электромагнитного момента, достигающие 2–5 % от номинального значения момента [7].

Зубцовый момент определяется как отрицательная частная производная магнитной энергии двигателя по угловому положению [5]

$$M_{зуб} = \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(Nn\theta_r),$$

где N – наименьший общий множитель между количеством пазов статора СДПМ и числом пар полюсов ротора; A_n – амплитуда n -й гармоники.

Из последнего равенства следует, что $M_{зуб}$ не зависит от токов статора, а его амплитудные значения могут достигать 4 % от номинальной величины M_e [8].

Синтез алгоритма векторного управления СДПМ

Как видно из предыдущего раздела, пульсационные составляющие электромагнитного момента СДПМ в функции текущего углового положения ротора θ_r носят мультигармонический характер, в связи с чем традиционный ПИ-регулятор не способен обеспечить нулевую статическую ошибку по управляемой переменной.

Для достижения сформулированной задачи исследования, связанной с селективной компенсацией колебаний механических координат СДПМ, представим передаточную функцию типового интегрирующего звена в частотной области с помощью преобразования Ж. Фурье в следующем виде [8]:

$$W_{ac}(s) = W_{dc}(s + j\omega) + W_{dc}(s - j\omega),$$

где s – оператор Лапласа.

Для изменяющихся во времени воздействий передаточная функция $W_{ac}(s)$ будет иметь то же частное представление, что и в классическом случае $W_{dc}(s) = \frac{k_i}{s}$, откуда после выполнения перехода получим [9]:

$$W_i(s) = \frac{2k_i s}{s^2 + \omega_0^2},$$

где k_i – коэффициент передачи интегральной составляющей; ω_0 – резонансная частота конкретной пульсационной гармоники.

Для сигналов произвольного вида идеализированный интегратор с $W_I(s)$ обеспечивает бесконечный коэффициент усиления в разомкнутом состоянии на конкретной частоте ω_0 , при этом, не создавая сдвига фаз и усиления на других частотах.

Учитывая мультигармоническую природу пульсаций, объединим полученное выражение для идеального интегратора в частной области с классическим ПИ-регулятором и получим передаточную функцию ПИР-регулятора:

$$W_{PIR}(s) = k_p + \frac{k_i}{s} + \sum_{n=1}^k \frac{2k_i s}{s^2 + (n\omega_0)^2}, \quad (1)$$

где k_p – коэффициент передачи пропорциональной части, величина которого выбирается исходя из тех же требований к качеству процессов, что и для традиционного ПИ-регулятора.

ПИР-регуляторы с повышенными запасами устойчивости по фазе и модулю

Рассмотренный выше ПИР-закон управления, как правило, реализуется в цифровом виде на базе DSP, из чего вытекает необходимость учета процедуры дискретизации, ухудшающей статические и динамические характеристики позиционного электропривода. Во-первых, в силу наличия интервала квантования по времени, ПИР-регулятор (1) не обеспечивает бесконечный коэффициент усиления на требуемой частоте ω_0 , что может привести к появлению конечной ошибки слежения в установившемся режиме. Во-вторых, реальная величина запаса устойчивости по фазе может измениться от желаемого значения в функции ω_0 и периода дискретизации. В этой связи с целью улучшения показателей качества во временной и частотной областях по управляемой координате, помимо использования ПИР-регулятора вида (1) на практике также применяют его модифицированную структуру с увеличенным запасом устойчивости по фазе [10], в которой резонансная часть находится как

$$W_R(s) = k_r \frac{s \cos \varphi - \omega_0 \sin \varphi}{s^2 + \omega_0^2}, \quad (2)$$

где k_r – коэффициент передачи; φ – фазовый сдвиг, повышающий запас устойчивости по фазе.

В итоге, объединив, как и в предыдущем случае, передаточную функцию (2) с традиционным ПИ-звеном, получаем

$$W_{PIR}(s) = k_p + \frac{k_i}{s} + \sum_{n=1}^k k_r \frac{s \cos \varphi - n\omega_0 \sin \varphi}{s^2 + (n\omega_0)^2}. \quad (3)$$

В качестве графической иллюстрации принципа действия модифицированного ПИР-регулятора (3) на рис. 1 изображены его частотные характеристики в логарифмическом масштабе при следующих параметрах: $k_p = 20$, $k_i = 20$, $k_r = 2000$, $n = 1$, $\omega_0 = 600\pi$ и $\varphi = 0; \pi/8; \pi/4; 3\pi/8$.

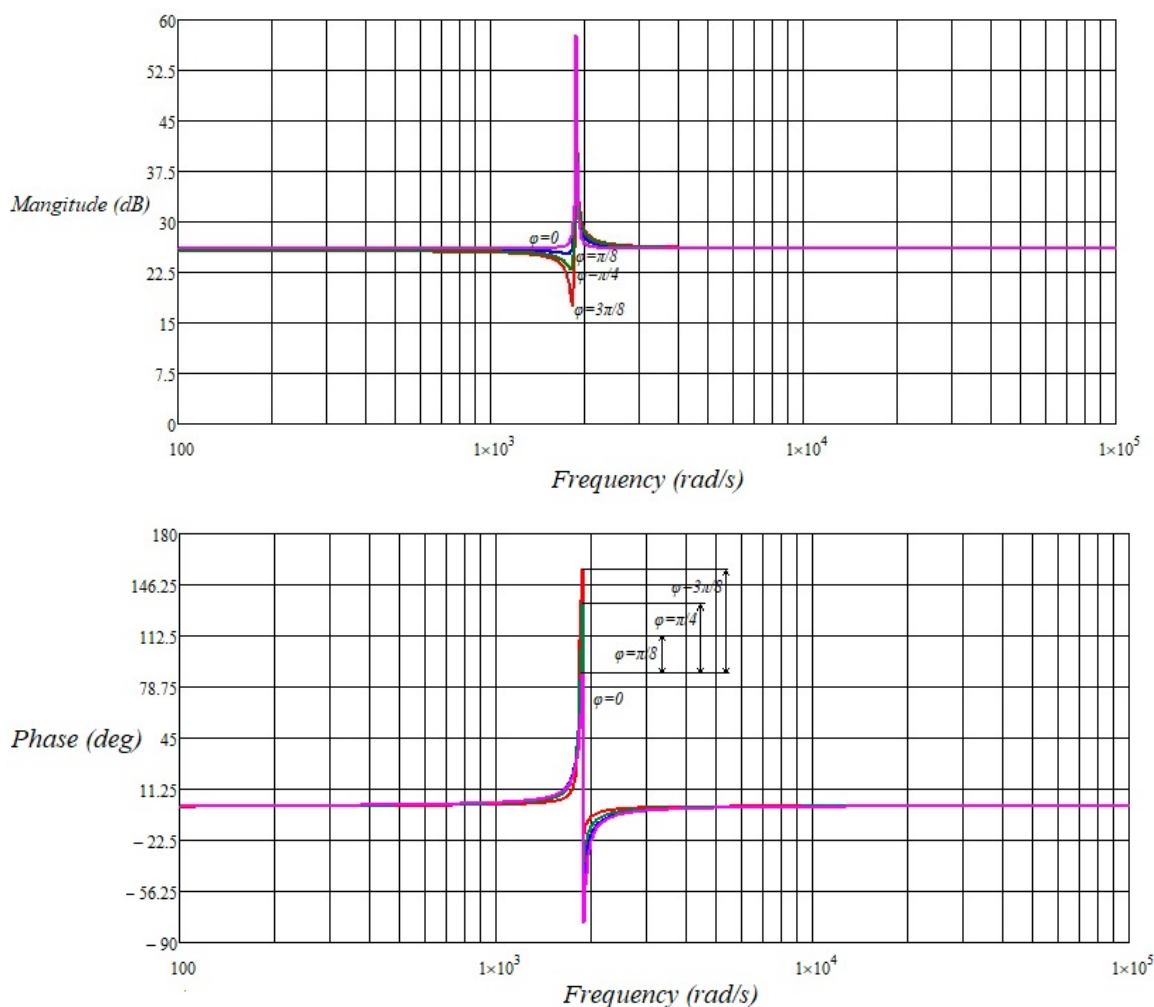


Рис. 1. ЛАЧХ и ЛФЧХ ПИР-регулятора с повышенной устойчивостью

Как видно из данных рис. 1, угловое смещение φ способствует увеличению запаса устойчивости по фазе последовательного корректирующего устройства с минимальным влиянием на изменение АЧХ, что позволяет улучшить качество процессов в электро-механической системе при ее технической реализации в цифровом виде.

Векторное управление электроприводом на базе СДПМ

Техническая реализация алгоритма векторного управления положением ротора с селективной компенсацией пульсации электромагнитного момента базируется на рассмотренной ранее математической модели СДПМ в синхронно-вращающейся системе координат $d-q$ с учетом допущения о безынерционности формирования токов статора.

Представленная на рис. 2 трехконтурная система подчиненного регулирования СДПМ состоит из:

- подсистемы векторного управления с ориентацией по вектору потокосцепления ротора и преобразованием токов статора по мгновенным значениям в продольную (намагничивающую) i_{sd} и поперечную (моментообразующую) i_{sq} составляющие;

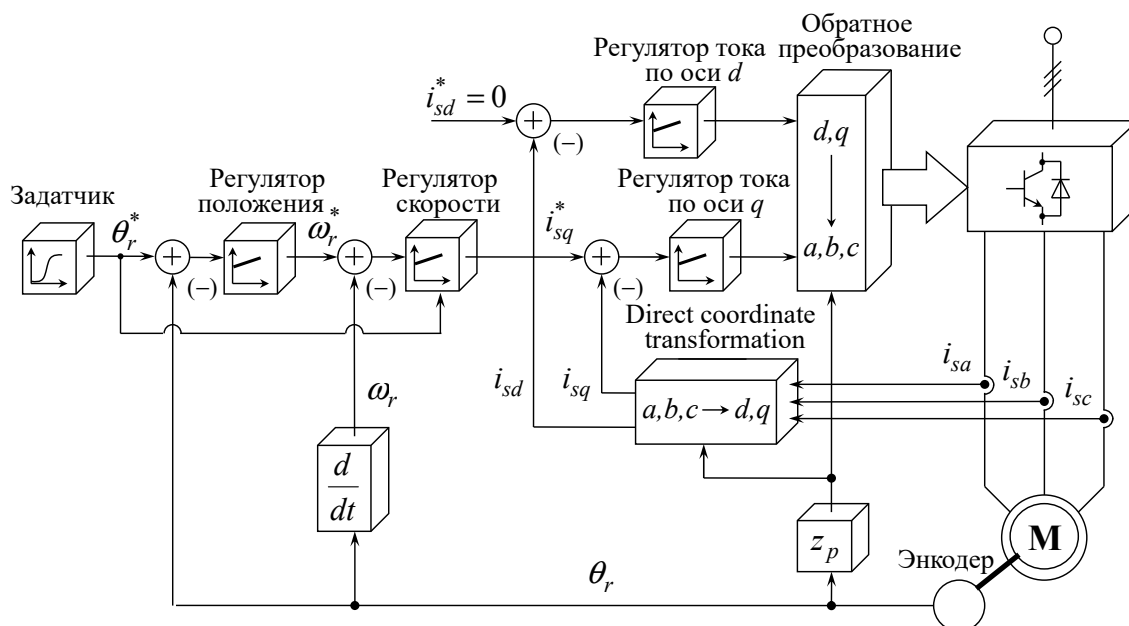


Рис. 2. Функциональная схема частотно-регулируемого электропривода на базе СДПМ в синхронно-вращающейся системе координат $d - q$

- преобразователя частоты для формирования потоков электрической энергии, поступающих в статор;
- СДПМ с механической нагрузкой и датчиком положения.

Задающее воздействие на продольную составляющую тока статора i_{sd}^* выбирается равным нулю для исключения активных среднеквадратичных потерь на возбуждение. Внутренний контур отвечает за автоматическое регулирование продольного и поперечного токов статора, а два внешних за угловую скорость и положение ротора соответственно. Блоки прямого и обратного ортогонального преобразования R.H. Park используют информацию об угле поворота θ_r , измеряемого с помощью энкодера, а переменная ω_r получается путем последующего дифференцирования. В свою очередь выходы подсистемы векторного управления поступают на автономный инвертор напряжения с полностью управляемыми полупроводниковыми ключами и ШИМ в виде коммутационных функций.

Экспериментальная проверка

Для проверки практической реализуемости разработанного алгоритмического подхода с ПИР-регулятором частоты вращения было выполнено экспериментальное исследование на базе высокоточной электромеханической системы позиционирования, которая включала в себя силовой преобразователь частоты с ШИМ и неявнополюсный СДПМ мощностью 5 кВт, параметры которого приведены в приложении. Векторное управление синхронной машиной организовывалось на базе платы K1921BK01TDSP, а угловое положение ротора измерялось с помощью абсолютного энкодера типа RESA. Трехстоечный инвертор напряжения с частотой коммутации 20 кГц был подключен к лабораторному источнику постоянного напряжения. Анализ и обработка сигналов осуществлялась с использованием осциллографа типа LeCroy.

На рис. 3 приведены результаты предварительного эксперимента при работе СДПМ в установившемся режиме, которые иллюстрируют наличие пульсаций угловой скорости, являющихся функцией удвоенной электрической частоты ротора.

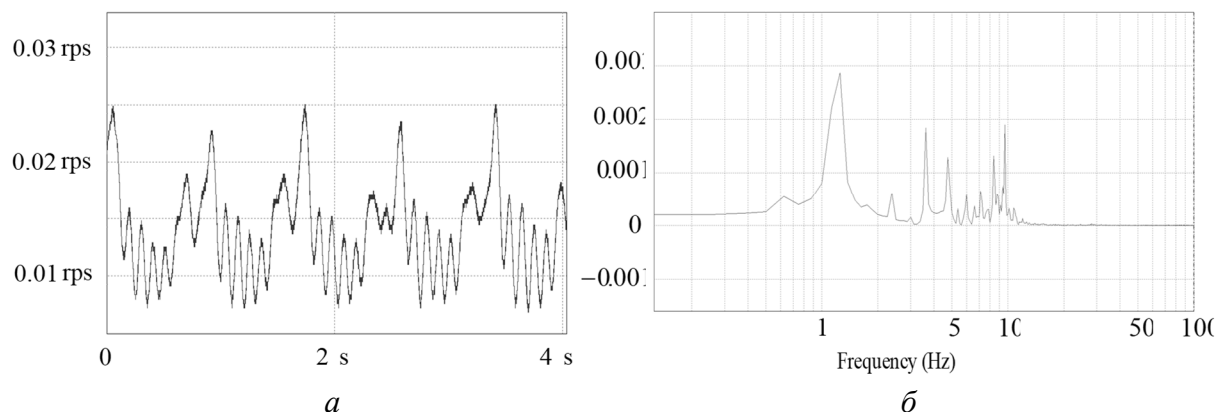


Рис. 3. Осциллограмма частоты вращения ротора СДПМ (а) и ее спектральная диаграмма (б)

Сравнение качества управления механическими координатами СДПМ при использовании в контуре регулирования частоты вращения вала ПИ- и ПИР- регуляторов проводилось при следующих условиях: полоса пропускания внутреннего контура регулирования продольной составляющей тока статора в замкнутом состоянии составляет 105 Гц, что в 5 раз превышает аналогичную частотную характеристику внешнего контура регулирования скорости СДПМ; установившееся значение скорости составляет 0,014 об/с (0,84 об/мин); ПИР-регулятор содержит три резонансных звена, настроенных на частоты $2z_p \omega_r$, $4z_p \omega_r$ и $6z_p \omega_r$.

В резонансных ветвях ПИР-регулятора вместо текущей величины угловой скорости ω_r применялось соответствующее задающее воздействие ω_r^* , что позволило обеспечить более высокое быстродействие позиционного электропривода и упростить структуру подсистемы векторного управления. После того как рассогласование по углу поворота ротора становилась менее 10 % от максимально возможного значения, коэффициенты усиления всех резонансных составляющих в ПИР-регуляторе плавно сводились к нулю. На рис. 4 (а) и рис. 5 (а) изображены осциллограмма угловой скорости вала и ее спектральная диаграмма при использовании ПИ-регулятора частоты вращения, а на рис. 4 (б) и рис. 5 (б) аналогичные зависимости при ПИР-регуляторе,.

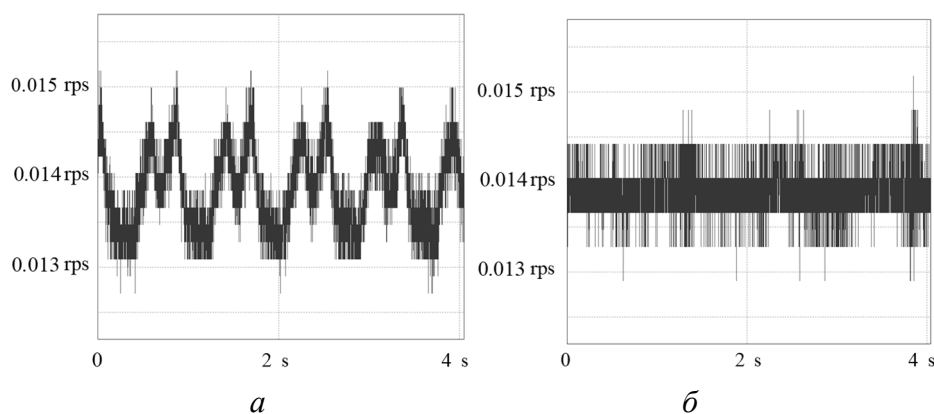


Рис. 4. Осциллограмма скорости вращения ротора при использовании в контуре скорости классического ПИ-регулятора (а) и ПИР-регулятора (б)

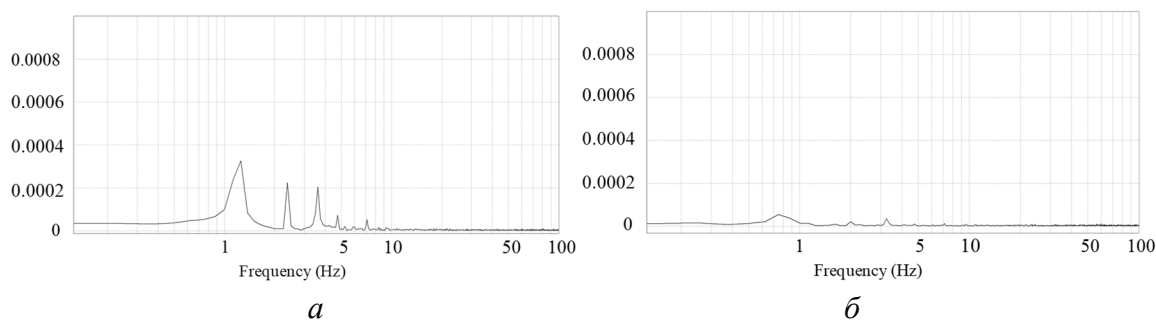


Рис. 5. Спектральная диаграмма скорости вращения ротора при использовании ПИ-регулятора (а) и ПИР-регулятора (б)

Заключение

Предложенный метод компенсации позволяет обеспечить снижение величины пульсаций от действия гармонической составляющих магнитного потока и зубцового момента, обеспечивая высокую точность в динамике. Разработанное высокочастотное управление координатами СДПМ строится только на селективной компенсации гармоник с помощью ПИР-регулятора без каких-либо изменений замкнутых контуров регулирования токов статора и положения ротора, из чего следует простота метода и возможность реализации с помощью обычного сигнального процессора.

Список литературы

1. Panda S.K., Jian-Xin X., and Weizhe Q. Review of torque ripple minimization in PM synchronous motor drives // IEEE Power and Energy Soc. General Meeting. 2008. Vol. 1. P. 1–6.
2. Control-based reduction of pulsating torque for PMAC machines / B. Gracar, P. Cafuta, G. Stumberger, A.M. Stankovic // IEEE Trans. Energy Conversion. 2002. Vol. 17, № 2. P. 169–175.
3. Vas P. Sensorless vector and direct torque control. Oxford; New York: Oxford University Press, 1998. 729 p.
4. Nos O.V. Vector-matrix models of a salient-pole synchronous machine with permanent magnets in terms of different state vector components // Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii. Elektromekhanika = Russian Electromechanics. 2017. Vol. 60, № 6. P. 5–10.
5. Smooth speed control for low speed high torque permanent magnet synchronous motor using proportional integral resonant controller / Xia C., Ji B., and Yan Y. // IEEE Trans. Ind. Electron. 2015. Vol. 62, № 4. P. 2123–2134.
6. Brock S. and Deskur J. A practical approach to compensation of torque ripple in high-precision permanent magnet motor drives // Int. Conf. on Electric. Drives and Power Electron., Sept. 2005.
7. Brock S., Lukichev D.V., and Demidova G.L., Minimizing torque ripple in PMSM drive by cuckoo search algorithm // 19th Europ. Conf. on Power Electron. and Appl. 2017. P. 1–9.
8. Brock S. and Deskur J. A practical approach to compensation of torque ripple in high-precision permanent magnet motor drives // Int. Conf. on Electric. Drives and Power Electron., Sept. 2005.
9. Zmood D.N., and Holmes D.G. Stationary frame current regulation of PWM inverters with zero steady-state error // IEEE Trans. Power Electron. 2003. Vol. 18, № 3. P. 814–822.
10. Current control strategy for power conditioners using sinusoidal signal integrators in synchronous reference frame / R.I. Bojoi, G. Griva, V. Bostan, M. Guerriero, F. Farina, and F. Profumo // IEEE Trans. Power Electron. 2015. Vol. 20, № 6. P. 1402–1412.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦИКЛОГРАММ
ВКЛЮЧЕНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ОПТИМАЛЬНОЙ
ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА ПЕРЕОРИЕНТАЦИИ
КРУПНОГАБАРИТНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ**

**USING CYCLOGRAMS ENGINE START-UP FOR
FUEL CONSUMPTION OPTIMAL REORIENTATION
LARGE-SIZED ORBITAL STATION**

А.А. Прутько

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
им. С.П. Королёва, Королёв, Россия*

aleksej.pa@gmail.com

A.A. Prutko

*Rocket and Space Corporation «Energia»
named after S.P. Korolev, Korolev, Russia*

aleksej.pa@gmail.com

Аннотация. В работе представлены результаты разработки алгоритмов поиска оптимальных по расходу топлива циклограмм включений двигателей для разворота крупногабаритных пилотируемых станций, таких как орбитальные пилотируемые станции (ОПС), с использованием реактивных двигателей [1, 2]. Любой пространственный разворот такой многотонной конструкции, какой является ОПС, невозможен без интенсивной работы реактивных двигателей ориентации и, как следствие, значительного расхода рабочего тела. Экономия дорогостоящего топлива и ресурса двигателей ориентации определяет актуальность решения задачи поиска оптимальных траекторий разворота станции. В настоящей работе предлагается использовать мультиинтервальный псевдоспектральный метод Радау для решения задачи по оптимальному управлению орбитальной станцией.

Ключевые слова: пилотируемая станция, реактивный двигатель, циклограмма, оптимизация, управление, метод Радау.

Abstract. The paper presents the results of the development of algorithms for finding optimal fuel consumption cyclograms of engine start-ups for turning large manned stations, such as orbital manned stations (OPS), using jet engines [1, 2]. Any spatial reversal of such a multi-ton structure, such as the OPS, is impossible without intensive operation of attitude jet engines and, as a consequence, significant consumption of the working fluid. Saving expensive fuel and the resource of attitude control engines determines the urgency of solving the problem of finding the optimal trajectories of the station turn.

In this paper, we propose to use the multi-interval pseudospectral Radau method to solve the problem of optimal control of an orbital station.

Keywords: manned station, jet engine, cyclogram, optimization, control, Radau method.

В работе представлены результаты разработки алгоритмов поиска оптимальных по расходу топлива циклограмм включений двигателей для разворота крупногабаритных пилотируемых станций, таких как орбитальные пилотируемые станции (ОПС), с использованием реактивных двигателей [1, 2]. Любой пространственный разворот такой многотонной конструкции, какой является ОПС, невозможен без интенсивной работы реактивных двигателей ориентации и, как следствие, значительного расхода рабочего тела. Экономия дорогостоящего топлива и ресурса двигателей ориентации определяет актуальность решения задачи поиска оптимальных траекторий разворота станции. В настоящей работе предлагается использовать мультиинтервальный псевдоспектральный метод Радау для решения задачи по оптимальному управлению орбитальной станцией.

Постановка задачи и цель работы

Целью является поиск оптимальных циклограмм разворотов ОПС в орбитальной системе координат по рысканью на 180° . Так как на ОПС при движении действуют гравитационный момент сил, предлагается использовать его для уменьшения затрат топлива при работе реактивных двигателей. При решении данной задачи будем рассматривать ОПС как твердое тело.

Требуется найти управление и траекторию, минимизирующие функционал J , при следующих ограничениях:

$$J = \int_0^{t_f} \sum_{i=1}^6 u_i dt$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \cdot (\mathbf{q} \circ \vec{\omega} - \vec{\omega}^{orb} \circ \mathbf{q})$$

$$\mathbf{q}(0) = \bar{\mathbf{q}}_0, \mathbf{q}(t_f) = \bar{\mathbf{q}}_f$$

$$\dot{\vec{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \left(-[\vec{\omega} \times \mathbf{J} \vec{\omega}] + \vec{\tau}^d + \mathbf{T}^{th} \cdot \vec{\mathbf{u}} \right)$$

$$\vec{\omega}(0) = \vec{\omega}_0, \vec{\omega}(t_f) = \vec{\omega}_f$$

где \mathbf{q} – кватернион ориентации ОПС относительно орбитальной системы координат, $\vec{\omega}$ – угловая скорость ОПС в связанной системе координат, \mathbf{J} – матрица тензора инерции ОПС, \mathbf{T}^{th} – матрица моментов сил размерности 6×3 , создаваемых реактивными двигателями, $\vec{\tau}^d$ – гравитационный момент сил, $\vec{\mathbf{u}}$ – 6-вектор управления реактивными двигателями.

Псевдоспектральный метод Радау

Оптимизационные задачи могут быть решены численно, используя псевдоспектральные методы, которые дискретизируют функционал и дифференциальные ограничения в выбранных точках. Псевдоспектральный метод Радау [3] использует полиномы Лежандра. Пусть

$$L_N = \frac{1}{2^N N!} \frac{d^N}{dt^N} (\tau^2 - 1)^N$$

полином Лежандра степени N на интервале $[\tau_1, \tau_{N+1}] = [-1, 1]$. Псевдоспектральный метод Радау использует точки Лежандра – Гаусса – Радау (LGR) $\tau_1, \dots, \tau_N \in [-1, 1]$, которые являются корнями выражения $-L_N(\tau) + L_{N-1}(\tau)$, включая крайнюю левую точку $\{-1\}$, причем точка $\tau_{N+1} = 1$ не является точкой коллокации. Преобразование к произвольному отрезку $[t_0, t_f]$ производится следующим образом: $t(\tau) = \frac{(t_f - t_0)\tau + (t_f + t_0)}{2}$. Функцию состояния и функцию управления будем аппроксимировать на отрезке $[-1, 1]$ при помощи следующих выражений:

$$x(t) \approx x^N(t(\tau)) = \sum_{i=1}^{N+1} x_i \varphi_i(\tau); \quad u(t) \approx u^N(t(\tau)) = \sum_{i=1}^{N+1} u_i \varphi_i(\tau),$$

где x_i и u_i – значения функций в точках LGR, φ_i – базис Лагранжа. Производную функции состояния запишем следующим образом:

$$\dot{x}(t) \approx \dot{x}^N(t(\tau)) = \frac{dx^N}{d\tau} \frac{d\tau}{dt} = \frac{2}{(t_f - t_0)} \sum_{i=1}^{N+1} x_i \dot{\varphi}_i(\tau) = \frac{2}{(t_f - t_0)} \sum_{i=1}^{N+1} D_{ki} x_i,$$

где D_{ki} – матрица дифференцирования Радау, которая вычисляется в точках LGR.

Численное интегрирование функционала осуществляется при помощи правила Гаусса – Лобатто:

$$\int_{t_0}^{t_f} F(x(t), u(t)) dt = \frac{(t_f - t_0)}{2} \sum_{i=1}^{N+1} F(x_i, u_i) w_i,$$

где w_i – весовые коэффициенты.

Таким образом, задачу оптимального управления можно свести к задаче нелинейного программирования, которая решается при помощи известных решателей таких задач:

$$J = \frac{(t_f - t_0)}{2} \sum_{i=1}^{N+1} \sum_1^6 u_{ic} w_i$$

$$\frac{2}{(t_f - t_0)} \sum_{i=1}^{N+1} D_{ki} q_i = \frac{1}{2} \cdot (q_k \circ \bar{\omega}_k - \bar{\omega}_k^{orb} \circ q_k), k = 1 \dots N + 1 \quad q_1 = \bar{q}_0, q_{N+1} = \bar{q}_f$$

$$\frac{2}{(t_f - t_0)} \sum_{i=1}^{N+1} D_{ki} \bar{\omega}_i = J^{-1}(-[\bar{\omega}_k \times J \bar{\omega}_k] + \bar{\tau}_k^d + T_k^{th} \cdot \bar{u}_k), k = 1 \dots N + 1 \quad \bar{\omega}_1 = \bar{\bar{\omega}}_0, \bar{\omega}_{N+1} = \bar{\bar{\omega}}_f$$

Поскольку точки коллокации LGR не включают крайнюю правую точку $\{1\}$, при этом производная функции состояния, рассчитываемая в точках коллокации, для вычислений использует точки коллокации и точку $\{1\}$, то если разбить исходный временной отрезок на несколько таким образом, чтобы каждый следующий отрезок начинался с крайней правой точки предыдущего, то особенность метода Радау позволяет в каждом из отрезков задать необходимое количество точек коллокации для получения более точного решения, например во времена включений ДО.

Заключение

При помощи псевдоспектрального метода Радау задача оптимального управления ориентацией орбитальной станции была сведена к задаче нелинейного программирования, которая успешно была решена при помощи известных решателей. Были получены циклограммы включений двигателей для проведения оптимальных маневров, которые сокращают расход топлива в ~ 10 раз по сравнению с разворотом вокруг оси Эйлера поворота. Результаты моделирования показали значительную экономию рабочего тела и ресурса двигателей ориентации. Проведён анализ нагрузок на критические элементы конструкции, показавший допустимость отказа от профиля включений двигателей Pulse-Train [4]. Результаты статистического моделирования показали существенное влияние ошибок в начальных условиях на результат проведения оптимального разворота [5].

Список литературы

1. Оптимальный по расходу топлива алгоритм разворота МКС с помощью реактивных двигателей с учетом ограничений по нагрузкам на конструкцию / С.Н. Атрошенко, В.Н. Платонов, Ф.В. Губарев, А.А. Саратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Приборостроение. 2017. № 4. С. 118–138. DOI 10.18698/0236-3933-2017-4-118-138.
2. Использование псевдоспектрального метода для поиска траекторий оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции / А.А. Прутько, С.Н. Атрошенко, А.В. Богачев, А.Е. Старченко // Космическая техника и технологии. 2019. № 4. С. 121–133.
3. An Overview of Three Pseudospectral Methods for the Numerical Solution of Optimal Control Problems / D. Garg, M.A. Patterson, W.W. Hager, A.V. Rao, D.A. Benson, and, G.T. Huntington // 2009 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Pittsburgh, PA, August 10–13, 2009.
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. Серия: Приборостроение. 2017. № 2. С. 123–138. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-2-123-138.
5. Моделирование сил и моментов сил набегающего потока атмосферы в целях верификации динамических режимов системы управления движением и навигации МКС и синтеза оптимального управления / С.Н. Атрошенко, А.А. Прутько, А.Н. Крылов, Н.А. Крылов, Ф.В. Губарев // Космическая техника и технологии. 2017. № 4 (19). С. 72–88.

МОДЕРНИЗАЦИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМЫХ ГИРОСКОПАХ

MODERNIZATION OF THE ADVANCED ANGULAR RATE MEASUREMENT DEVICE FOR SPACECRAFT

А.А. Волынцев¹, О.А. Щитинина²

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

¹a.a.volyntsev@niipm.ru, ²o.shchitinina@russian.space

A.A. Volyntsev¹, O.A. Shchitinina²

*Federal State Unitary Enterprise «TsENKI»
affiliated branch «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov», Moscow, Russia*

¹a.a.volyntsev@niipm.ru, ²o.shchitinina@russian.space

Аннотация. До недавнего времени в отечественной практической космонавтике одними из самых востребованных прецизионных гироскопических измерителей вектора угловой скорости (ГИВУС) являлись приборы типа КИНД34-020, нашедшие применение на различных КА, обсерваториях и МКС. В настоящие дни возможности производства этих приборов сильно ограничены (по технико-экономическим причинам дальнейшее изготовление поплавковых чувствительных элементов для этого прибора не целесообразно). В связи с возникшими сложностями по комплектации серийных КА, где ранее применялись приборы КИНД34-020, было принято решение о разработке модификации прибора КИНД34-040 со значительно улучшенными тактико-техническими характеристиками (ТТХ). Прибор КИНД34-040 также относится к классу ГИВУС, имеет богатую лётную историю (применяется на КА группировки «ГЛОНАСС» и спутниках двойного назначения), но предназначен для применения на более маневренных и менее требовательных к точности изделиях. Поскольку прибор КИНД34-040 базируется на других чувствительных элементах (динамически настраиваемые гироскопы), то на нём принципиально сложно достичь точности, сопоставимой с прибором КИНД34-020. Однако проведённые макетирования и испытания позволили создать модификацию, занимающую промежуточную нишу между двумя этими приборами и в полном объёме удовлетворяющую потребности перспективных КА. Для повышения (на порядки) точностных параметров модифицированного прибора потребовалось провести комплекс лабораторных испытаний, в ходе которых были разработаны новые методики оценки и измерения точностных параметров и в значительной мере доработаны комплектующие прибора.

Ключевые слова: ГИВУС, ДНГ, поплавковый гироскоп, модернизация, модификация, «ГЛОНАСС», лабораторные испытания, шумовая составляющая, улучшение ТТХ, макетирование, ориентация, стабилизация, навигация.

Abstract. This article presents the results of the preliminary (laboratory) tests of the new device KIND34-040-01, designed to measure the angular rate of the spacecraft.

In 2019, Research Institute of applied mechanics «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov» started to develop a new precise gyroscopic angular rate measurement device (GARMD) – KIND34-040-01. GARMD KIND34-040-01 is a next generation of GARMD KIND34-040, which have been actively used in Russian spacecraft (including the GLONASS satellite) for 10 years. In contrast to the previous generation the new device significantly increased the accuracy of measurements. The device has three dynamically tuned gyroscopes (sensing elements) and six measuring channels.

Results of laboratory tests:

- Angular velocity measuring range ± 2 ang. degree/s;
- Scale factor 0.04 ang. s;
- Bias stability, (σ), 0.03 ang. s/s;
- Output noise, (σ), 0.15 ang. s with the average of 0.1 s.

Flight tests of the device are planned for 2021.

The preservation of the wide operational capabilities of the KIND34-040 device with low of the power consumption and weigh, overall dimensions, a large orbital life and reliability in combination with updated accuracy parameters makes the new generation of GARMD a new inexpensive precise gyroscopic angular rate measurement device has no analogies in Russia.

Keywords: GARMD, DNG, float gyroscope, modernization, modification, GLONASS, laboratory tests, noise component, performance improvement, prototyping, orientation, stabilization, navigation.

В настоящее время в НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова ведётся разработка нового прецизионного гироскопического измерителя вектора угловой скорости КИНД34-040-01. Целью разработки является обеспечение комплектации серийных КА, запуск которых предусмотрен ФКП в первой половине 20-х гг. и на которых ранее применялись приборы типа КИНД34-020 (базирующиеся на поплавковых чувствительных элементах, дальнейшее изготовление которых невозможно по технико-экономическим причинам). Разработка прибора ведётся путём модернизации (направленной на значительное повышение точности) прибора ГИВУС КИНД34-040, базирующегося на динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ). Будущий прибор по совокупности своих ТТХ должен занять промежуточное положение между двумя прототипами и стать целесообразной заменой как прибору КИНД34-020, так и прибору КИНД34-040, допуская эксплуатацию на КА как с высокими требованиями к ориентации, так и с большими скоростями поворота.

Прототип для разработки, прибор КИНД34-040, является шестиканальным измерителем вектора угловой скорости, выполненным в виде герметичного моноблока с собственной тепловой системой и системой виброзащиты ДНГ. Прибор имеет богатый опыт эксплуатации: изготовлено свыше 30 образцов для систем управления спутников связи и КА группировки «ГЛОНАСС».

В результате проведенных лабораторных испытаний макета измерительного канала прибора КИНД34-040-01 (изготовленного на базе штатных устройств прибора КИНД34-040) была подтверждена возможность повышения на порядок точности измерения путём доработки устройств обратной связи без вмешательства в конструкцию ДНГ и системы термостатирования и электропитания прибора. Кроме этого были проведены исследования шумовой составляющей (ШС) прибора, определена зависимость её величины от типа комплектующих, компоновки прибора, режимов его работы и условий испытаний. Исследованы режимы функционирования ЭУ и сформирован перечень предложений, направленных на улучшение конструкции прибора, смягчения тепловых режимов работы ЭРИ и общее улучшение характеристик ЭМС прибора и его стойкости к ЭСР.

Благодаря наличию двух режимов функционирования модернизированный прибор сможет обеспечивать как измерения больших входных угловых скоростей величиной (до ± 4 %/с) с приемлемой точностью, так и малых скоростей величиной (до ± 2 %/с) с повышенной (не хуже 0,03 %/ч). В табл. приведено сравнение основных ТТХ приборов КИНД34-020, КИНД34-040 и нового прибора КИНД34-040-01.

Сравнение основных параметров приборов

Наименование параметра	КИНД34-020	КИНД34-040	КИНД34-040-01
1. Максимальная измеряемая входная угловая скорость, %/с	$\pm 0,4$	± 8	± 4
2. Минимальная цена импульса вых, угл.с/имп	0,035	0,18	0,04
3. Точность измерения (нулевой сигнал при оценке 2,7СКО), угл.с/с,:	$\leq 0,003$	$\leq 0,3$	$\leq 0,03$
5. Шумовая составляющая (1 СКО) выходного сигнала ИК при осреднении от 0,1 до 10 с, угл.с	$\leq 0,15$	$\leq 0,7$	$\leq 0,1$
6. Максимальное/среднее время наступления тепловой готовности, мин	$\leq (60/30)$	$\leq (20/10)$	$\leq (20/10)$
8. Потребляемая мощность в режиме форсированного разогрева, Вт	≤ 130	≤ 100	≤ 100
9. Потребляемая мощность при номинальных условиях функционирования, Вт:	≤ 69	≤ 52	≤ 55
10. Время точностной готовности, мин	≤ 180	≤ 1	≤ 60
11. Срок службы при эксплуатации в составе КА, лет	10	19	11
11. Допустимая температура функционирования, °С	0..35	-20..40	-20..40

Указанные параметры прибора КИНД34-040-01 уже прошли предварительное подтверждение на этапе лабораторных испытаний макетов. В настоящее время ведётся изготовление опытного образца прибора по штатной КД, завершение его наземной отработки запланировано на конец I полугодия 2021 г. Образцы, предназначенные для лётной эксплуатации, могут быть изготовлены до конца 2021 г.

Заложенные в прибор КИНД34-040-01 характеристики в совокупности с сохранением отечественной ЭКБ и стоимости на уровне приборов-прототипов позволяют рассматривать его в качестве экономически целесообразной замены как прибора КИНД34-020, так и прибора КИНД34-040. Благодаря этому он сможет применяться на отечественных серийных КА как минимум в ближайшие 10 лет.

ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

FLIGHT FEATURES OF HIGH SPEED AIRCRAFT IN THE EARTH'S ATMOSPHERE

М.М. Алексеева, Н.А. Брыков

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

amara96@mail.ru

M.M. Alekseeva, N.A. Brykov

*Baltic State Technical University «VOENMEKH»
named after D.F. Ustinova, St. Pererburg, Russia*

amara96@mail.ru

Аннотация. Приводятся результаты численного моделирования гиперзвукового обтекания тела вращения многокомпонентной смесью воздуха. Полученная картина течения совпала с течением на теневых снимках, полученных в результате эксперимента. Верификация модели позволила перейти к рассмотрению влияния многокомпонентной смеси на примере рассмотрения профиля на высоте 15 км при числе Маха $M = 14$ с учетом химических реакций и без их учета. Универсальная математическая модель и подход к численному моделированию позволил снизить себестоимость и повысить качество конечного изделия из-за возможности прогнозирования эффективности рассматриваемой конструкции.

Ключевые слова: гиперзвуковое обтекание, многофазный поток, ANSYS Fluent, численное моделирование.

Abstract. The results of numerical simulation of a hypersonic multicomponent air mixture around a body of revolution are presented. The resulting flow pattern coincided with the flow in the shadow images obtained as a result of the experiment. The verification of the model made it possible to proceed to considering the effect of a multicomponent mixture by the example of considering a profile at an altitude of 15 km with a Mach number $M = 14$, taking into account chemical reactions and not taking them into account. A universal mathematical model and an approach to numerical modeling made it possible to reduce the cost and improve the quality of the final product due to the possibility of predicting the effectiveness of the design under consideration.

Keywords: hypersonic flow, multiphase flow, ANSYS Fluent, numerical simulation.

При условии высокоскоростного полета появляется необходимость определения влияния излучения и многокомпонентной смеси газа на аэродинамические и газодинамические характеристики. Для проведения численного моделирования могут быть использованы различные модели воздуха [1]: пятикомпонентная, семикомпонентная и одиннадцатикомпонентная смесь воздуха. Выбор модели основывается на точности предполагаемых результатов и температур. Для получения более точных результатов

может быть использована более подробная модель воздуха. В данной работе для рассмотрения (первое приближение) была выбрана пятикомпонентная воздушная смесь, где эффекты диссоциации и рекомбинации учитываются с помощью модели конечной скорости химической реакции, а временной масштаб протекания химических процессов принимается за характерный временной масштаб потока при условии больших скоростей, т.е. применяется модель неравновесной химии.

Математическая модель строится с учетом использования уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS). Для замыкания системы в данной работе выбирается высокорейнольдсовая модель турбулентности типа $k - \epsilon$ и уравнение переноса массы i -й компоненты смеси. Учет лучистого теплообмена сводится к решению интегро-дифференциального уравнения переноса излучения. В задачах лучистого теплообмена часто используется метод дискретных ординат. Данный метод удачно объединяется с алгоритмами, основанными на применении контрольных объемов. Скорости реакций определяются уравнением Аррениусовского типа. В ANSYS Fluent для задачи высокоскоростного обтекания выбирается подход Finite-rate kinetics, где влияние турбулентных колебаний игнорируется из-за больших скоростей.

Верификация настроек решателя происходит путем сопоставления полученных картин течения с имеющимися экспериментальными данными. Для численного моделирования процесса внешнего обтекания рассматривалось обтекание высокоскоростным потоком совершенного газа (без учета химических реакций) тел вращения, радиус которых изменяется пропорционально некоторой степени расстояния вдоль оси. Число Маха набегающего потока $M = 8,8$, температура $T = 300$ К, давление $p = 1$ атм. Рассматривается задача в стационарной двумерной осесимметричной постановке с учетом того, что течение во всех меридиональных сечениях одинаково. Для решения данного типа задач используется применение сеточных методов численного моделирования в строгой постановке. Поверхность рассматриваемых тел считается непроницаемой, задача ставится в двумерной осесимметричной постановке. Полученные результаты сравнивались с теньевыми фотографиями из Альбома течений жидкости и газа Ван-Дайка (рис. 1, 2).

Контур УВ на теньевых фотографиях и полученных результатах численного моделирования совпадают. Наличие таких результатов позволяет провести верификацию представленной математической модели и перейти к рассмотрению влияния многокомпонентной смеси на примере рассмотрения первого профиля на высоте 15 км при числе Маха $M = 14$ с учетом химических реакций и без их учета (рис. 3, 4).

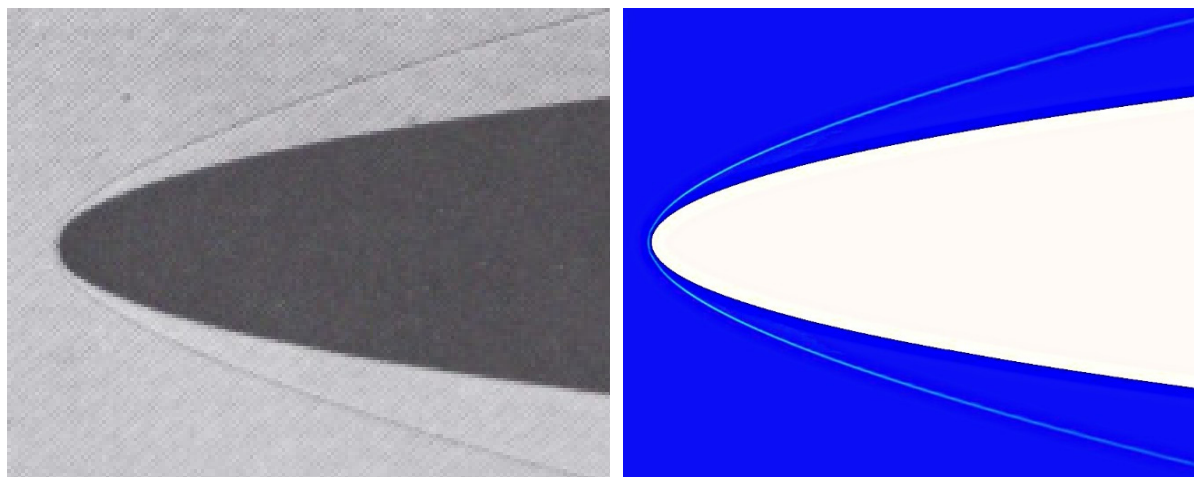


Рис. 1. Теневая фотография 1 профиля и градиент плотности

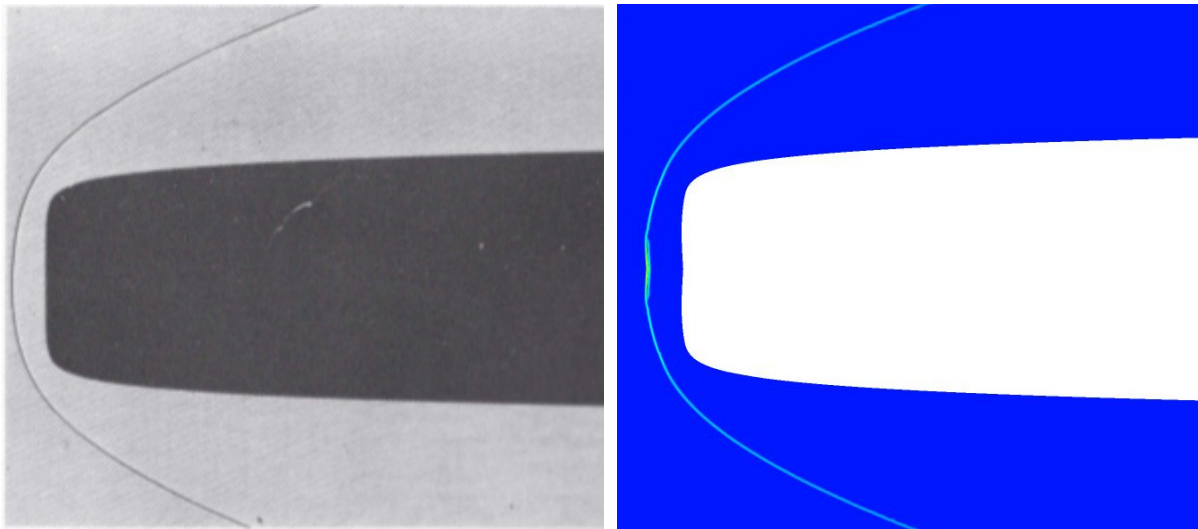


Рис. 2. Теневая фотография 2 профиля и градиент плотности

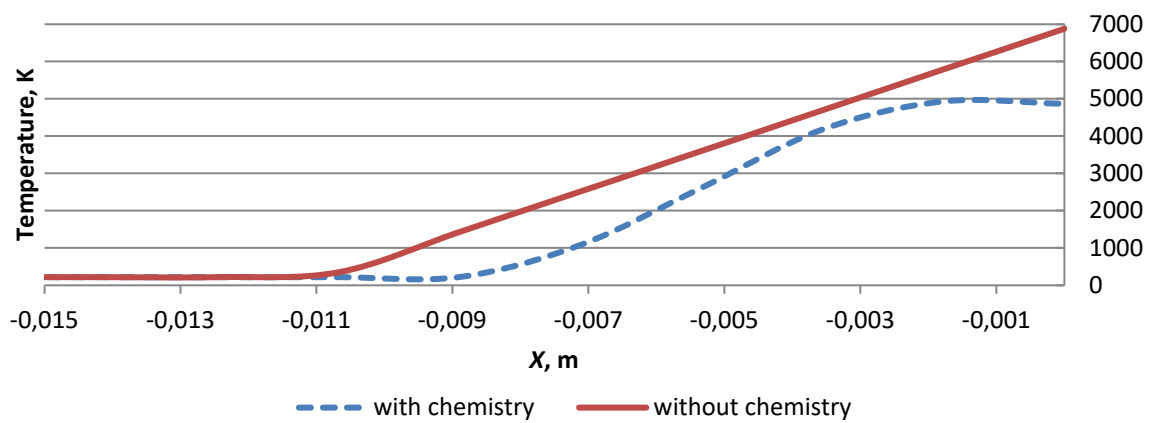


Рис. 3. График распределения температуры вдоль оси симметрии (синяя линия – без учета химических реакций, красная линия – с учетом)

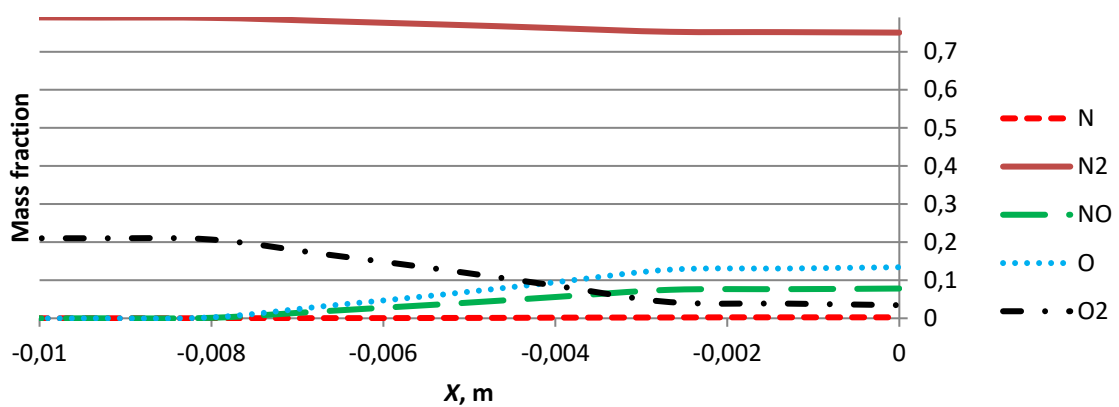


Рис. 4. График распределения массовых долей компонент воздуха вдоль оси симметрии

В области точки торможения видно, что при учете химических реакций температура значительно уменьшилась, поскольку была потрачена энергия на протекание химических реакций, градиент плотности стал интенсивнее, ударная волна ближе прилегает к телу. Однако получаемые температуры в точке торможения велики. Для более точного распределения газодинамических параметров, необходимо учитывать еще реакции ионизации. Рассмотренная пятикомпонентная смесь, в которой протекают реакции рекомбинации и диссоциации претерпевает изменения концентраций O_2 и N_2 , образуются продукты химических реакций: N , O , NO . Изменение массовых долей компонентов воздуха при прохождении через УВ. Химические реакции не приходят к равновесию в точке торможения. Однако стоит учесть, что при температурах ниже 2000 К химическими реакциями в многокомпонентном потоке можно пренебречь, поскольку скорость реакций мала. При использовании данной модели следует учесть, что двухатомные газы разлагаются на одноатомные при температурах от $T = 2700$ К [2]. Молекулы кислорода диссоциируют, распадаясь на отдельные атомы, при температуре порядка 3000 К. При температурах свыше 6000 К начинается ионизация воздуха [3].

Расчеты высокоскоростных летательных аппаратов на высотах полета до 60 км при числах Маха до $M = 7$ можно проводить без учета химических реакций и получить реальную картину поля течения. Однако моделирование внешнего обтекания, течения в каналах воздухозаборников и истечения сверхзвуковой струи из сопла в трехмерной постановке в одном расчете является сложной и многопараметрической задачей. Поэтому, в данной работе для первого приближения предлагается отдельное их рассмотрение: определение течения в каналах воздухозаборников различных типов в двумерной постановке, определение аэродинамических характеристик трехмерного летательного аппарата и истечение сверхзвуковой недорасширенной струи с предполагаемыми характеристиками газа перед соплом. Решение данных подзадач позволяет определить конфигурацию скачков уплотнения в непрофилированных каналах воздухозаборников и схему течения в недорасширенной струе (способствует определению оптимальной компоновки высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя). Расчет в трехмерной постановке предполагает объединение в дальнейшем всех рассматриваемых процессов для определения аэродинамических характеристик и газодинамических полей. Таким образом, универсальная математическая модель и подход к численному моделированию может снизить себестоимость и помочь повысить качество конечного изделия из-за возможности прогнозирования эффективности рассматриваемой конструкции, что ведет к снижению количества безуспешных пробных летных испытаний.

Список литературы

1. Ступоченко Е.В., Лосев С.А., Осипов А.И. Релаксационные процессы в ударных волнах. М.: Наука, 1965.
2. Беляев Н.М. Термодинамика. – Киев: Вищагк, 1987.
3. Черный Г.Г. Течение газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1959.

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ШАГОВЫМ
ДВИГАТЕЛЕМ В КАЧЕСТВЕ МОМЕНТНОГО ДВИГАТЕЛЯ
В ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЕ
НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ
В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**DEVELOPMENT OF AN ALGORITHM
FOR CONTROLLING A STEPPER MOTOR AS A TORQUE
MOTOR IN A GYROSTABILIZED NAVIGATION SYSTEM
PLATFORM IN ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY**

А.А. Спрыгина

*Саратовский государственный технический университет
им. Ю.А. Гагарина, Саратов, Россия*

an.spriginal@yandex.ru

A.A. Sprygin

Saratov State Technical University named after Yu.A. Gagarin, Saratov, Russia

an.spriginal@yandex.ru

Аннотация. Одним из основных элементов систем управления и навигации ряда объектов ракетно-космической техники являются гиростабилизированные платформы. В качестве разгрузочных двигателей систем стабилизации используются моментные двигатели в основном из-за возможности длительное время развивать вращающий момент, в том числе и в стояночном режиме. Гибридный шаговый двигатель отличается быстрой сменой режимов вращения, работой без обратной связи и также стабильным вращательным моментом. Изучение вопроса об использовании шаговых двигателей в гиростабилизированных платформах является основной проблемой решаемой в рамках проекта. При этом выполняется ряд таких задач, как анализ конструкции моментного двигателя; анализ конструкции шагового электропривода; разработка алгоритма управления шаговым электроприводом с помощью плавного изменения частоты широтно-импульсного управляющего сигнала; математическое моделирование работы моментного и шагового двигателя в составе системы управления гиростабилизированной платформой; анализ и сравнение полученных данных. Кроме того, была проведена оценка перспектив и внедрения разработки на предприятиях ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: гиростабилизатор, ГСП, гироскоп, датчик угловой скорости, шаговый двигатель, электропривод, навигационная система.

Abstract. Gyro-stabilized platforms are one of the main elements of control and navigation systems for several objects in rocket and space technology. Torque motors are used as unloading motors for stabilization systems, mainly due to the possibility of developing torque for a long time, including in the standby mode. The hybrid stepper motor features fast speed changeover, open loop operation and stable torque. The study of the use of stepper motors in gyro-stabilized platforms is the main problem to be solved within the framework of the project. At the same time, a

number of tasks are performed, such as: analysis of the design of a torque motor; analysis of the design of the stepper drive; development of an algorithm for controlling a stepper electric drive using a smooth change in the frequency of a pulse-width control signal; mathematical modeling of the operation of a torque and stepper motor as part of a gyro-stabilized platform control system; analysis and comparison of the obtained data. In addition, an assessment was made of the prospects and implementation of the development at the enterprises of the rocket and space industry.

Keywords: gyro stabilizer, GPS, gyroscope, angular velocity sensor, stepper motor, electric drive, navigation system.

Навигационная система управления – неотъемлемая часть ракеты, наряду с двигателем, баками компонентов и несущей конструкцией. Ракета не может выполнять своих функций без системы управления [1]. Система управления, как правило, построена на базе гироскопических приборов и подразделяется на два типа: бесплатформенные и платформенные навигационные системы. Последние, в свою очередь, делятся на непосредственные, силовые и индикаторные. Индикаторный гиросtabilизатор – гироскопическое устройство, предназначенное для стабилизации платформы с датчиками, а также для определения угловых отклонений стабилизируемой платформы. В качестве разгрузочных двигателей системы стабилизации используются аналоговые моментные двигатели постоянного тока в основном из-за возможности длительное время развивать вращающий момент, в том числе и в стояночном режиме. Именно угловое отклонение стабилизируемой платформы несет в себе информацию об угловом положении подвижного объекта.

Совершенствование навигационных систем и разработка новых приборов автоматических систем управления определяют необходимость постоянного развития информационных и исполнительных электромашиных устройств и соответствующей научной школы в области систем автоматического управления [2]. Таким образом происходит плавный переход к цифровым системам управления на базе существующих аналоговых систем.

Таким образом, в настоящей работе предлагается замена аналогового моментного двигателя на шаговый электропривод, так как использование шагового электропривода в цифровой системе управления технически наиболее оправданно [3].

Целью настоящей работы является разработка основных алгоритмов цифровой системы управления шаговыми двигателями в составе гиросtabilизированной платформы (рисунок).

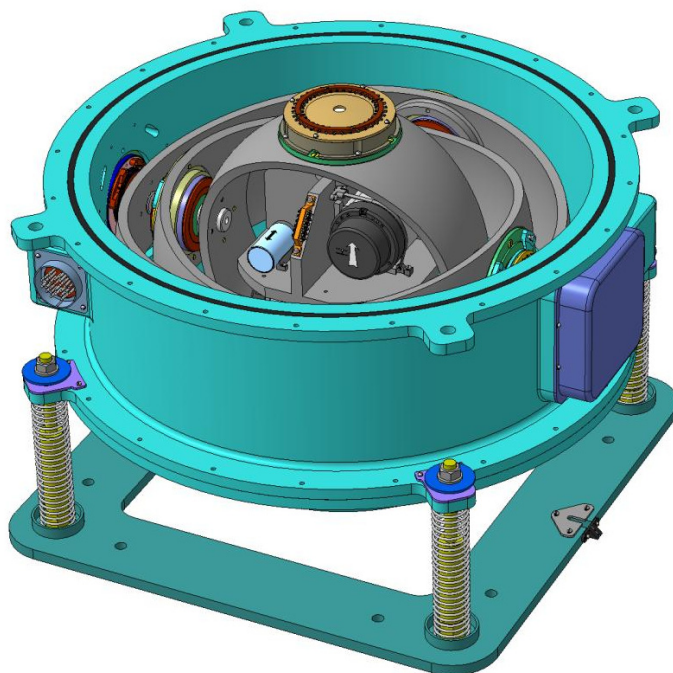


Рис. Гиросtabilизированная платформа [4]

Гибридный шаговый электропривод отличается быстрой сменой режимов вращения, работой без обратной связи, а также плавным и стабильным вращательным моментом. Все это достигается благодаря плавно изменяющейся частоте управляющего широтно-импульсного сигнала и задается цифровой системой управления.

В ходе выполнения работы были решены следующие задачи:

- анализ конструкции моментного двигателя;
- анализ конструкции шагового электропривода;
- разработка алгоритма управления шаговым электроприводом с помощью плавного изменения частоты широтно-импульсного управляющего сигнала;
- математическое моделирование работы моментного и шагового двигателя в составе системы управления гиросtabilизированной платформой;
- анализ и сравнение полученных данных;
- оценка перспектив и внедрения разработки.

Таким образом, в ходе работы была изучена научно-техническая литература по шаговому двигателю, рассмотрена математическая модель шагового привода на основе реально существующего двигателя и его характеристики, а также разработаны алгоритмы управления шаговым электроприводом в составе гиросtabilизированной платформы, взамен моментного двигателя с перспективой внедрения в испытательную аппаратуру на филиале ФГУП НППЦАП «ПО Корпус». Кроме того, в работе приводятся результаты анализа возможности использования других типов двигателей, аналогичных моментным двигателям, что в перспективе может улучшить не только точность, но и надежность гиросtabilизированных платформ.

Список литературы

1. Система управления [Электронный ресурс]. URL: <https://goo.su/1MjH> (дата обращения: 15.06.2020).
2. Пешехонов В.Г. Перспективы гироскопии // Сборник трудов XIII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2019. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2019. С. 36–38.
3. Емельянов А.В., Шилин А.Н. Шаговые двигатели: учеб. пособие. Волгоград: ВолгГТУ, 2005. 48 с.
4. Казанцев А.А., Баранова И.А. Виниченко Н.Т. Трехосный гиросtabilизатор для курсовертикали самолета // Материалы конкурса «Будущие Асы Компьютерного 3D-моделирования» / Южно-Уральский гос. ун-т. Челябинск, 2010.

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИИ ЗАЩИТЫ
БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ФАКТОРОВ
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

**DEVELOPMENT OF PROTECTION METHODOLOGY
ON-BOARD SPACE VEHICLES A NEW GENERATION
FROM THE INFLUENCE OF SPACE FACTORS**

Р.Е. Тихомиров

*Информационные спутниковые системы
им. академика М.Ф. Решетнёва, Железногорск, Россия*

tikhroman@gmail.com

R.E. Tikhomirov

*Information satellite systems
named after academician M.F. Reshetnev, Zheleznogorsk, Russia*

tikhroman@gmail.com

Аннотация. При взаимодействии КА с магнитосферной плазмой возникают локальные области, обладающие различными электрическими потенциалами, между которыми возможны электрические разряды, способные привести к повреждению блоков аппаратуры. В статье приводится опыт разработки и апробация методов защиты КА от воздействия факторов космического пространства. Разработанная математическая модель позволила определить распределение поверхностных потенциалов керамического изолятора. Экспериментальные исследования позволили определить электрические параметры возникающих разрядов и уровень создаваемых помех. Полученные результаты послужили основой для разработки средств защиты, использующие принцип минимизации негативного влияния воздействия факторов электризации на систему коррекции. Также предложено применение графитовых покрытий и фильтров защиты.

Ключевые слова: космический аппарат, электризация, магнитосферная плазма, керамический изолятор, графитовое покрытие, математическое моделирование.

Abstract. When the spacecraft interacts with the magnetospheric plasma, local regions appear with different electric potentials, between which electric discharges are possible, which can lead to damage to the equipment units. The article describes the experience of development and processing of methods for protecting spacecraft from the effects of space factors. The developed mathematical model made it possible to determine the distribution of the surface potentials of the ceramic insulator. Experimental studies have made it possible to determine the electrical parameters of the arising discharges and the level of the generated interference. The results obtained served as the basis for the development of protective equipment using the principle of minimizing the negative impact of electrification factors on the correction system. The use of graphite pores and protection filters is also proposed.

Keywords: spacecraft, electrification, magnetospheric plasma, ceramic insulator, graphite coating, mathematical modeling.

Современный КА и его узлы, состоят из большого разнообразия материалов, обладающих различными электрофизическими характеристиками. Вследствие их взаимодействия с магнитосферной плазмой возникают локальные области, обладающие различными электрическими потенциалами, между которыми возможны высоковольтные (до нескольких десятков кВ) электростатические разряды (ЭСР), способные индуцировать паразитные токи в цепях оборудования, вызвать деградацию рабочих характеристик материалов, а так же привести к механическому повреждению и выходу из строя блоков аппаратуры. Работы по исследованию влияния факторов электризации на КА в мире и нашей стране проводятся уже несколько десятилетий. Тем не менее, несмотря на значительный задел, полученный в данной области, случаи аномального функционирования КА, обусловленные воздействием факторов электризации, как отмечалось выше, продолжают наблюдаться. Проведенный анализ показал, необходимость регулярного пересмотра используемых и создания новых методов защиты КА. В работе исследованы новые, ранее не описанные в научно-технической литературе механизмы воздействия факторов электризации на бортовые системы КА, определены уровни воздействия, разработанные методы и средства защиты.

Цель работы – разработка и апробация методологии защиты бортовых систем космических аппаратов нового поколения от воздействия факторов космического пространства.

Для достижения поставленной цели в представляемой работе решались следующие **основные задачи:**

– исследование воздействия факторов электризации на систему коррекции через зарядку керамического изолятора блока коррекции и протекание разрядных процессов в цепях системы преобразования и управления (СПУ), разработка методов и средств защиты;

– исследование воздействия факторов электризации на систему электропитания, терморегулирования и бортовой комплекс управления через зарядно-разрядные процессы на отрывных соединителях, подвергающихся воздействию факторов электризации после отстыковки устройства отделения КА;

– исследование воздействия факторов электризации на систему терморегулирования посредством зарядки поверхностных диэлектрических материалов при взаимодействии КА с магнитосферной плазмой.

Обзор результатов, полученных в рамках выполнения поставленных задач

В результате исследования воздействия факторов электризации на систему коррекции через керамический изолятор блока коррекции и протекание разрядных процессов в цепях системы преобразования и управления (СПУ) и разработки методов и средств защиты получены автором следующие результаты:

– разработана математическая модель поверхностной электризации СПД в горячей магнитосферной плазме при эксплуатации на ГСО, с ее помощью определены параметры воздействия, в том числе поверхностный потенциал керамического изолятора (рис. 1) газоразрядной камеры СПД и уровни инжектируемых помеховых импульсов возникающих при протекании разрядных процессов в системе СПД-СПУ;

– проведены экспериментальные исследования электризации элементов системы коррекции. В ходе проведения экспериментальных исследований воздействия факторов электризации на систему коррекции геостационарных КА (БК-СПУ) установлено что керамический изолятор СПД-100 при температуре минус 70°С при его облучении электронами средних энергий эффективно накапливает заряд с последующим электростатическим разрядом;

– максимальная зарегистрированная (на $R_{изм} = 50 \text{ Ом}$) амплитуда тока разрядного импульса, инжектируемого в анод – 54 А. При этом заряд, сброшенный на землю по анодной цепи составляет $2 \cdot 10^{-6}$ Кл, теоретически показано, что максимальный заряд, инжектируемый в анод, может составить порядка $2 \cdot 10^{-5}$ Кл;

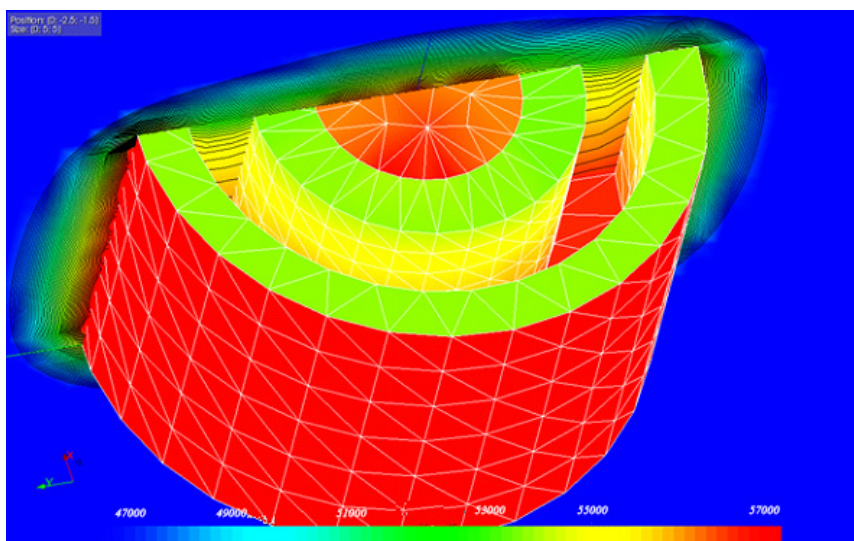


Рис. 1. Расчетная картина распределения потенциала на поверхности керамического изолятора для условий облучения 70 кэВ, 1 нА/см²

– максимальный потенциал керамического изолятора составил 47 кВ, что коррелирует с результатами, полученными автором с помощью математической модели;

– незаземленные детали двигателя при его облучении накапливают заряд с последующим электростатическим разрядом и помеховыми импульсными наводками с амплитудой до 100 А в цепи питания и управления. Измеренное напряжение на незаземленных деталях двигателя составляет порядка 4–5,4 кВ. Высокое напряжение и импульсные наводки могут вызывать отказы в электронных компонентах СПД и СПУ.

В результате экспериментальных исследований уровней помеховых сигналов, наводимых в электрических цепях СПУ при воздействии разрядных импульсов на цепь питания анода, определены величины помеховых сигналов, наводимых на входных элементах СПУ при воздействии имитационных ЭСР на анодную цепь двигателя. Макетный образец СПУ воздействию имитационных ЭСР напряжением 3,53 кВ, формируемых ГВИ с накопительным конденсатором 1500 пФ ($5,3 \cdot 10^{-6}$ Кл), не выдержал из-за отказа микросхемы, сопряженной в СПУ с цепью питания анода. По окончании исследований, проведены проверки сопротивления изоляции цепей питания БК и функционирование СПУ. Минимальное сопротивление (но не менее 20 МОм) показали цепи питания анода и электрода поджига относительно корпуса СПУ. При проверке функционирования СПУ источник электропитания анода не запустился. Как показал предварительный анализ, произошел отказ микросхемы, сопряженной цепью обратной связи с цепью питания анода и формирующей внутреннюю команду СПУ РК.

Автором были разработаны методы и средства защиты системы коррекции КА от воздействия факторов электризации, основанные на различных принципах минимизации негативного влияния воздействия факторов электризации на систему коррекции, в том числе пассивный метод (нанесение специального графитового покрытия на поверхность ГК) и применение в составе системы коррекции специальных устройств – фильтров защиты.

В качестве еще одного малоизученного механизма воздействия факторов электризации на системы КА, автором были исследованы зарядно-разрядные процессы, возникающие в цепях отрывных соединителей и их негативного влияние на работоспособность систем электропитания и терморегулирования через отрывные соединители.

В рамках данного направления работ автором было проведено математическое моделирование и экспериментальные исследования с целью определения характеристик зарядно-разрядных процессов (рис. 2), возникающих на диэлектрическом материале контактного поля отрывного соединителя, и определение характеристик наводимых помеховых импульсов в цепях кабельной сборки, сопряженной с отрывным соединителем с одной стороны и элементами входных каскадов БА, в которую приходят технологические цепи от указанных соединителей.

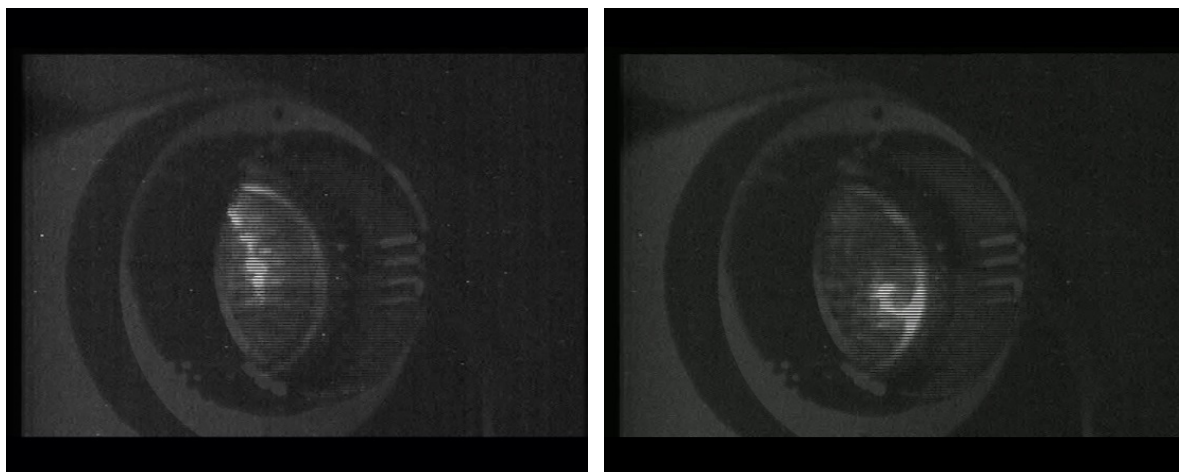


Рис. 2. Вид разрядов на поверхности изолятора разъема

Установлено, что изолятор контактного поля соединителя при воздействии потока заряженных частиц эффективно накапливает электростатический заряд, величина которого ограничена разрядными явлениями на поверхности изолятора, разрядные явления, протекающие на изоляторе контактного поля соединителя, индуцируют помеховые импульсы в цепях кабельной сборки, соединенных с различными типами нагрузок соответствующих БА КА.

Контроль режимов коммутации контактов реле показал, что протекающие помеховые импульсы в цепи обмотки реле способны индуцировать наводки амплитудой от 7 до 25 В по напряжению и длительностью менее 1 мкс на нормально разомкнутых контактах реле, при этом изменение состояния коммутации контактов обоих типов реле отсутствует.

Полученные результаты представляют собой определенный интерес и будут использованы в работах по проектированию БА КА в части обеспечения помехозащищенности и надежного функционирования БА при воздействии факторов электризации.

Список литературы

1. Модель космоса: в 2 т. Т.2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. М.: КДУ, 2007. 1144 с.
2. Joy David C. A database of electron-solid interactions. EM Facility, University of Tennessee, and Oak Ridge National Laboratory, 2008.
3. Cazaux J. e-Induced secondary electron emission yield of insulators and charging effects // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B. 2006. Vol. 244. P. 307–322.
4. Рау Э.И., Ефстафьева Е.Н., Адрианов М.В. Механизмы зарядки диэлектриков при их облучении электронными пучками средних энергий // Физика твердого тела. 2008. Т. 50, вып. 4.
5. Фейнман Р., Лейтон Р., Сэндс М. Фейнмановские лекции по физике. Т. 6: Электродинамика: пер. с англ. 3-е изд. М.: Эдиториал УРСС. ISBN 5-354-00704-6.

**УНИВЕРСАЛЬНЫЙ МЕТОД ИСПЫТАНИЯ
МЕХАНИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ
РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
СЛУЧАЙНОГО ВХОДНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ**

**METHOD FOR TESTING MECHANICAL AND
ELECTRICAL SYSTEMS USING
RANDOM INPUT EFFECTS**

А.О. Кузнецов

*Филиал Научно-производственного центра автоматике и приборостроение
им. академика Пилюгина – Производственное объединение «Корпус»,
Саратов, Россия*

android290414@gmail.com

A.O. Kuznetsov

*Academician Pilyugin Scientific – production Center of Automatics
and Instrument-making – Production Association «Korpus», Saratov, Russia*

android290414@gmail.com

Аннотация. Рассмотрена теоретическая и практическая реализация метода мгновенного частотного анализа механических и электрических систем.

Ключевые слова: пьезоэлектрический акселерометр, виброметр, АЧХ, ряд Фурье, измерительный канал, белый шум, спектр, гармонический осциллятор, метод испытаний.

Abstract. In this paper, we consider the theoretical and practical basis for implementing the method of instantaneous frequency analysis of mechanical and electrical systems, as well as complex combined devices based on them.

Keywords: piezoelectric accelerometer, vibrometer, frequency response, Fourier series, measuring channel, white noise, spectrum, harmonic oscillator, test method.

В современных условиях, согласно международному стандарту ИСО 9001-2015 и другим международным стандартам, принятым в РФ, предприятие обязано обеспечить качество продукции и ее безопасность [1]. При серийном производстве приборов инерционного принципа действия, таких как акселерометры, виброметры или их составных частей (усилителей), в целях контроля качества производится частотный анализ полосы пропускания, который осуществляется при помощи метода перебора частот с определенным шагом. Проверка таким методом всего диапазона полосы пропускания занимает длительное время, что расходует ресурс работы прибора, и не позволяет добиться высокой разрешающей способности. Также существует метод проверки с помощью единичного ступенчатого воздействия, который позволяет выявить исключительно резонансные собственные

частоты (анализ характера переходного процесса), но не позволяет оценить полосу пропускания. Предлагаемый в настоящей работе универсальный метод позволяет производить мгновенный частотный анализ одновременно на всем заданном диапазоне частот в реальном времени посредством входного воздействия, которое изменяется согласно модели некоррелированного белого шума, что наиболее приближено к реальным условиям эксплуатации изделия или его составных частей.

Основная часть

Из теории колебаний известно, что если осциллятор испытывает гармоническое внешнее воздействие с частотой ω , то в нем возбуждаются гармонические вынужденные колебания с той же частотой. Амплитуда этих колебаний тем больше, чем ω ближе к частоте собственных колебаний осциллятора [2]. Такая «избирательность» колебательной системы по отношению к частоте, проявляется с уменьшением коэффициента затухания – диссипативного сопротивления среды. В случае приложения внешнего гармонического воздействия к системе осцилляторов, имеющих малое затухание и обладающих различными собственными частотами, на него «отзовется» именно тот осциллятор, собственная частота которого равна или близка к частоте внешнего воздействия.

Таким образом, если на систему осцилляторов воздействует смесь гармоник, описываемая функцией (5), то на такое воздействие «отзовутся» исключительно те осцилляторы, собственные частоты которых близки или совпадают с какими-либо частотами из внешнего воздействия ω_k .

$$f(t) = \sum_k a_k e^{i\omega_k t}, \quad (1)$$

где a_k – амплитуда k -й гармоники; $e^{i\omega_k t}$ – функция суммы гармоник.

Набор рассматриваемых частот ω_k , в этом случае называется спектром функции $f(t)$, для данного случая – дискретный спектр. Однако, если взять интеграл по всем частотам, при бесконечно малом шаге интегрирования $d\omega$, получаем непрерывный спектр, имеющий вид:

$$f(t) = \int_{-\infty}^{\infty} F(\omega) e^{i\omega t} d\omega, \quad (2)$$

где F – спектральная плотность. Такой спектр может занимать весь диапазон частот ω , однако вне этого диапазона функция $F(\omega)$ равна нулю. Имея достаточное количество осцилляторов можно определить весь ход функции $F(\omega)$.

На рис. 1 приведена графическая реализация функции (6). На практике примером такой функции может служить стационарный белый шум, фрагмент которого представлен на рис. 3. Такой шум характеризуется равномерным распределением спектральных составляющих по всему частотному диапазону (рис. 1, пунктирной линией показано допустимое 5-процентное искажение амплитуды).

$$R_w = E[ww^T] = \sigma^2 I. \quad (3)$$

Белый шум можно описать вектором случайных чисел, при условии, что его среднее значение амплитуды равно нулю (7). Из описанного выше следует, что автокорреляционная матрица, описывающая модель белого шума R_w , представляет собой диагональную матрицу I с дисперсиями по главной диагонали.

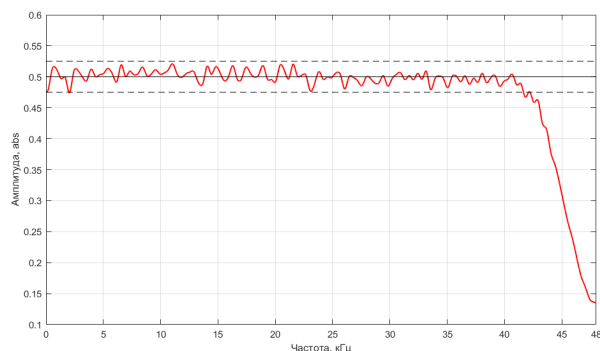


Рис. 1. Спектр входного воздействия

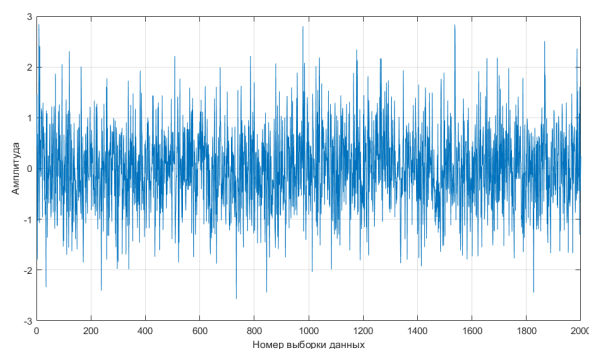


Рис. 2. Входное воздействие

Подавая белый шум (рис. 2) на вход исследуемого акселерометра и раскладывая выходной сигнал в ряд Фурье, получаем амплитудно-частотную характеристику (АЧХ) [3] измерительного канала, представленную на рис. 3.

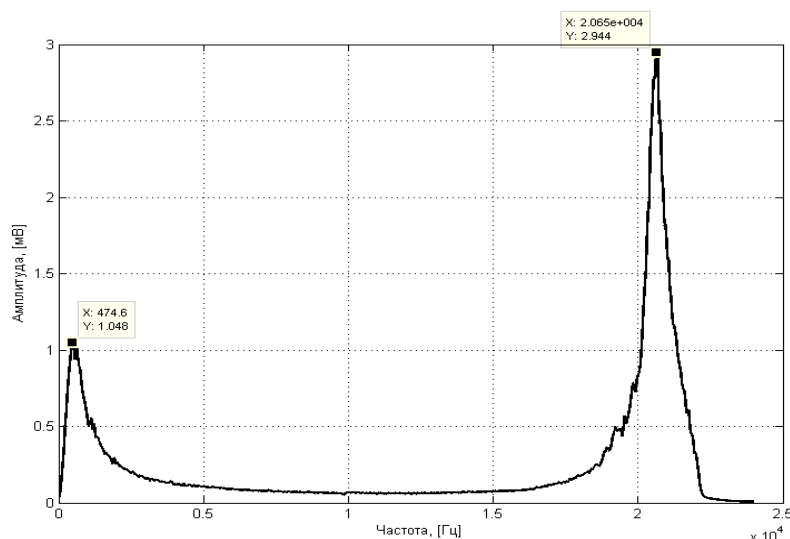


Рис. 3. АЧХ виброметра KD-36 (спектр выходного сигнала)



Рис. 4. Экспериментальная установка

Как видно, АЧХ виброметра KD-36 имеет два резонансных пика. Первый пик на частоте 474,6 Гц обусловлен упругостью подвеса подвижной части актуатора (виброметр KD-36 и магнит). Второй пик на частоте 20,65 кГц является собственной резонансной частотой чувствительного элемента виброметра KD-36.

Заключение

Таким образом, предложенный метод определения собственных частот механических и электрических систем в сравнении с традиционными методами (методом перебора частот и единичным ступенчатым входным воздействием) обладает рядом преимуществ, такими как проверка, производится в реальном времени (время Фурье-преобразования составляет менее одной секунды), при этом обеспечивается высокая разрешающая способность и точность определения резонансных пиков АЧХ. Кроме того, проверка производится на всем диапазоне частот одновременно, что позволяет выявить не только

все собственные резонансные частоты, но и определить полосу пропускания измерительного канала. Практическая реализация предлагаемого универсального метода на примере механической системы – пьезоэлектрического виброметра и измерительного усилителя позволила получить АЧХ и основные характеристики измерительного канала:

- собственная частота подвижной части актуатора 474,6 Гц;
- коэффициент динамичности подвижной части актуатора на резонансе 10,5;
- собственная резонансная частота виброметра KD-36 составила 20,65 кГц;
- коэффициент динамичности виброметра KD-36 на резонансе 29,5;
- рабочий частотный диапазон измерительного канала от 5 Гц (уровень 0,95) до 16 кГц (примерно 0,3 от значения собственной резонансной частоты виброметра);
- нелинейность АЧХ в рабочем частотном диапазоне не превышает 0,3 Дб;
- время замера менее 1 мин.

Отдельно стоит отметить, что разработанный универсальный метод не только полностью удовлетворяет требованиям стандартов [4, 5], но и дополняет известные методы испытаний, расширяя возможности и повышая качество экспериментальных исследований механических и электрических систем.

Список литературы

1. Брагин В.В., Безъязычный В.Ф. Современное управление организацией // Инженерный журнал. 2018. Прил. № 7(256). С. 1–12.
2. Курс теоретической механики: учебник для вузов / В.И. Дронг, В.В. Дубинин, М.М. Ильин [и др.] // под ред. К.С. Колесникова. 4-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 758 с.
3. Способ определения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с помощью сигнала «белый шум» / Р.С. Пальков, Е.В. Проценко, А.О. Кузнецов, С.Ф. Нахов // Труды ФГУП НПЦАП. Системы и приборы управления. 2019. №3 (49). С. 51–55.
4. ГОСТ Р 51502-99. Испытания на воздействие случайной широкополосной вибрации с использованием цифровой системы управления испытаниями. М., 1999.
5. ГОСТ 28220-89. Основные методы испытаний на воздействие внешних факторов. Часть 2. Испытания. Испытание Fd: Широкополосная случайная вибрация. М., 1989.

**РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИСТОЧНИКА ИОНОВ
СО СЛАБО РАСХОДЯЩИМСЯ ИОННЫМ ПУЧКОМ**

**CALCULATED AND EXPERIMENTAL STUDY OF A
HIGH-FREQUENCY SOURCE OF IONS WITH A
WEAKLY DIVIDING ION BEAM**

А.В. Мельников, А.И. Могулкин, В.В. Нигматзянов,
О.Д. Пейсахович¹, А.Ю. Купреева

*Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института
(Национального исследовательского университета), Москва, Россия*

¹oleg_peysakhovich@mail.ru

A.V. Melnikov, A.I. Mogulkin, V.V. Nigmatzyanov,
O.D. Peysakhovich¹, A.Y. Kupreeva

*Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics
of the Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

¹oleg_peysakhovich@mail.ru

Аннотация. Одним из приоритетов космической деятельности является обеспечение гарантированного доступа Российской Федерации в космос со всей территории страны. Возникающее в результате деятельности человека загрязнение околоземного космического пространства (ОКП) отработавшими объектами космической техники, фрагментами их распада или столкновений представляет собой техногенную угрозу осуществления космической деятельности. Дальнейшее освоение ОКП требует анализа источников возникновения объектов космического мусора (ОКМ), процессов эволюции ОКМ, максимально детальных знаний текущей обстановки в ОКП в части ОКМ, выработки решений по борьбе с дальнейшим засорением и принятия мер по очистке ОКП. Тенденции засорения околоземного космического пространства ОКМ техногенной природы, в качестве которых выступают космические аппараты (КА), закончившие свое активное существование, но не уведенные с рабочих орбит; разгонные блоки, осуществлявшие вывод КА на рабочие орбиты в окрестности геостационарной орбиты (ГСО), фрагменты КА и разгонных блоков, образовавшиеся в результате преднамеренного или случайного столкновения КА и разгонных блоков между собой и с ОКМ естественного происхождения. Проблема борьбы с ОКМ приобрела в настоящее время исключительную актуальность, которая может быть сформулирована следующим образом: если в ближайшие десятилетия не будет осуществлен переход на новые технологии эксплуатации ракетно-космической техники с целью предотвращения образования ОКМ, то через 50–60 лет уровень засорения ОКП существенно затруднит дальнейшую космическую деятельность, что, в свою очередь, негативно повлияет на экономику и создаст угрозу осуществления космической деятельности в мире и Российской Федерации в частности.

Ключевые слова: инжектор ионов, воздействие на объекты космического мусора, слабо расходящийся ионный пучок, щелевая ионно-оптическая система.

Abstract. One of the priorities of space activities is to ensure guaranteed access of the Russian Federation to space from all over the country. The resulting human activity contamination of near-earth space (NSR) with spent space technology objects, fragments of their decay or collisions is a technogenic threat to the implementation of space activities. Further development of the NSR requires an analysis of the sources of space debris objects (SDO), the processes of evolution of the SDO, the most detailed knowledge of the current situation in the NSR in terms of SDO, the development of solutions to combat further clogging and the adoption of measures to clean the OCW. The tendencies of the near-earth space contamination of the RCM of a technogenic nature, which are space vehicles (SV) that have ended their active existence, but have not been removed from working orbits; upper stages, which carried out the launch of the spacecraft into working orbits in the vicinity of the geostationary orbit (GSO), fragments of the spacecraft and upper stages formed as a result of an intentional or accidental collision of the spacecraft and upper stages with each other and with the RCM of natural origin;

The problem of combating SDO has acquired an exceptional urgency, which can be formulated as follows: if in the coming decades there is no transition to new technologies for the operation of rocket and space technology in order to prevent the formation of SDO, then in 50-60 years the level of clogging of the NSR is significant will complicate further space activities, which, in turn, will negatively affect the economy and pose a threat to the implementation of space activities in the world and in the Russian Federation in particular.

Keywords: ion injector, impact on space debris objects, weakly diverging ion beam, slit ion-optical system.

Цели работы – исследование вопросов применения сервисных космических аппаратов и разработка источника ионов для бесконтактного увода объектов космического мусора, путем воздействия на объект космического мусора высокоэнергичным, слабо расходящимся ионным пучком.

Задачи работы

Задачей данной работы является анализ методов и способов решения проблем ограничения и снижения техногенного засорения ОКП с использованием перспективных сервисных КА (СКА) для увода объектов КМ из зоны рабочих орбит, основанный на анализе источников возникновения ОКМ, оценке текущей обстановки в ОКП в части ОКМ, причин и динамики роста ОКМ.

Основное содержание

Создан лабораторный образец (ЛО) высокочастотного инжектора ионов (ВЧИИ), с рабочим диаметром ионно-оптической системы (ИОС) 100 мм и цилиндрической газоразрядной камерой (ГРК) для решения задачи формирования слабо расходящегося клиновидного ионного пучка (ИП). Однако, конструкция ЛО имела некоторые недостатки. При подготовке повторных экспериментов была проведена модернизация конструкции модели. Модернизированная модель получила рабочий диаметр ИОС 160 мм.

Проведенные расчеты и последующие эксперименты показали, что минимум полуугла расходимости ИП реализуется при использовании щелевой ИОС принятой геометрии. Экспериментально была показана возможность формирования ИП клиновидной формы с углами расходимости, не превышающими 4° . Решение задачи получения слабо расходящегося

ИП требует, в частности, применения плоских электродов. В модели с рабочим диаметром ИОС 100 мм использовались две модификации электродов из углерода, выполненных по различным технологиям. Достигнута плотность ионного тока на уровне 60 А/м^2 . Тягоизмерительное устройство с специальным экраном, имитирующим ОКМ, зафиксировало тягу 10,2 мН. По результатам, дополнительных экспериментов стало возможным интеграция целевой ИОС в лабораторный образец с рабочим диаметром ИОС 160 мм, для экспериментального исследования его характеристик в диапазоне энергии ионов до 2000 эВ и плотности ионного тока до 60 А/м^2 . Габарит источника был увеличен до рабочего диаметра 160 мм, в связи с этим был осуществлен переход на полусферическую ГРК. По результатам проведенных экспериментов авторским коллективом была разработана усовершенствованная конструкция ионного источника увеличенного габарита.

Новизна

Разработан и испытан высокочастотный источник ионов со слабо расходящимся ионным пучком для увода ОКМ с помощью ионного пучка, в котором связь между ОКМ и СКМ осуществляется посредством воздействия ускоренных ионов на уводимый объект.

Увод КА в конце срока активного существования (САС) на более высокие орбиты за счет собственной двигательной установки сопряжен с проблемами:

- имеет место высокий технический риск (относительная малая надежность выполнения операции увода), так как увод производится в конце САС, а большинство критических отказов основных служебных систем КА, вероятность которых существенно возрастает с приближением окончания срока эксплуатации КА, приводят к невозможности выполнения этой операции;

- затрачивается рабочее тело на увод с рабочей орбиты, количество которого к тому же труднопрогнозируемо в связи с достаточно большими САС современных КА, до 18 лет.

Способ увода крупных ОКМ ионным пучком нечувствителен к указанным выше негативным факторам других способов увода ОКМ, поскольку механического в прямом смысле контакта между ОКМ и СКА не создается.

Полученные и ожидаемые результаты

Результаты, достигнутые в рамках выполнения работ:

- проведена разработка физико-математических моделей процессов, происходящих в ЛОВЧИИ;

- проведены расчеты геометрии ИОС;

- представлены результаты расчета интегральных характеристик ЛОВЧИИ;

- проведено моделирование тепловых и термомеханических процессов в ВЧИИ;

- представлены ожидаемые температурные поля в элементах конструкции ЛОВЧИИ;

- определены величины возможных прогибов электродов ИОСЛОВЧИИ в процессе теплового нагружения;

- измерены или определены расчетным путем импульсы тяги разработанных лабораторных образцов;

- экспериментально подтвержден рассчитанный полуугол расходимости.

Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в РКП

Дальнейшее проведение работ в рамках опытно-конструкторской работы позволит разработать бортовой инжектор ионов для очистки ОКП в составе СКА, а также отработать систему управления и воздействия ИП на управляемый ОКМ.

Благодарность

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта в форме субсидии из федерального бюджета для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных организациях высшего образования, научных учреждениях и государственных научных центрах Российской Федерации (Соглашение № 075–15–2019–1894 от 3 декабря 2019 года). Уникальный идентификатор соглашения: RFMEFI60419X0211.

СОЗДАНИЕ ПРОГРАММНОЙ МОДЕЛИ МАРШЕВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С БОЛЬШОЙ ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТЬЮ

CREATION OF A SOFTWARE MODEL OF A MARCH ELECTRIC ROCKET PROPULSION SYSTEM AS A COMPOSITION OF A SPACE VEHICLE WITH A LARGE POWER EQUIPMENT

С.П. Петровская

Конструкторское бюро «Арсенал» им. М.В. Фрунзе, Санкт-Петербург Россия

sofyapp25@gmail.com

S.P. Petrovskaya

Design Bureau «Arsenal» named after M.V. Frunze, St. Petersburg Russia

sofyapp25@gmail.com

Аннотация. Перспективным направлением в современной космической технике является использование электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) в качестве маршевой двигательной установки, осуществляющей довыведение космического аппарата (КА) на рабочую орбиту. Однако такое решение связано с необходимостью проведения оптимизации энергоустановки аппарата и характеристик ЭРДУ, таких как удельный импульс и тяга.

В рамках данного исследования разработана программная модель, позволяющая проанализировать и определить оптимальный состав энергодвигательной установки (ЭДУ) КА для решения поставленных задач при перелете в околоземном пространстве на ранних этапах проектирования в условиях неопределенности исходных данных. Разработанная программная модель позволяет оптимизировать различные структуры ЭДУ КА, и проводить оптимизацию по выбранному параметру и критерию оптимальности.

Для примера, в работе рассмотрено несколько вариантов перелета КА с различных высот опорных орбиты, определены зависимости массы ЭДУ и времени перелета до конечной орбиты от основных удельных характеристик двигателя, таких как удельный импульс и тяга, при этом рассмотрены различные варианты построения структуры ЭДУ КА: на базе солнечной энергетической установки и ядерной энергетической установки.

Ключевые слова: космический аппарат, энергодвигательная установка, электроракетный двигатель, электроракетная двигательная установка, перелёты с малой тягой, удельные характеристики двигателя, солнечная установка, ядерная энергетическая установка, оптимизация состава космического аппарата.

Abstract. A promising direction in modern space technology is the use of an electric rocket propulsion system (ERPS) as a march propulsion system that carries out additional

launch of a spacecraft (SC) into a working orbit. However, this decision is associated with the need to optimize the power plant of the spacecraft and the characteristics of the EPP, such as specific impulse and thrust.

Within the framework of this study, a software model has been developed that allows one to analyze and determine the optimal composition of the power propulsion system (PPS) of the spacecraft to solve the assigned tasks at the early stages of design, such as flying in near-earth space under conditions of uncertainty in the initial data. The developed program model allows to optimize various structures of the spacecraft PPS, and to carry out optimization according to the selected parameter and criterion of optimality.

As an example, the study considers several variants of spacecraft transfer from different heights of the reference orbit, determines the dependences of the PPS mass and flight time to the final orbit on the main specific characteristics of the engine, such as specific impulse and thrust, while considering various options for constructing the structure of the PPS SC: the base of a solar power plant and a nuclear power plant.

Keywords: spacecraft, power propulsion system, electric propulsion, electric rocket propulsion system, low-thrust flights, specific characteristics of the engine, solar power system, nuclear power system, optimization of composition of spacecraft.

В настоящее время электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) значительно расширили область своего применения. Они позволяют существенно снизить массу запасаемого топлива на борту космического аппарата (КА), что позволяет устанавливать полезную нагрузку большей массы.

Перспективным направлением является использование ЭРДУ в качестве маршевой двигательной установки, осуществляющей довыведение КА на рабочую орбиту. Однако такое решение связано с необходимостью оптимизации энергоустановки аппарата и характеристик ЭРДУ, таких как удельный импульс и тяга.

На сегодняшний день главной проблемой применения таких решений является отсутствие упрощённых математических моделей, позволяющих оптимизировать параметры энергодвигательной установки (ЭДУ) КА на ранних этапах проектирования изделия.

В рамках работы была поставлена задача разработки математической модели, позволяющей оптимизировать основные характеристики двигательной установки (тягу и удельный импульс) и определить их влияние на энергетическую установку (ЭУ), и, как следствие, на изделие в целом. При этом разрабатываемая модель должна позволять рассматривать различные структуры ЭДУ КА и проводить оптимизацию по выбранному параметру и критерию оптимальности.

В рамках исследования рассматривается два варианта ЭДУ: на базе солнечных батарей и на базе ядерной энергетической установки (ЯЭУ) с термоэмиссионным преобразованием.

Для примера более подробно рассмотрим вариант структуры ЭДУ на базе солнечной батареи, как наиболее широко применяемой. В нее входят: электроракетная двигательная установка, аккумуляторная батарея (АБ), обеспечивающая питание ЭРДУ на теневых участках орбиты и солнечная батарея (СБ), обеспечивающая заряд АБ и питание ЭРДУ на освещённых участках орбиты.

В качестве расчётного случая рассмотрим самый тяжёлый режим – перелёт с низкой опорной орбиты на геостационарную орбиту (ГСО). В этом случае график

энергопотребления будет иметь вид, представленный на рис. 1. Для расчёта была составлена математическая модель для определения характеристик систем ЭДУ.

Так как перелёт осуществляется с помощью ЭРДУ, то траектория полёта представляет собой спиральную орбиту. В качестве допущения будем полагать, что энергопотребление на каждом участке приращением в 1000 км постоянное и определяется нижней границей переходной орбиты. Кроме того, сделаем допущение, что нижняя граница переходной орбиты является круговой.

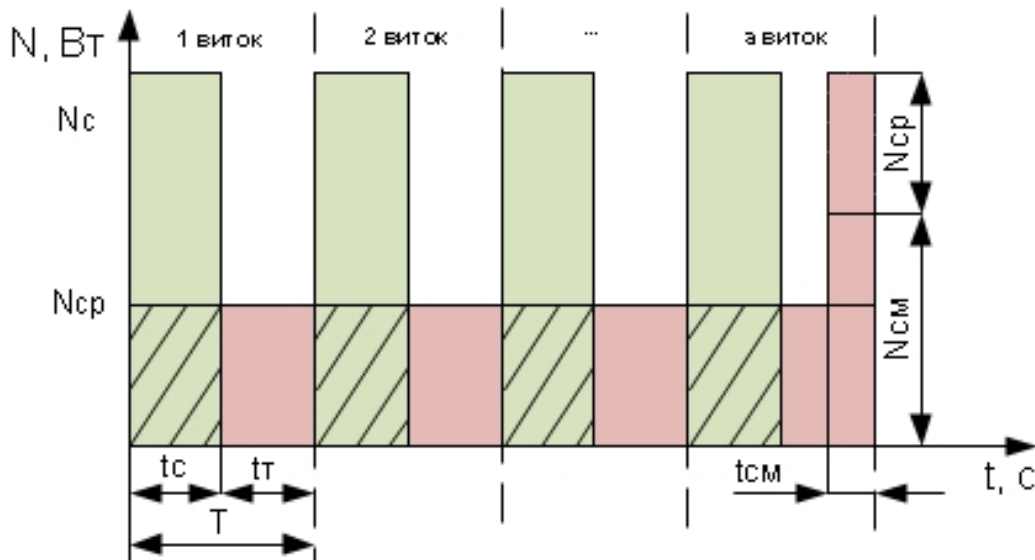


Рис. 1. Типовой график энергопотребления КА при работе ЭРДУ

Тогда, время нахождения на солнечных и теневых участках орбиты на каждом интервале перелёта высотой 1000 км будет соответственно равно [1]:

$$t_c = T \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi} \cdot \arcsin \left(\frac{R_3}{R_3 + h} \right) \right), \quad (1)$$

$$t_m = T - t_c, \quad (2)$$

где T – период обращения КА вокруг Земли (виток); R_3 – радиус Земли; h – высота орбиты КА.

При перелёте с помощью ЭРДУ потребление энергии происходит на протяжении всего витка, поэтому необходимая мощность СБ находится из условия баланса мощностей, с учётом необходимости заряда АБ [2]:

$$N_C = \frac{1}{t_c \cdot \eta} \cdot (N_{cp} + N_{ЭРДУ}) \cdot t_m + N_{cp} + N_{ЭРДУ}, \quad (3)$$

где η – КПД АБ; N_{cp} – среднесуточное потребление мощности системами КА; $N_{ЭРДУ}$ – потребляемая мощность ЭРДУ.

При этом мощность, потребляемая ЭРДУ, может быть определена следующим соотношением, справедливым для всех типов электроракетных двигателей:

$$N_{ЭРДУ} = \frac{P \cdot I_{уд}}{2 \cdot \gamma}, \quad (4)$$

где P – тяга двигателя; $I_{уд}$ – удельный импульс маршевой двигательной установки (МДУ); γ – коэффициент ЭРД.

Массу СБ при этом можно оценить на основании известных удельных характеристик [3] следующим отношением:

$$m_{СБ} = \frac{N_C}{N_{уд.СБ}}, \quad (5)$$

где $N_{уд.СБ}$ – удельная мощность СБ.

Масса АБ определяется аналогично (5), однако необходимо учесть требуемое количество циклов заряда-разряда для обеспечения работоспособности на протяжении всего срока активного существования КА:

$$m_{АБ} = \max \left(\frac{N_{АБ}}{N_{уд.АБ}}; \frac{N_{АБ} \cdot t_m}{E_{уд.АБ}} \right) \cdot \text{ceil} \left(\frac{k}{k_{доп}} \right), \quad (6)$$

где $N_{АБ}$ – запас мощности для потребления системами КА и ЭРДУ; k – количество циклов заряда и разряда АБ за время активного существования; $N_{уд.АБ}$ – удельная мощность АБ; $E_{уд.АБ}$ – удельная энергоёмкость АБ; $k_{доп}$ – допустимое количество циклов заряда и разряда.

Масса ЭРДУ определяется суммой масс, входящих в нее элементов:

$$m_{ЭРДУ} = 2 \cdot m_{ЭРД} + m_{СПУ} + 2 \cdot m_{рт}, \quad (7)$$

где $m_{ЭРДУ}$ – масса электроракетных двигателей (ЭРД); $m_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления (СПУ), $m_{рт}$ – масса рабочего тела.

Основной сложностью при расчёте является необходимость учёта гравитационных потерь, которые существенно сказываются на потребных запасах характеристической скорости, а, следовательно, и массе запасаемого рабочего тела. Особенно это обстоятельство важно при расчёте аппаратов с ЭРДУ, так как значение гравитационных потерь в большей степени определяется тяговооруженностью КА. Из литературы [4] известно следующее соотношение для определения гравитационных потерь:

$$\Delta v_{gp} = \frac{\Delta v}{\frac{a_0^2 \cdot h^3}{2,125 \cdot 10^{-2} \cdot K \cdot I_{уд}^2 \cdot \left[1 - e^{-\frac{\Delta v}{I_{уд}}} \right]^2} - 1}, \quad (8)$$

где Δv – потребное приращение скорости на активном участке; a_0 – ускорение КА от тяги МДУ в начале активного участка; h – удаление активного участка от центра Земли; K – гравитационный параметр Земли.

Другим сложным обстоятельством при расчёте является необходимость определения длительности перелёта в зависимости от тяги и удельного импульса ЭРДУ при движении по спиральной траектории. Для оценочных расчётов можно воспользоваться аналитической зависимостью [5–7]:

$$\tau = \frac{m_{КА} \cdot I_{уд}}{P} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta v_{хар}}{u}} \right), \quad (9)$$

где $\Delta v_{хар}$ – приращение характеристической скорости; u – скорость истечения рабочего тела.

Затраты характеристической скорости при этом определяются численно с учётом принятых ранее допущений и гравитационных потерь (8):

$$\Delta v_{хар} = v \cdot \frac{\Delta h}{h} + \Delta v_{гр}, \quad (10)$$

где v – скорость КА; Δh – изменения расстояния от активного участка до центра Земли.

Система уравнений (1)–(10) решается совместно и позволяет определить требования к ЭДУ в зависимости от тяги и удельного импульса.

Например, одним из ключевых параметров при использовании ЭРДУ в качестве маршевой двигательной установки для довыведения КА является время перелёта до конечной орбиты. На рис. 2 представлены графики зависимости времени перелёта с опорной орбиты высотой 10 000 км до геостационарной орбиты.

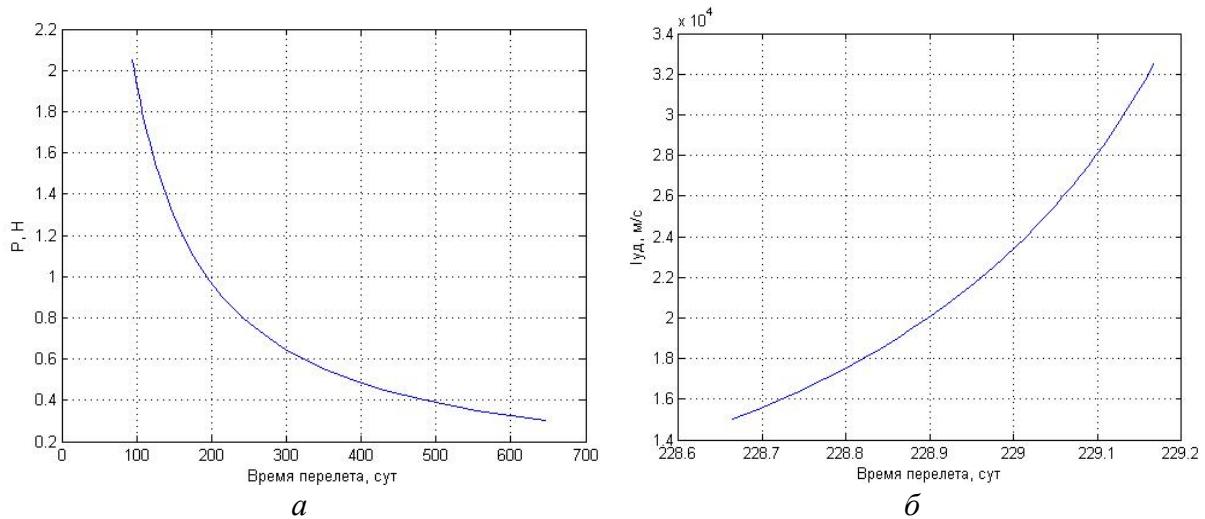


Рис. 2. Зависимость времени перелёта от тяги ЭРДУ (а), зависимость времени перелёта от удельного импульса (б)

Расчёт времени перелёта от удельного импульса производился с зафиксированным значением тяги одного двигателя, равным 0,3 Н, и двумя двигателями в составе ЭРДУ. Из графика видно, что с увеличением удельного импульса наблюдается лишь незначительное увеличение времени перелёта, связанное с повышением массы ЭДУ, и, как следствие, гравитационных потерь.

Однако также необходимо учесть и изменение массы ЭДУ при варьировании тяги и удельного импульса. На рис. 3 представлены графики зависимости массы ЭДУ от тяги при перелёте с опорных орбит разных высот.

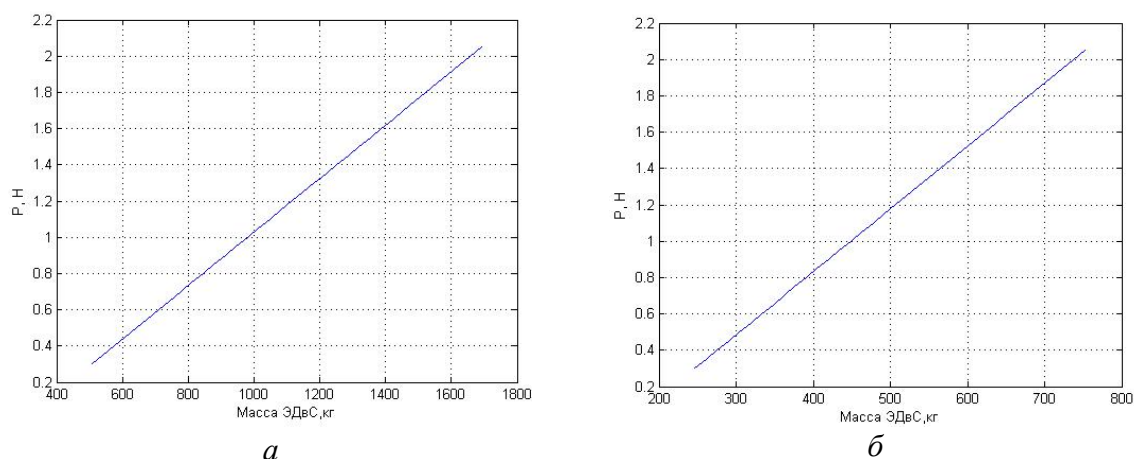


Рис. 3. Зависимость массы ЭДУ от тяги при перелёте с опорной орбиты высотой 10 000 км (а), зависимость массы ЭДУ от тяги при перелёте с опорной орбиты высотой 30 000 км (б)

При увеличении высоты опорной орбиты существенно снижается начальная масса ЭДУ. Это обстоятельство связано с тем, что существенно расширяется участок освещённой орбиты, что приводит снижению массы АБ и СБ. При этом характер изменения графика остаётся одинаковым при изменении тяги ЭРДУ [8].

На рисунке 4 представлены аналогичные графики зависимости массы ЭДУ от удельного импульса при перелёте с опорных орбит разных высот. Аналогично наблюдается существенное снижение начальной массы ЭДУ при увеличении высоты начальной орбиты. Однако необходимо отметить существенное изменение темпа роста массы ЭДУ с увеличением высоты опорной орбиты. Подобно построению математической модели для ЭДУ на базе СБ, в программную модель была также включена ЭДУ на базе ЯЭУ. Подробно описание данной математической модели приведено в [9].

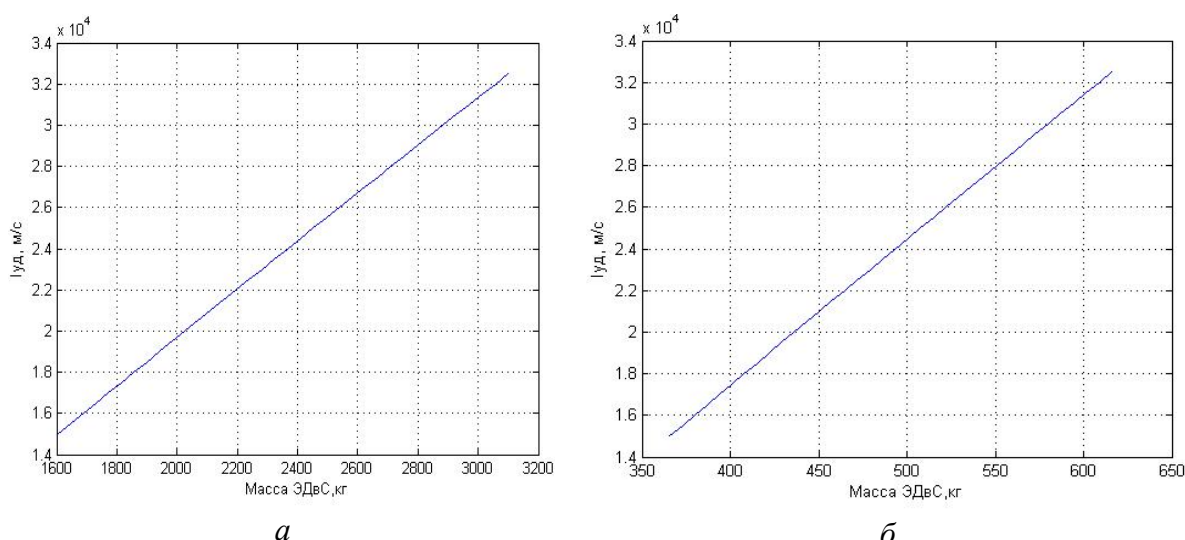


Рис. 4. Зависимость массы ЭДУ от удельного импульса при перелёте с опорной орбиты высотой 10 000 км (а), зависимость массы ЭДУ от удельного импульса при перелёте с опорной орбиты высотой 30 000 км (б)

Следующим этапом построения программной модели является учет влияния изменения наклона средствами ЭРДУ и возможность изменения наклона при пусках с разных космодромов.

Существенное влияние на длительность перелета оказывает значение характеристической скорости, которая в свою очередь зависит от типа перелета (низкоорбитальный, высокоорбитальный). Рассмотрен перелёт в околоземном пространстве в пределах от 10 000 до 40 000 км по спиралевидной траектории, с учётом изменения наклона стартовой орбиты (при пуске КА с космодрома Плесецк и космодрома Байконур), график зависимостей представлен на рис. 5, а.

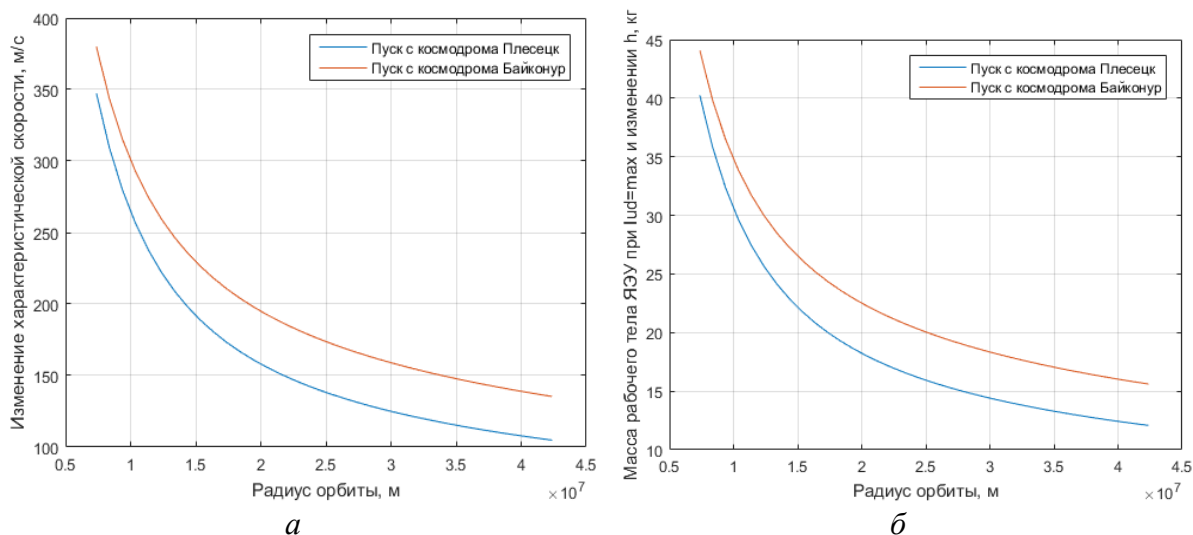


Рис. 5. Изменение параметров КА, с учётом изменения радиуса конечной орбиты от: характеристической скорости (а), массы рабочего тела (б)

На основании данных рис. 5, а, можно сделать вывод о том, что изменение характеристической скорости зависит от значений баллистических параметров, таких как начальное и конечное наклонение орбиты, радиус стартовой и конечной круговой орбиты. При этом характер изменения зависимостей не изменяется, а влияние оказывается на темп изменения характеристической скорости.

Дополнительно рассмотрены зависимости массы рабочего тела КА с использованием ЯЭУ от радиуса конечной орбиты при перелете с максимальным значением удельного импульса равным 21 800 м/с при различных наклонениях стартовой орбиты, представленные на рис. 5, б. Расчет ЭДУ на базе ЯЭУ большой энерговооруженности производился аналитически в соответствии с [10].

Из данных рис. 5, б, наблюдаем, что на изменение массы рабочего тела значительное влияние оказывает значение наклона стартовой орбиты, из которого следует, что при увеличении радиуса конечной орбиты масса рабочего тела КА с ЯЭУ уменьшается по зависимости, имеющей экспоненциальный характер. При этом очевидно, что тип ЭУ, используемой в составе КА, на значение массы рабочего тела КА не оказывает влияния.

Разработанная программная модель также позволяет провести сравнительный анализ различных типов ЭДУ и произвести выбор, оптимальный по заданным критериям.

На рис. 6 представлены графики изменения массы ЭДУ с учётом изменения удельного импульса ЭРДУ и выборе ЭУ в составе КА.

Расчет массы для различных видов ЭУ, используемых в составе КА, от удельного импульса производился с зафиксированным значением тяги, равным 0,3 Н, и двумя двигателями в составе ЭРДУ, что представлено на рис. 6, а.

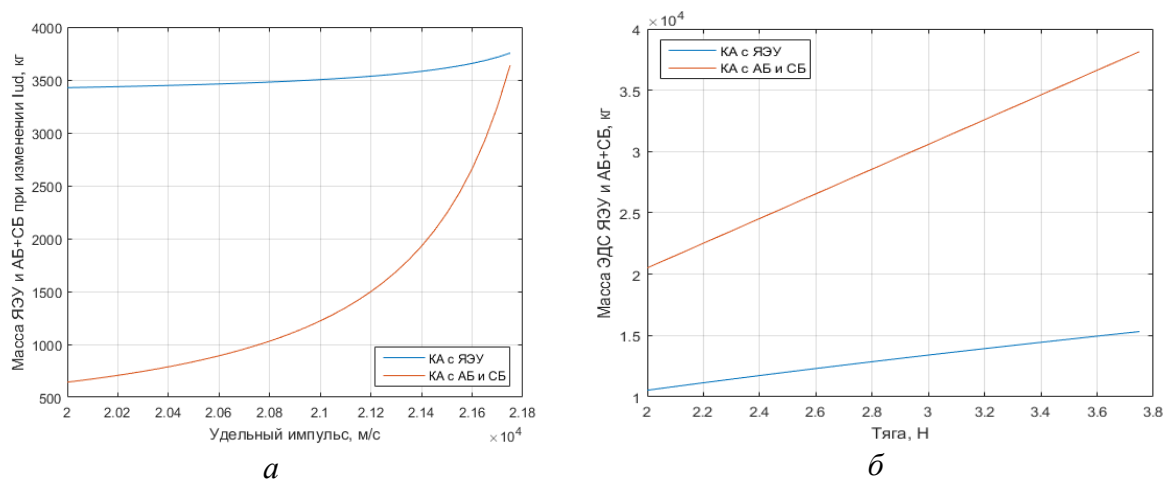


Рис. 6. Изменение массы ЭДУ: с учётом изменения удельного импульса ЭДУ (а), с учетом изменения тяги ЭДУ (б)

На основании полученной зависимости можно сделать вывод о том, что использование АБ и СБ в качестве ЭУ КА при перелёте в околоземном пространстве нецелесообразно, поскольку приводит к существенному увеличению массы ЭУ при нарастании удельного импульса ЭДУ КА от 20 000 м/с и, как следствие, снижает оперативность маневров.

Необходимо также отметить, что при увеличении удельного импульса более 21 600 м/с для ЭУ на базе АБ+СБ график вырождается в прямолинейную зависимость, дальнейшее увеличение его становится нецелесообразным. Однако для ЭУ на базе ЯЭУ такой вывод не актуален.

На рис. 6, б, представлены графики изменения массы ЭДУ, с учётом изменения тяги ЭДУ и выборе ЭУ в составе КА.

Расчет массы ЭДУ от тяги производился с зафиксированным значением удельного импульса ЭРДУ, равным 20 000 м/с. Из графика наблюдаем, что при увеличении значений тяги ЭРДУ возрастает масса ЭДУ. При этом необходимо отметить изменение темпа роста массы ЭДУ при использовании различных видов энергетической установки. Из данного графика можно сделать вывод о том, что при перелёте в околоземном пространстве увеличение тяги нецелесообразно при перелёте КА с помощью АБ и СБ, поскольку это приводит к резкому увеличению массы ЭДУ в целом, и как следствие снижению оперативности маневров.

Таким образом, представленная программная модель позволяет провести сравнительный анализ различных вариантов ЭДУ, в том числе перспективных, с использованием ЯЭУ, для решения различных задач перелетов в околоземном пространстве и на ранних этапах проектирования провести выбор в пользу оптимального состава ЭДУ, и определить те задачи, выполнение которых представляется наиболее рациональным средствами ЭРДУ.

Список литературы

1. Эльясберг П.Е. Введение в теорию движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 542 с.
2. Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение: учебное пособие. М.: Резолит, 2007. 272 с.
3. Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 7. С. 1–20.
4. Ермолаев В.И., Чилин Ю.Н., Наркевич Н.Н. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов. СПб.: Типография ФГУП ЦКБ «Рубин», 2003. 585 с.
5. Суханов А.А. Астродинамика. М.: Изд. ИКИ РАН, 2010. 204 с.
6. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. 410 с.
7. Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. М.: Наука, 1965. 338 с.
8. Актуальные проблемы ракетно-космической техники: сборник материалов конференции / под ред. Р.Н. Ахметова. Самара: АО «РКЦ «Прогресс», 2019. Т. 1. С. 30–35.
9. Электронные и электромеханические системы и устройства: тез. докл. XX науч.-техн. конф. (16-17 апр. 2020 г., Томск), АО «НПЦ «Полус». Томск, 2020. С. 56–57.
10. Новиков Ю.А., Ермолаев В.И. Оптимизация структуры и параметров энерго-двигательных систем большой энерговооруженности // Вестник СибГАУ. 2017. Т. 17, № 4. С. 989–996.

СХЕМЫ ДОППЛЕРОВСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАЗЕМНЫМИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ

SCHEMES OF DOPPLER MEASUREMENTS OF THE RADIAL VELOCITY OF SPACE VEHICLES BY GROUND RADIO TECHNOLOGY

Э.Р. Закиров

Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, Химки, Москва

tсенre0@gmail.com

E.R. Zakirov

Scientific and Production Association named after S.A. Lavochkin, Khimki, Moscow

tсенre0@gmail.com

Аннотация. В работе рассматривается Допплеровский метод измерения радиальной скорости с использованием различного числа наземных станций и схем передачи сигнала. Наибольшей точностью обладает схема трехпутевого доплеровского измерения. Отмечено, что точность измерений данным методом зависит от диапазона (S, X или Ka), угла между направлениями от Земли на Солнце и КА, а также интервала осреднения.

Ключевые слова: космический аппарат, доплеровский измеритель, измерение скорости.

Abstract. The paper considers the Doppler method for measuring the radial velocity using a different number of ground stations and signal transmission schemes. The three-way Doppler measurement scheme has the highest accuracy. It is noted that the accuracy of measurements by this method depends on the range (S, X or Ka), the angle between the directions from the Earth to the Sun and the spacecraft, as well as the averaging interval.

Keywords: spacecraft, Doppler meter, velocity measurement.

Допплеровские измерения радиальной скорости играют существенную роль в оперативном баллистическом обеспечении полётов космических аппаратов (КА) [1].

Допплеровские измерения скорости космического аппарата (КА) можно проводить с использованием нескольких схем [2].

Простейший вариант носит название беззапросная, или однопутевая схема доплеровских измерений. По этой схеме КА излучает сигнал, а наземная станция, например в Медвежьих Озёрах, (далее Н2) принимает этот сигнал. По отклонению частоты принимаемого сигнала вычисляется радиальная скорость. Формально схему можно изобразить так:

$$\text{КА} \rightarrow \text{Н2} . \quad (1)$$

Более эффективная схема двухпутевого доплеровского измерения выглядит так:

$$\text{Н1} \rightarrow \text{КА} \rightarrow \text{Н2} . \quad (2)$$

В соответствии с этой схемой наземная станция (например в Уссурийске, далее Н1) излучает сигнал. КА переизлучает сигнал и его принимает наземная станция Н2 (не исключён вариант, что передающая и приёмная антенны расположены на одной станции, т.е. Н2 = Н1). Измерения по схеме (2) более точные, чем по схеме (1). Именно эта схема была успешно использована в проекте «Спектр-Р» [3].

Точность измерения можно ещё увеличить, используя схему трёхпутевого доплеровского измерения



Здесь появляется ещё одна наземная станция (например в Евпатории, далее Н3). Н2 может совпадать с Н1, но Н2 и Н3 – заведомо разные станции. Дело в том, что измерения разности радиальных скоростей разных измерительных пунктов позволяет измерить скорость КА в направлении, ортогональном линии визирования КА – Земля. Эта схема измерений была впервые реализована в отечественной космонавтике при реализации лунной программы [4].

Принцип измерения разности радиальных скоростей заключается в том, что когерентные измерения доплеровской частоты проводятся одновременно в трёх пунктах – главном (Н1) и двух ведомых (Н2 и Н3).

Пункты переизлучают сигнал на КА, а на Н1 принимаются и измеряются частоты переизлучённых сигналов.

Вопросы создания аппаратуры, обеспечивающей трёхпутевые доплеровские измерения, рассмотрены в [5, 6]. Пусть излучение сигнала осуществляется с антенны Н1, а прием сигнала после переизлучения с КА выполняется на антенны Н1 и Н2. Для слежения за сигналом, принимаемом на Н2, необходимо знать частоту сигнала, который излучается с Н1 на КА. В DSN (DeepSpaceNetwork – сеть дальней космической связи НАСА) для этого используется стандартный набор частот [5]. Следует отметить, что для отечественных КА такой подход неприемлем, так как на отечественных КА для исследования дальнего космоса предусмотрена очень узкая полоса частот для входного сигнала. Поэтому для реализации трёхпутевых доплеровских измерений в отечественной космонавтике необходимо предусмотреть возможность поиска и регистрации сигнала в широкой полосе частот на антенне Н2. При обработке параметров сигнала, принятого на Н2, необходимо использовать программу работы по частоте при излучении сигнала с Н1.

Вопросы точности измерений рассмотрены в [7, 8]. Показано, что точность измерений трёхпутевых доплеровских измерений зависит от диапазона (S, X или Ka), угла между направлениями от Земли на Солнце и КА, а также интервала осреднения. Показано, что при использовании X-диапазона, длительности интервала осреднения 1000 с и угла между направлениями от Земли на Солнце и КА больше 15°, – СКО ошибки измерений менее 0,1 мм/с.

Информационная ценность измерений разности радиальных скоростей тем выше, чем больше расстояние между измерительными станциями. На наиболее ответственных участках полёта космического аппарата (КА) измерения необходимо проводить по следующей схеме. Один измерительный пункт (Н1) проводит сеанс запросных измерений. Другие измерительные пункты (Н2, Н3) измеряют доплеровский сдвиг сигнала, излучаемого с борта КА. Совместная обработка измерений с двух или более измерительных пунктов позволит получить измерения доплеровского сдвига по нескольким трассам:

$$\text{H1} - \text{КА} - \text{H1} \text{ и } \text{H1} - \text{КА} - \text{H2};$$

$$\text{H1} - \text{КА} - \text{H1} \text{ и } \text{H1} - \text{КА} - \text{H3};$$

Измерение радиальной скорости по двум трассам позволяет получить оценку скорости в плоскости, ортогональной радиальному направлению, если использовать

разность измеряемых величин доплеровского сдвига, полученных на разных измерительных пунктах по вышеуказанным трассам.

Данный тип измерений получил название трёхпутевого доплера (два пути Н1 – КА – Н1, третий путь КА – Н2).

Список литературы

1. Баллистико-навигационное обеспечение полёта космического аппарата «Спектр-Р» / Г.С. Заславский, М.В. Захваткин, И.С. Ильин, В.В. Корянов, А.С. Самохин, В.А. Степаньянц, Д.А. Тучин, В.А. Шишов, В.С. Ярошевский // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1 (74). С. 15–29.

2. Лю Ц. Теория и технологии передачи ТТ&С (телеметрия, отслеживание, управление) космических аппаратов. М.: ТЕХНОСФЕРА, 2018. 632 с.

3. Навигационное обеспечение научной миссии «Радиоастрон» / М.В. Захваткин, Ю.Н. Пономарев, В.А. Степаньянц, А.Г. Тучин // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 1– 11. DOI: 10.7868/S0023420614050136.

4. Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников / Э.Л. Аким, И.К. Бажинов, В.П. Павлов, В.Н. Почукаев; под ред. В.С. Авдуевского. М.: Машиностроение, 1984. 288 с.

5. Analysis of Three-Way Doppler Tracking Data from the Lunar Reconnaissance Orbiter Mission / E.S. Smith [et al.] // AIAA, 2010. Vol. 2331. 23 p.

6. Spacecraft Doppler tracking: Noise budget and accuracy achievable in precision radio science observations / S.W. Asmar [et al.] // Radio Science. 2005, Vol. 40, RS2001, P. 9. DOI:10.1029/2004RS003101.

7. DSN Telecommunications Link. Design Handbook. 202, Rev. B. 34-m and 70-m Doppler. Released September 30, 2010. California Institute of Technology, 2010. 20 p.

8. Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса / под ред. Е.П. Молотова, А.Г. Тучина. М.: Радиотехника, 2016. 232 с.

**УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ
СОБСТВЕННОСТЬЮ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

**INTELLECTUAL PROPERTY MANAGEMENT
IN THE ROCKET AND SPACE INDUSTRY**

Е.С. Шкодина

*Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королева, Самара, Россия*

shkodina.elizaveta@yandex.ru

E.S. Shkodina

*Samara National Research University
named after academician S.P. Korovov, Samara, Russia*

shkodina.elizaveta@yandex.ru

Аннотация. В современных условиях повсеместного внедрения инновационных технологий перед предприятиями ракетно-космической промышленности (РКП) встают задачи, связанные с управлением интеллектуальной собственностью. Проблемы управления интеллектуальной собственностью активно исследуются как в России, так и за рубежом.

Работа посвящена выявлению проблем управления интеллектуальной собственностью и их влияния на экономическую эффективность деятельности предприятий РКП, а также обоснованию путей решения специфичных для предприятий ракетно-космической промышленности проблем управления интеллектуальной собственностью с целью разработки рекомендаций по оптимизации управленческих процессов.

В ходе исследования применялся комплекс методов, адекватных предмету исследования: теоретический анализ научной литературы, эмпирические методы, такие как анкетирование и тестирование сотрудников отдела управления интеллектуальной собственностью. Методологическую основу исследования составили труды отечественных и зарубежных авторов.

Процесс управления интеллектуальной собственностью на предприятиях РКП находится на стыке двух взаимосвязанных сфер: технической и экономической, детализация проблем которого открывает новые направления развития исследований в науке и технике и, в последующем, позволит усовершенствовать деятельность предприятий в области РКП в целом.

Контент-анализ полученных результатов опроса специалистов ракетно-космической отрасли подтвердил предположение о необходимости повышения компетентности сотрудников в вопросах управления интеллектуальной собственностью в части правового и социального аспектов. Предложены варианты решения с точки зрения организации работы на предприятии в целом и отдела управления интеллектуальной собственностью в частности.

Ключевые слова: интеллектуальная собственность, предприятия ракетно-космической промышленности, проблемы управления интеллектуальной собственностью, управление интеллектуальной собственностью, коммерциализация, оптимизация процессов.

Abstract. In modern conditions of widespread introduction of innovative technologies, enterprises of the aerospace cluster face challenges related to the management of intellectual property. Problems of intellectual property management are actively studied both in Russia and abroad.

The work is devoted to identifying problems of intellectual property management and their impact on the economic efficiency of the aerospace cluster enterprises, as well as to substantiating ways to solve problems of intellectual property management specific to the rocket and space industry enterprises in order to develop recommendations for optimizing management processes.

The study used a set of methods that are adequate to the subject of research: theoretical analysis of scientific literature, empirical methods such as questionnaires and testing of employees of the Department of intellectual property management. The methodological basis of the research is based on the works of domestic and foreign authors.

The process of intellectual property management at RPC enterprises is located at the junction of two interrelated areas: technical and economic, the detailed problems of which open up new directions for the development of research in science and technology and, in the future, will improve the activities of enterprises in the field of RCP in General.

Content analysis of the results of the survey of aerospace industry specialists confirmed the assumption that it is necessary to improve the competence of employees in the field of intellectual property management in terms of legal and social aspects. Solutions are offered from the point of view of the organization of work at the enterprise in General and the Department of intellectual property management in particular.

Keywords: intellectual property, aerospace cluster enterprises, problems of intellectual property management, intellectual property management, commercialization, process optimization.

В условиях инновационной экономики лидирующее место занимает институт интеллектуальной собственности. Высокотехнологичные предприятия, в том числе, предприятия ракетно-космической промышленности (далее – РКП) нуждаются в актуализации и систематизации экономических процессов и процессов управления производством. В связи с ускоренным развитием научно-технического прогресса, повсеместным внедрением информационных технологий и ростом конкуренции важно уделять особое внимание правовому регулированию и коммерциализации интеллектуальной собственности таких предприятий. Исследователи повсеместно находятся в поиске путей решения, поставленных субъектами инновационной деятельности задач оптимизации условий управления интеллектуальной деятельности [1]. Основная проблема заключается в том, что предприятия ракетно-космической промышленности оказались не готовы к плановому и своевременному обновлению кадров, реализующих данную функцию.

В процессе настоящего исследования были изучены труды ученых: Р.К. Аблязова, А.Г. Мокроносова, М.Г. Ивановой, Е.В. Ремизова, D. Maxwell, E.V. Nalivaychenko и др., на основании которых авторы полагают, что управление интеллектуальной собственностью является неотъемлемой частью процесса организации функционирования предприятий РКП [2–7]. На основе теоретического анализа авторами конкретизирован терминологический аппарат; определены подходы к пониманию исследуемых феноменов [8]; уточнены условия коммерциализации [9, 10]; выявлены основные проблемы управлением интеллектуальной собственностью и предложена их классификация. На основе чего подготовлен авторский инструментарий (анкета) и проведен мониторинг данных, полученных путем опроса сотрудников, занимающих различные должности на крупнейших предприятиях РКП России, таких как РКЦ «ПРОГРЕСС», МКБ «Факел» имени академика П. Д. Грушина и др., направленный на изучение понимания у работников предприятий РКП сущности понятия «интеллектуальная собственность» и проблем, возникающей с управлением ею [11]. Анализ ответов респондентов позволил сконцентрировать внимание авторов на отдельных проблемах, характерных указанным предприятиям, что позволило продолжить исследование и перейти к этапу разработки и обоснования путей решения конкретизированных проблем.

На данном этапе научной разработанности проблемы, определено, что на первый план выходят проблемы экономической и правовой неясности, отсутствия единообразной правоприменительной практики, а также защиты права на неприкосновенность результатов интеллектуальной собственности. Значимые для предприятий РКП проблемы в последующем конкретизированы с учетом специфики отрасли. Отмечена зависимость коммерциализации интеллектуальной собственности на таком предприятии от выявленных проблем. Контент-анализ полученных результатов вторичного опроса специалистов предприятий РКП подтвердил предположение о необходимости повышения компетентности сотрудников в вопросах управления интеллектуальной собственностью в части правового и социального аспектов, нормальное функционирование института интеллектуальной собственности также невозможно без взаимодействия экономических и правовых категорий [12]. В процессе разработки находятся варианты решения с точки зрения организации работы на предприятии в целом и отдела управления интеллектуальной собственностью в частности.

Исследование является завершенным с точки зрения теоретической разработанности и обоснованности, однако, находится в стадии практического применения полученных результатов и анализа такого внедрения. Авторами в перспективе планируется разработка рекомендации по повышению квалификации специалистов, в полномочия которых входят различные вопросы управления интеллектуальной собственностью на предприятиях РКП.

Результаты данного исследования могут применяться во всех областях, в которых допустимы научные разработки, исследования. Так как для совершенствования данной деятельности необходимо предусматривать и предотвращать все проблемы, связанные с управлением интеллектуальной собственностью.

Список литературы

1. Иванова М.Г. Управление интеллектуальной собственностью в решении задач инновационного развития российского общества (социологический анализ): автореф. ...д-ра социол. наук. М., 2008. 58 с.
2. Аблязов Р.К. Управленческий подход к определению содержания понятия «Интеллектуальная собственность» // Вестник Саратовского государственного социально-экономического университета. 2014. №5 (54). С. 56–59.
3. Мокронос А.Г., Кондратьев И.П. Управление интеллектуальной собственностью как фактор конкурентоспособности наукоемкой продукции // Известия УрГЭУ. 2011. №5 (37). С. 141–147.
4. Maxwell, D. Weaving intellectual property management throughout a business // Technical Textiles International. 2018. Vol. 27(1). P. 33–36.
5. Managing intellectual property in information economy / E.V. Nalivaychenko, S.P. Kirilchuk, N.V. Apatova, T.V. Skorobogatova, & O.V. Boychenko // Astra Salvensis. 2018. № 6. P. 711–721.
6. Волкова Н.А., Уляшина В.В. К вопросу о несовершенстве законодательства РФ, регламентирующего порядок привлечения к ответственности за нарушение права интеллектуальной собственности // Вестник ВУиТ. 2018. № 2. С. 4856.
7. Ремизов Е.В. Коммерциализация интеллектуальной собственности // Правозащитная деятельность в современной России: проблемы и их решение. 2017. С. 631–636.
8. Шкодина Е.С., Шиханова Е.Г. Анализ подходов к управлению интеллектуальной собственностью // III Международная научно-практическая конференция «Экономика, политика, право: актуальные вопросы, тенденции и перспективы развития». 2019. С. 131–133.
9. Шкодина Е.С., Шиханова Е.Г. Коммерциализация интеллектуальной собственности // Современные кадровые технологии в управлении предприятиями

и территориями: материалы IV Междунар. науч.-практ. конф. / ответственный ред. Е.Ю. Иванова. 2019. С. 182–188.

10. Воронина Н.Ф. Управление интеллектуальной собственностью и коммерциализация прав на результаты интеллектуальной деятельности // Качество открытого дистанционного образования концепции, проблемы, решения (DEQ-2017). Молодежь и наука. 2018. С. 42–46.

11. Шкодина Е.С., Шиханова Е.Г. Управление интеллектуальной собственностью на высокотехнологичных предприятиях: результаты исследования // Вестник НГИЭИ. 2020. № 5 (108). С. 90–98.

12. Рогожин С.П., Сазанова С.Л. Интеллектуальные права собственности: институциональный подход // Управление. 2016. № 1. С. 74–78.

УЧЕБНО-ДЕМОНСТРАЦИОННЫЙ СТЕНД ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПОДВЕСА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

EDUCATIONAL DEMONSTRATION STAND ELECTROMAGNETIC SUSPENSION FOR AERODYNAMIC EXPERIMENT

М.А. Епринцев, А.А. Аристов, Л.С. Мамедова

*Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург, Россия*

M.A. Eprintsev, A.A. Aristov, L.S. Mamedova

Saint Petersburg State University aerospace instrumentation, St. Petersburg, Russia

Аннотация. Разрабатываемый стенд предназначен для проведения аэродинамических экспериментов на малых скоростях, а так же для дальнейшего изучения и развития электромагнитного подвеса.

Ключевые слова: электромагнитный подвес, электромагнит, аэродинамический эксперимент, метод Ротерса, энергетическая формула, электромагнитный подвес для аэродинамического эксперимента.

Abstract. The developing model is intended for carrying aerodynamic experiments at low speeds, as well as for further research and development of electromagnetic suspension

Keywords: electromagnetic suspension, electromagnet, aerodynamic experiment, electromagnetic suspension, aerodynamic experiment, Rotser's method, energy formula, electromagnetic suspension for aerodynamic experiment.

При проведении продувки испытуемого объекта в аэродинамической трубе опоры, на которых держатся испытуемые объекты, вносят искажения в движение воздушного потока, и, как следствие, к погрешностям и неточностям результатов эксперимента.

Один из вариантов решения данной проблемы – убрать из зоны аэродинамического эксперимента опоры испытуемого объекта. Один из вариантов решения данной задачи – поддерживать модель при помощи магнитного поля.

Разрабатываемый учебно-демонстрационный стенд представляет собой установку, предназначенную для проведения аэродинамического эксперимента с использованием электромагнитного подвеса. [1, с. 101]

В общем случае структура разрабатываемого стенда выглядит следующим образом. Система управления получает информацию от датчиков стенда о расстоянии между электромагнитом и испытуемым телом. В зависимости от расстояния на электромагнитный подвес подается определенное напряжение, достаточное для создания силы, необходимой для поддержки испытуемого тела в воздухе. Это расстояние задается пользова-

телом в зависимости от массогабаритных характеристик испытуемого тела, а также целей и задач эксперимента. Помимо этого пользователь задает скорость воздушного потока как функцию от числа оборотов двигателя вентилятора. При изменении положения испытуемого объекта по направлению движения воздушного потока, система в автоматическом режиме увеличивает напряжение питания электромагнита, и, как следствие, силу электромагнитного подвеса, в результате чего испытуемый объект стремится вернуться в точку на оси электромагнита [2, с. 55].

Общий вид проектируемого учебно-демонстрационного стенда приведен на рис. 1.

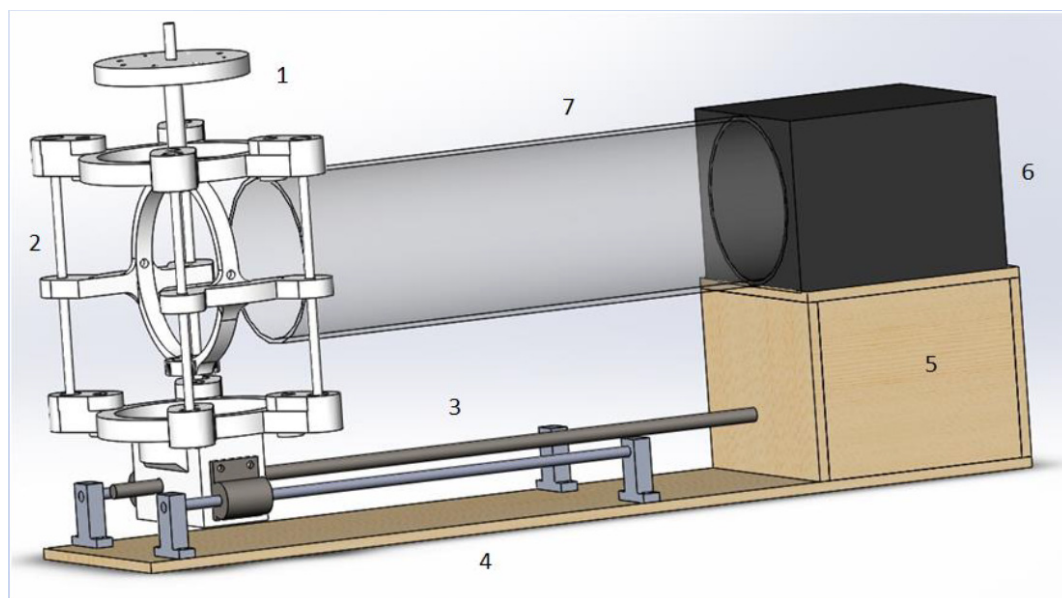


Рис. 1. Общий вид разрабатываемого стенда с указанием элементов, входящих в его состав: 1 – катушка электромагнита электромагнитного подвеса; 2 – рама электромагнитного подвеса; 3 – крепеж для направляющих рамы; 4 – основа стенда; 5 – направляющая рамы электромагнитного стенда; 6 – вал с резьбой для перемещения рамы подвеса в зону проведения продувки и из нее; 7 – корпус для микроэлектроники стенда и элементов питания; 8 – вентилятор для нагнетания воздуха в зону аэродинамического эксперимента; 9 – аэродинамическая труба

Главным элементом, определяющим характеристики всех остальных элементов, является электромагнитный подвес и входящий в его состав электромагнит. Чем лучше электромагнит, тем большую силу он может создавать, тем больше массы он может поднять на большем расстоянии между магнитом и испытуемом объекте и выдержать большее давление набегающего потока воздуха из аэродинамической трубы.

Упрощенный принцип работы электромагнитного подвеса выглядит следующим образом. После включения стенда электромагнит находится во включенном состоянии. При внесении испытуемого объекта он начинает притягиваться к электромагниту. Движение тела происходит по оси электромагнита, так как на ней создается наиболее сильное магнитное поле. Это очень важный момент, так как он позволяет точно определить две из трех координаты тела в пространстве. Таким образом все измерения сводятся только к определению расстояния от электромагнита до тела. При достижении телом определенной точки система выключает электромагнит. При отсутствии силы создаваемой электромагнитом и при окончании инерции, под действием гравитации тело начинает падать. При этом его положение относительно электромагнита меняется, оно «покидает» точку. Когда тело вне этой точки, система запускает электромагнит, появляется сила, тянущая (в данном случае) испытуемый объект вверх, пока он снова не достигнет

той заданной точки. При высокой частоте повторения данного цикла визуально будет создаваться ощущение, что испытуемый объект завис в воздухе, хотя на самом деле он колеблется с высокой частотой и низкой амплитудой колебаний.

Существует несколько способов рассчитать силу электромагнитного подвеса с авторегулированием, один из которых – энергетический. Именно он и используется при расчетах силовых характеристик электромагнита. Формула (1) для выражения силы в данном случае имеет вид [3, с. 15]:

$$F = \frac{1}{2} \omega^2 I^2 \frac{dG_M}{dx} i, \quad (1)$$

где F – вектор электромагнитной силы;

ω – число витков обмотки электромагнита,

I – ток в обмотке,

G_M – проводимость магнитопровода для потока, созданного током I ;

x – координата положения испытуемого объекта, метры;

i – орт по выбранной оси.

Особую сложность представляет расчет проводимости магнитопровода. Для решения данной конкретной задачи лучшим является метод вероятных путей потока (метод Ротерса). Данный метод подразумевает разбиение объема пространства воздушного зазора на простые геометрические тела, ограниченные плоскостями, цилиндрическими, либо сферическими поверхностями.

$$\frac{dG_x}{dx} \cong \frac{d}{dx} \left(\mu_0 \frac{S}{x} \right) = -\mu_0 \frac{S}{x^2}, \quad (2)$$

где S – площадь электромагнита в метрах квадратных;

x – координата положения испытуемого объекта, метры;

μ_0 – магнитная постоянная.

После преобразований итоговая формула для расчетов силы реального электромагнита на заданном расстоянии выглядит следующим образом:

$$F = k \frac{1}{4} \omega^2 I^2 \mu_0 \frac{\pi (r_в^2 - r_м^2)}{x^2}. \quad (3)$$

где k – поправочный коэффициент, связанный с расхождением габаритов рассчитываемого «идеального» магнита с реальным;

$r_в$ – внешний радиус электромагнита, м;

$r_м$ – внутренний радиус электромагнита, м.

Стоит отметить, что в данной формуле не учитывается влияние сердечника на проводимость магнитопровода, так как он не предусматривается конструкцией разрабатываемого электромагнита.

На рис. 2 представлен итоговый электромагнитный подвес для учебно-демонстрационного стенда и фотография демонстрации его работы. Коэффициент k (формула (3)) для данного магнита составляет 0,85 для изготовленного электромагнита. Масса نامо-точного провода составляет примерно 1100 г, высота катушки составляет 60 мм.

Для заданных характеристик были проведены расчеты в специально написанной для этого программе. Скриншот рабочей программы представлен на рис. 3.



Рис. 2. Изготовленный электромагнитный подвес

```

введите массу магнита, гр
1100
введите малый радиус электромагнита, мм
5
введите высоту магнита, мм
50
введите диаметр ПЭТВ (не медной жилы), мм
0,450000
введите расстояние до магнита, мм
введите измеренный ток в катушке, А
0,370000
площадь сечения провода 0,159043 мм
длина проволоки с заданным диаметром при указанной массе 77191,554688 см, 771,915527 м
сопротивление 82,994827 Ом, 0,082995 КОм
число витков в высоту 111,111115
необходимое напряжение питания 30,708086
необходимое АС/DC на 24В: 1,279504 2,000000
ток с блока при сохранении мощности: 1,500000
коэффициент пригодности: 0,246667
число витков в ширь 14

диаметр внешний электромагнита 7,300000 см
число витков 1555

площадь магнитной части катушки, м2 0,000161

максимальный ток катушки с током 0,370000

расстояние до электромагнита 2.0
подъемная масса, гр 0,376850437867094

```

Рис. 3. Результаты работы разработанной программы для вычисления силы электромагнита

Ввиду малых габаритов электромагнита было принято решение использовать в составе испытуемого объекта постоянный неодимовый магнит. Также это позволило спроектировать систему управления электромагнитным подвесом на основе датчика Холла [4, с. 72].

С разработанным электромагнитным подвесом были проведены испытания, некоторые из результатов которых представлены ниже:

1. Высота, на которой гайка М3 массой 0,377 г начнет притягиваться к магниту (30 В). Результаты представлены в табл. 1.

Как можно увидеть, рассчитанные значения приблизительно совпадают с экспериментальными.

Таблица 1

Измерение высоты подъема гайки при напряжении в 30 В

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	Ср. знач.
Расстояние, мм	1,9	2,0	2,1	2,0	2,0	2,1	1,9	2,0	2,0	2,1	2,01

2. Высота, на которой неодимовый магнит (12 г) с полезной нагрузкой (4 г) начнет притягиваться к магниту (30 В). Результаты представлены в табл. 2.

Таблица 2

Измерение высоты подъема магнита с полезной нагрузкой при напряжении в 30 В

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	Ср. знач.
Расстояние, мм	35,3	35,3	35,2	35,5	35,5	35,4	35,4	35,5	35,6	35,5	35,42

Максимальное зафиксированное время удержания испытуемого тела массой 16 г на расстоянии 35 мм составляет 15 мин. Тело находилось в установившемся положении все это время. При достижении секундомером отметки в 15 мин он был остановлен.

При сравнении таблиц с результатами экспериментов можно увидеть, что использование неодимовых магнитов повышает как подъемную массу, так и расстояние, на котором начинается взаимодействие неодимового магнита и подвеса, однако вносит некоторые ограничения в габариты и форму испытуемого объекта.

Список литературы

1. Аэродинамический эксперимент [Электронный ресурс]. URL: www.femto.com.ua (дата обращения: 30.03.2020).
2. Ахметшин, Т.Ф. Сертификация авиационной техники. Уфа: ФГБОУ ВО «УГАТУ», 2013. С. 10–18.
3. Сапожников Г.А., Богословский С.В., Кизимов А.Т. Теория и практика измерительных электромагнитных подвесов. СПб.: ГУАП, 2001. 384 с.
4. Кизимов А.Т., Беляков Н.Н., Лебедев А.Н. Динамические ошибки датчиков параметров движения на основе электромагнитного подвеса. Ижевск: ИЖМИ, 1984. С. 70–74.
5. Пэнкхёрст Р., Холдер Д. Техника эксперимента в аэродинамических трубах. М.: Иностранная литература, 1955. 667 с.
6. Вышков Ю.Д., Кузин А.В., Шаповалов Г.К. Развитие систем электромагнитной подвески моделей в аэродинамических трубах // Учебные записки. 1993. ЦАГИ. Т. XXIV, № 2. С. 145–151.
7. Буль О.Б. Методы расчета магнитных систем электрических аппаратов: Магнитные цепи, поля и программа FEMM. М.: Академия, 2005. 337 с.
8. Епринцев М.А. Учебно-демонстрационный стенд магнитного подвеса для аэродинамического эксперимента // Семьдесят первая международная студенческая научная конференция ГУАП. СПб., 2018. Ч. 1. С. 16–19.
9. Епринцев М.А., Аристов А.А. Расчет электромагнитного подвеса стенда для демонстрации работы двигателя маховика // Семьдесят вторая международная студенческая научная конференция ГУАП. СПб., 2019. Ч. 1. С. 9–12.
10. Векслер Г.С. Электропитание спецаппаратуры. Киев: Вища Школа, 1979. 368 с.

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЁТА
МНОГОРАЗОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
ВЫВЕДЕНИЯ С ГАРАНТИРОВАННЫМ СПАСЕНИЕМ
ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ**

**NUMERICAL FLIGHT SIMULATION REUSABLE
SPACE SYSTEM WITHDRAWAL WITH
GUARANTEED RESCUE USEFUL LOAD**

Р.С. Лавринов

*Московский физико-технический институт
(Национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Россия*

lavrinov.rs@phystech.edu

R.S. Lavrinov

*Moscow Institute of Physics and Technology
(National Research University), Dolgoprudny, Russia*

lavrinov.rs@phystech.edu

Аннотация. Спасение полезной нагрузки в случае возникновения аварийной ситуации во время полета исключит экономические потери. Большинство аварий происходит на высоте до 100 км, поэтому разрабатываемая система должна обладать широким диапазоном условий работы. Выполнено математическое моделирование работы системы спасения с целью оценки возможности аварийной посадки ракет-носителей. Полученные результаты подтверждают возможность спасения полезной нагрузки.

Ключевые слова: полезная нагрузка, космический аппарат, управление, много-разовая ступень, метод Рунге-Кутты, математическое моделирование.

Abstract. Rescuing the payload in the event of an emergency during flight will eliminate economic losses. Most accidents occur at altitudes up to 100 km, so the system being developed must have a wide range of operating conditions. Mathematical modeling of the operation of the rescue system was carried out in order to assess the possibility of an emergency landing of carrier rockets. The results obtained confirm the possibility of salvaging the payload.

Keywords: payload, spacecraft, control, reusable stage, Runge-Kutta method, mathematical modeling.

На сегодняшний день основной целью и критерием конкуренции, при разработке ракетно-космических систем выведения, является снижение удельной стоимости выведения полезной нагрузки (ПН). Также при проектировании ракет-носителей (РН) необходимо учитывать возможные аварии во время полёта, которые повлекут за собой большие экономические потери. Поэтому для снижения рисков потери ПН и стоимости запуска (в случае корректной работы РН) предлагается разработать многоразовую космическую систему выведения с гарантированным спасением полезной нагрузки. Разработка

такой системы не только сохранит космический аппарат в случае аварийной ситуации, но и позволит снизить стоимость запуска ракеты-носителя за счёт снижения рисков потери полезной нагрузки. Снижение удельной стоимости выведения полезной нагрузки обуславливается снижением затрат на страховку запуска ракеты-носителя.

В ходе формирования литературного обзора были рассмотрены перспективные и используемые системы и способы спасения ракетных блоков. Анализ показал, что в России отсутствует система спасения полезной нагрузки, а статистика аварий демонстрирует, что значительное количество аварий происходит на высоте до 100 км, из чего можно сделать вывод, что ракетно-динамическая система спасения будет иметь широкое применение. В соответствии с вышесказанным была сформулирована основанная задача исследования – разработать многоходовую космическую систему выведения с гарантированным спасением полезной нагрузки.

Работу разрабатываемой системы выведения можно разделить на несколько ключевых этапов: штатный полёт ракеты-носителя; авария на высоте до 100 км; отделение второй ступени ракеты-носителя и манёвр, который позволит ей выйти на траекторию безопасной посадки; спуск отделяемой части, сопровождаемый работой двигателей для осуществления мягкой посадки; посадка второй ступени ракеты-носителя.

Основной целью данного исследования является проведение моделирования работы системы спасения, которое позволит оценить возможность аварийной посадки РН.

Для решения этой задачи на языке программирования Python была написана программа, которая позволяет рассчитать траекторию как штатного полёта РН, так и возврата второй ступени в случае аварии.

Программа с учётом входных параметров производит интегрирование численным методом Рунге–Кутты 4-го порядка системы дифференциальных уравнений (1), описывающих движение центра масс РН в сферически-скоростной системе координат, связанной с вращающейся Землей¹, приведенной на рисунке. Используемая математическая модель (1) имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} m\dot{V} = F_{\tau} + F_{\tau}^{\text{коп}} + F_{\tau}^{\text{ц}} \\ mV\dot{\vartheta} = F_n + \frac{mV^2 \cos(\vartheta)}{r} + F_n^{\text{коп}} + F_n^{\text{ц}} \\ mV \cos(\vartheta) \dot{\eta} = F_k - \frac{mV^2 \operatorname{tg}(\varphi) \cos^2(\vartheta) \cos(\eta)}{r} + F_k^{\text{коп}} + F_k^{\text{ц}} \\ \dot{r} = V \sin(\vartheta) \\ \dot{\varphi} = \frac{V \cos(\vartheta) \sin(\eta)}{r} + \frac{V_w \varphi}{r} \\ \dot{\lambda} = \frac{V \cos(\vartheta) \cos(\eta)}{r \cos(\varphi)} + \frac{V_w \lambda}{r \cos(\varphi)} \end{array} \right. \quad (1)$$

В данной системе координат положение аппарата определяется сферическими координатами (r – полярный радиус, λ – долгота, φ – широта), а вектор скорости РН задаётся абсолютной величиной скорости V , углом тангажа ϑ , углом курса η (т.е. углом между проекцией вектора скорости на плоскость местного горизонта и местной параллелью). Равнодействующие внешних сил (F_{τ}, F_n, F_k) в данной системе координат проектируются на направления касательной к траектории $\vec{\tau}$, нормали к траектории \vec{n} , лежащей в плоскости, содержащей векторы \vec{r} и \vec{V} , и нормали к указанной плоскости \vec{k} .

¹ Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / Л.М. Шкадов, Р.С. Буханова, В.Ф. Илларионов, В.П. Плохих. М.: Машиностроение, 1972. 240 с.

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.)

**ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ
В ТЕХНОЛОГИИ ФОРМИРОВАНИЯ
ОРГАНОПЛАСТИКОВЫХ КОРПУСОВ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА**

**FIBER OPTICAL SYSTEMS IN THE TECHNOLOGY
OF FORMATION ORGANOPLASTIC CASES
SOLID FUEL ROCKET ENGINES**

М.А. Кустов

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь, Россия

Mikhail-kustov@mail.ru

M.A. Kustov

Research and Production Association «Iskra», Perm, Russia

Mikhail-kustov@mail.ru

Аннотация. Рассматриваются подходы контроля деформационного состояния многослойных стенок композитных силовых конструкций РДТТ. В частности приводится метод использования волоконно-оптических световодов, внедряемых в материал в процессе изготовления и позволяющих изучать внутренние процессы в непрерывном режиме.

Ключевые слова: РДТТ, композитные материалы, термостатирование, технология.

Abstract. Approaches to control the deformation state of multilayer walls of composite power structures of solid propellant rocket motors are considered. In particular, a method is presented for using fiber-optic light guides, which are introduced into the material during the manufacturing process and allow studying internal processes in a continuous mode.

Keywords: solid rocket motor, composite materials, thermostating, technology.

Задача мониторинга деформационного состояния многослойных стенок композитных силовых конструкций (корпусов, сопел РДТТ) представляет актуальное значение при отработке новых изделий тематики РКТ. На практике такие задачи решаются преимущественно расчетным путем, поскольку внедрение штатно используемых для оценки уровня деформаций тензодатчиков в структуру стенки изделия физически не представляется возможным. Внедрение же чувствительных элементов современных систем контроля непосредственно в изделие позволит получать более достоверные данные о деформациях, возникающих в конструкции в процессе его производства, испытаний и дальнейшего жизненного цикла [1–7].

Другой задачей, возникающей при отработке новых изделий РКТ, в частности, при проведении режимов термостатирования материалов (вулканизация резин ТЗП, полимеризация связующего в пластиках, и т.д.), является определение оптимального времени воздействия температур, исходя из конверсии температурных полей.

Учитывая современные достижения в области тонких кварцевых волокон, для решения поставленных задач оказалось реальным использование волоконно-оптических

световодов, интегрируемых в материал конструкции в процессе изготовления и позволяющих проводить мониторинг конструкции практически на всех этапах её производства.

В работе приведены некоторые результаты практического использования волоконно-оптических систем контроля на основе Брегговских решеток, внедренных в композитные модельные образцы, имитирующие конструкционные элементы двигателя РДТТ, и позволившие открыть направление для изучения деформационных и температурных процессов в конструкциях корпусов РДТТ в непрерывном режиме.

Список литературы

1. Применение оптического волокна в качестве датчиков деформации в полимерных композиционных материалах / Е.Н. Каблов, Д.В. Сиваков, И.Н. Гуляев, К.В. Сорокин, М.Ю. Федотов, Е.М. Дианов, С.А. Васильев, О.И. Медведков // Все материалы: энциклопедический справочник. 2010. №3. С. 10–15.
2. Monitoring of fatigue damage of composite structures by using embedded intensity-based optical fiber sensors / D. Lee, J. Lee, I. Kwon, D. Seo // Smart Mater. Struct. 2001. Vol. 10. P. 285–292.
3. Delamination detection in laminate composites with an embedded intensity fiber optical interferometric sensor / C.K. Leung, Z. Yang, Y. Xu, P. Tong, S.K. Lee // Sensors and Actuators A: Phys. 2005. Vol. 119. № 2. P. 336–344.
4. Измерение неоднородных полей деформаций встроенными в полимерный композиционный материал волоконно-оптическими датчиками / А.Н. Аношкин, А.А. Воронков, Н.А. Кошелева, В.П. Матвеев, Г.С. Сероваев, Е.М. Спаскова, И.Н. Шардаков, Г.С. Шипунов // Механика твердого тела. 2016. №5. С. 42–51.
5. Страхов В.Л., Атаманов Ю.М. Расчет толщин внутренней теплозащиты корпусов РДТТ при повышенной температуре (до 4000 К) и давления (до 13 бар) // Труды МИТ. 2001. Т. 6.
6. Шипков Н.Н., Тихонов А.А., Шебанов С.Н. Особенности поведения материалов двигательных установок при высоких температурах // Труды МИТ. 1997. Т. 2.
7. Шайдурова Г.И., Ощепкова М.Ю., Кустов М.А. Интеллектуальные материалы, совмещенные со структурой композита как средство решения задач, возникающих при проектировании перспективных изделий специального назначения. Миасс: МСНТ, 2012. С. 213–218.

ДЕФОРМАЦИОННОЕ ПОВЕДЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ В УСЛОВИЯХ СВОБОДНОГО И СТЕСНЕННОГО СЖАТИЯ

DEFORMATION BEHAVIOR OF POLYMER MATERIALS UNDER CONDITIONS OF FREE AND CONSTRICTED COMPRESSION

А.А. Адамов¹, А.А. Каменских², Ю.О. Носов³

¹ИМСС УрО РАН; ^{2,3}Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

¹adamov.aa@ya.ru, ²anna_kamenskih@mail.ru, ³ura.4132@yandex.ru

A.A. Adamov¹, A.A. Kamenskih², Yu.O. Nosov³

¹Institute of Continuum Mechanics, Ural Branch of the Russian Academy of Sciences;
^{2,3}Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

¹adamov.aa@ya.ru, ²anna_kamenskih@mail.ru, ³ura.4132@yandex.ru

Аннотация. В рамках работы выполнен цикл экспериментальных исследований современных полимерных материалов, которые могут быть использованы в качестве антифрикционных покрытий и прослоек в узлах трения. В рамках серии экспериментов установлены физико-механические и фрикционные свойства антифрикционных полимерных материалов и композитов на их основе. На выборке из 6 материалов выполнено численное моделирование их деформационного поведения в условиях стесненного и свободного сжатия. Проанализировано влияние физико-механических и фрикционных свойств материалов на параметры зоны контакта: установлены качественные и количественные закономерности изменения уровня контактного давления и контактного касательного напряжения от деформации цилиндрических образцов.

Ключевые слова: полимеры, композиционные материалы, эксперимент, контакта, трение, физико-механические свойства.

Abstract. As part of the work, a series of experimental studies of modern polymeric materials that can be used as antifriction coatings and interlayers in friction units have been carried out. Within the framework of a series of experiments, the physicomachanical and frictional properties of antifriction polymeric materials and composites based on them have been established. On a sample of 6 materials, numerical modeling of their deformation behavior under conditions of constrained and free compression was performed. The influence of the physicomachanical and frictional properties of materials on the parameters of the contact zone is analyzed: the qualitative and quantitative regularities of changes in the level of contact pressure and contact shear stress from the deformation of cylindrical images are established.

Keywords: polymers, composite materials, experiment, contacts, friction, physical and mechanical properties.

В настоящее время большой набор современных полимерных материалов используются в качестве прослоек и различных покрытий во многих сферах деятельности человека. Особый интерес представляют задачи о контактном взаимодействии, где широко применяются антифрикционные материалы. Примерами данных материалов могут служить: сверхвысокомолекулярные полиэтилены (СВМПЭ), а так же композиционные материалы на их основе [1–3]; антифрикционные материалы на основе фторопласта [1, 2, 4]; модифицированные фторопласты [2, 4–7].

Следовательно, актуальной задачей является комплексное исследование термомеханического поведения полимеров, и из этого выделяется одно из актуальных направлений исследования: численная реализация контактных задач. Данные задачи включают в себя контактное взаимодействие материала в узлах конструкции с учетом физико-механических, химических, реологических и фрикционных свойств, полученных в ходе выполнения широкомасштабного экспериментального исследования полимерных материалов. Помимо этого для качественной численной реализации необходимо учитывать процедуры идентификации модели изотермического вязкоупругого поведения [8].

В ИМСС УрО РАН выполнена серия экспериментальных исследований для определения физико-механических характеристик более 30 современных антифрикционных полимерных материалов и композитов на их основе. Исследуемые материалы могут быть использованы в качестве антифрикционных покрытий и прослоек, в том числе и в аэрокосмической отрасли [9]. Экспериментальные исследования включали в себя: испытания для определения твердости по Бринеллю, испытания цилиндрических образцов в условия стесненного и свободного сжатия. Для построения моделей поведения полимеров и композитов на их основе выбрано 6 материалов: СВМПЭ, наполненный углеродом (мат. 1), СВМПЭ производства Германии (мат. 2), СВМПЭ производства России (мат. 3), антифрикционный материал на основе фторопласта со сферическими (мат. 4) и дендритными (мат. 5) бронзовыми включениями и дисульфидом молибдена, модифицированный фторопласт (мат. 6).

В рамках натурных экспериментов были определены касательный модуль M и модуль упругости E , согласно [10], остальные характеристики материалы можно вычислить по формулам через коэффициенты, полученные в рамках экспериментов. Коэффициент Пуассона был определен по формуле $\nu = E/2 \cdot \mu - 1$, где $\mu = E/8 \left(1 + 3M/E - \sqrt{(1 + 3M/E)^2 - 16M/E} \right)$.

В таблице приведены физико-механические характеристики материалов.

Свойства современных антифрикционных материалов

№ полимерного материала	E , МПа	ν	№ полимерного материала	E , МПа	ν
1	1420	0,4402	4	860,52	0,4465
2	1050	0,4699	5	903	0,4468
3	706	0,4522	6	863,8	0,4610

В рамках работы выполнено численное моделирование экспериментов на стесненное и свободное сжатие (рис. 1).

Для описания цилиндрических образцов 3 выбрана деформационная теория упруго-пластичности для случая активного нагружения [10]. На границах сопряжения цилиндрических образцов 3 с плитами прессы 1, 2 реализуется фрикционное контактное

взаимодействие. В расчетной схеме (рис. 1, а) не учитывается контакт между жесткой стальной обоймой 4 и цилиндрическими образцами 3. В рамках анализа выполнено моделирование деформационного поведения полимерных образцов с учетом коэффициент трения из справочной литературы 0,04 и с учетом фрикционных характеристик, полученных экспериментально [11].

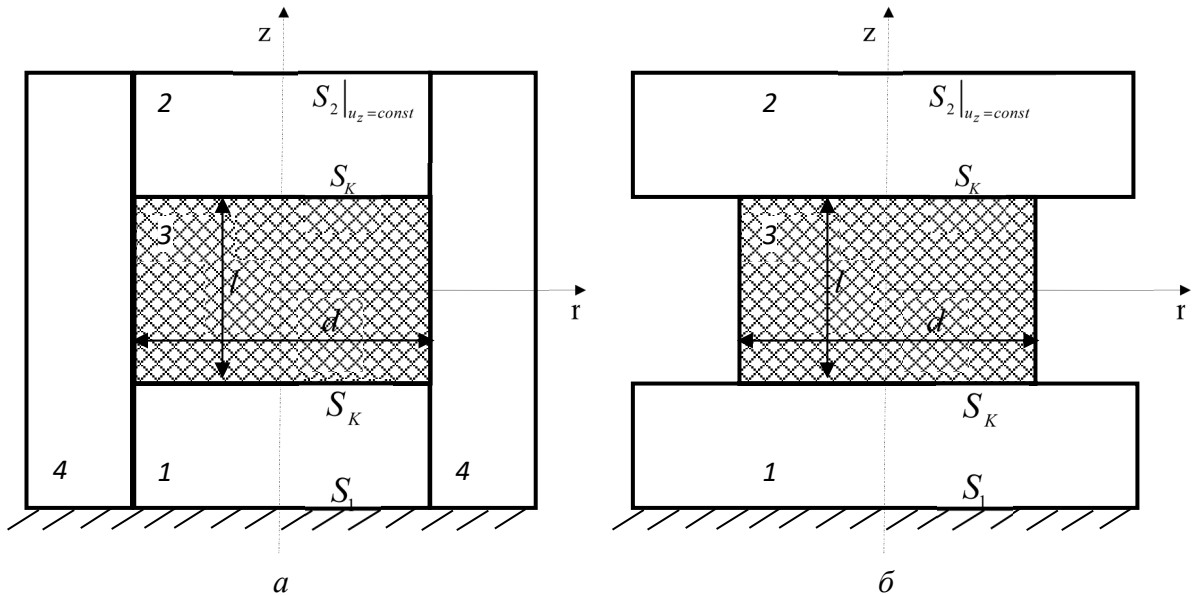


Рис. 1. Расчетные схемы: а – стесненное сжатие; б – свободное сжатие

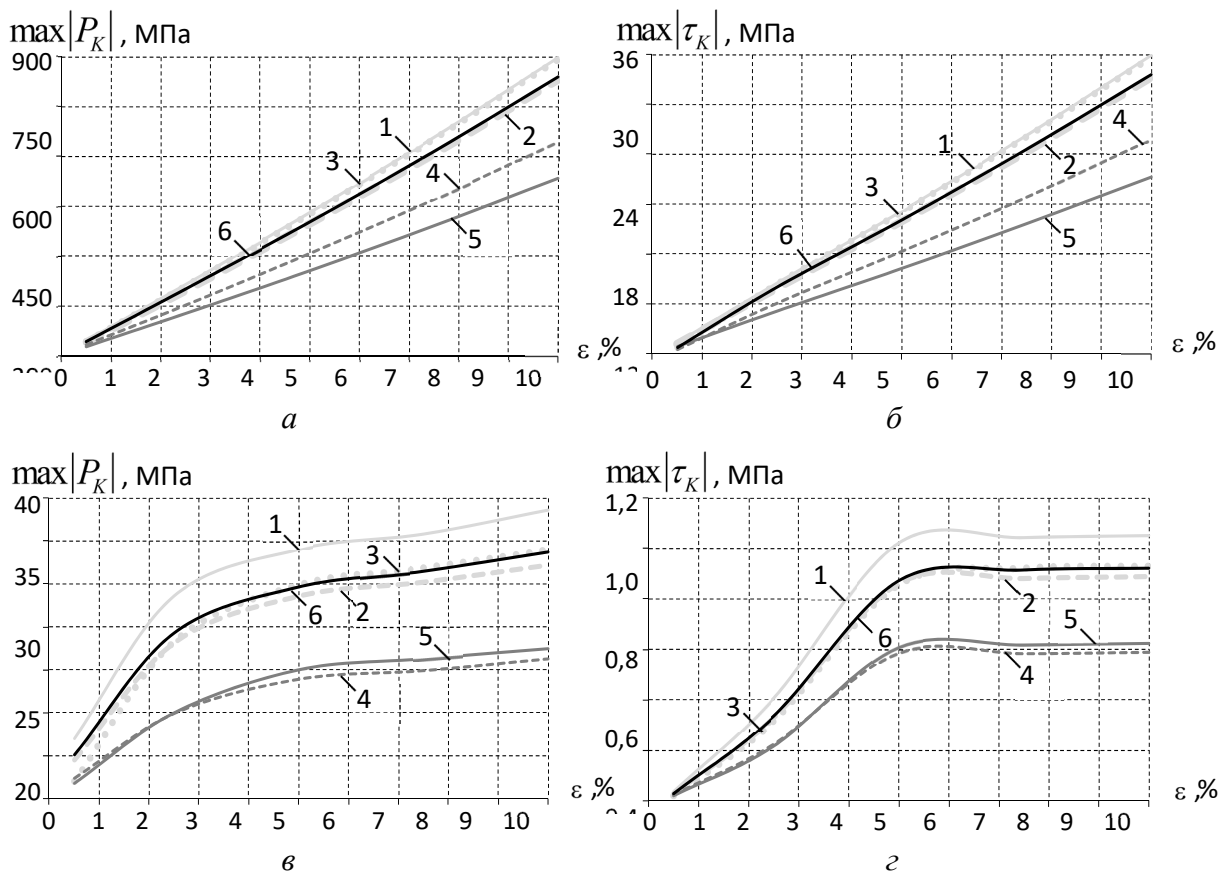


Рис. 2. Зависимость $\max|P_K|$ (а, в) и $\max|\tau_K|$ (б, г) на S_{K1} от ϵ для расчетных схем 1 (а, б) и 2 (в, г): 1–6 – материалы 1–6 соответственно

В рамках работы было рассмотрено влияние свойств антифрикционных полимерных материалов на параметры контакта при увеличении деформации образца до 10 %. Установлено, что на основном объеме поверхности образцов контактное давление и контактное касательное напряжение изменяется не значительно. В качестве примера на рис. 2 показаны зависимости максимального уровня контактных параметров от деформации образцов при постоянном коэффициенте трения 0,04 для случаев стесненного и свободного сжатия.

В рамках анализа деформационного поведения современных антифрикционных материалов на тестовых задачах установлено: наилучшими деформационными характеристиками обладает СВМП, наполненный углеродом, но для построения и идентификации качественной модели его поведения нужны дополнительные экспериментальные исследования с различными историями длительного многоступенчатого нагружения; другие рассматриваемые СВМП и модифицированный фторопласт при одноосном деформированном состоянии обладают почти упругим поведением со слабо нелинейным упрочнением; композиционные материалы на основе фторопласта 4 обладают при стесненном и свободном сжатии более значимыми нелинейными и вязкоупругими эффектами.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 18-08-00903).

Список литературы

1. Yi X-S., Luo S. and Zhang L. Composite Materials Engineering. 2018. Vol. 1. P. 765.
2. Kamenskih, A.A., Trufanov, N.A.: Numerical analysis of the stress state of a spherical contact system with an interlayer of antifriction material. *Comput. Continuum Mech.* 2013. P. 54–61.
3. Гамма-модифицирование радиационно-защитного фторопластового композита авиационно-космического назначения / В.И. Павленко, Г.Г. Бондаренко, Д.Г. Тарасов, О.Д. Едаменко // *Перспективные материалы.* 2013. С. 13–18.
4. Chem. and Pet. Eng. / V.A. Shelestova, P.N. Grakovich, S.G. Danchenko and V.A. Smirnov. 2006. P. 663–666.
5. Effect of thermal treatment on the mechanical properties and accumulation of submicrocracks in fluoroplastics / M.A. Martynov, A.Ya. Gol'dman, P.A. Il'chenko, Yu.S. Polyakov and A. Andreeva // *Strength of Materials.* 1975. Vol. 7. P. 1390–1393.
6. Explicit finite element analysis and experimental verification of a sliding lead rubber bearing / Yi-feng Wu, Hao Wang, Ai-qun Li, Dong-mng Feng, Ben Sha and Yu-ping Zhang // *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A.* 2017. Vol. 18. P. 363–376.
7. Experimental studies of tribotechnical characteristics of radiation-modified PTFE to use in rotor supports / Balyakin V.B., Khatipov S.A. and Pilla C.K. // *Journal of Friction and Wear.* 2015. Vol. 36. P. 346–349.
8. Адамов А.А. Экспериментальное обеспечение и идентификация модели изотропного тела с упругой объемной сжимаемостью дисперсно наполненных композитов на основе фторопласта и сверхвысокомолекулярного полиэтилена // *Конструкции из композитных материалов.* 2013. №2. С. 28–37.
9. Rakowski W.A., Zimowski S. Polyesterimide composites as a sensor material for sliding bearings // *Composites: Part B engineering.* 2006. Vol. 37. P. 81–88.
10. Методы прикладной вязкоупругости / А.А. Адамов, В.П. Матвеев, Н.А. Труфанов, И.Н. Шардаков. Екатеринбург.: ИМСС УрО РАН, 2003. 411 с.
11. Adamov A.A., Kamenskikh A.A., Nosov Yu.O. Deformational behavior of the flat sliding layer of the spherical bearing // *International Journal of Civil Engineering and Technology.* 2019. Vol. 10, iss. 5. P. 99–107.

ИЗУЧЕНИЕ МАГНИТОПЛАСТИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА В АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВАХ

STUDY OF THE MAGNETOPLASTIC EFFECT IN ALUMINUM ALLOYS

Д.С. Синеглазов

*Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королева, Самара, Россия*

D.S. Sineglazov

Samara University, Samara, Russia

Аннотация. Магнитопластические эффекты в твердых телах имеют фундаментальное значение для физики твердых тел. Магнитопластический эффект представляет огромный интерес при разработке современных технологий обработки металлов, численном моделировании и при изучении микроструктуры сплавов.

Ключевые слова: магнитопластический эффект, прочность, численное моделирование, технология.

Abstract. Magnetoplastic effects in solids are of fundamental importance for the physics of solids. Magniplastic effect is of great interest in the development of modern technologies for metal processing, numerical modeling and in the study of the microstructure of alloys.

Keywords: magnetoplastic effect, strength, numerical simulation, technology.

Исследования в области магнитопластического эффекта (МПЭ) в твердых телах имеют фундаментальное значение для физики прочности и пластичности твердых тел, поскольку они вносят вклад в понимание элементарных атомных процессов пластической деформации на основе законов микроскопии. Они позволят установить условия возникновения и протекания МПЭ в металлических сплавах, критерии зависимости магниточувствительных процессов, роль атомных и электронных дефектов кристаллической решетки в формировании прочностных и пластических свойств твердого тела. В то же время МПЭ представляет огромный интерес с точки зрения практического применения в современных технологиях производства, обработки полуфабрикатов и изделий из алюминиевых сплавов, так как наноструктурные изменения, происходящие при магнитной обработке, позволяют управлять их пластичностью и прочностью [1–7].

Численное моделирование алюминиевых сплавов позволяет установить степени магниточувствительности процессов агрегирования примесей в объеме и границах зерен: а) микродеформаций; б) блоков когерентного рассеяния и плотности дислокаций в формировании наноразмерных кластеров; в) обнаружить магниточувствительных стадий при распаде закаленных сплавов в магнитных полях (МП); г) влияние предварительной и последующей пластической деформации сплавов на их микроструктуру, структуру, механические и магнитные свойства сплавов.

Изучение алюминиевых сплавов методами радиотрасера и масс-спектропии вторичных ионов (ВИМС) помогает: 1) определить микроструктуру алюминиевых сплавов и её термическую эволюцию; 2) определить влияние добавок на микроструктуру, фазовый состав, упорядочение и диффузионные характеристики зернограничных и объемных алюминиевых сплавов; 3) рассчитать скорость роста, межпластиночное расстояние и концентрацию твердого раствора в ячейках без магнитного поля и включения магнитного поля; 4) рассчитать параметры прерывистого распада, протекающего одновременно с другими процессами, контролируемые миграцией границ зерен.

Проведение ряда экспериментов по взаимной диффузии в алюминиевых сплавах помогает изучить влияние добавок на кинетику упорядочения и типа упорядочения в сплавах и обеспечить глубокое понимание метастабильных (кинетически замороженных) равновесий в этой системе.

Список литературы

1. Магнитопластический эффект: основные свойства и физические механизмы / В.И. Альшиц, Е.В. Даринская, М.В. Колдаева, Е.А. Петржик // Кристаллография. 2003. Т. 48, № 5. С. 838–867.
2. Осинская Ю.В., Покоев А.В. Упрочнение бериллиевой бронзы при старении в постоянном магнитном поле // Физика и химия обработки материалов. 2003. № 3. С. 12–17.
3. Исследование методом малоуглового рассеяния нейтронов магнитопластического эффекта в бериллиевой бронзе при старении в магнитных полях / Ю.В. Осинская, С.С. Петров, А.В. Покоев, В.В. Рунов // Физика твердого тела. 2010. Т. 52, вып. 3. С. 486–488.
4. Загуляев Д.В., Коновалов С.В., Громов В.Е. Влияние слабых магнитных полей на микротвёрдость поликристаллического алюминия // Вестник ЮУрГУ. 2010. № 9. – С. 53–56.
5. Головин, Ю.И. Магнитопластичность твердых тел. М.: Машиностроение-1, 2003. С. 108.
6. Моргунов Р.Б. Спиновая микромеханика в физике пластичности // Успехи физических наук. 2004. Т. 174, № 2. С. 131–153.
7. Сейдаметов С.В., Лоскутов С.В., Щетинина М.О. Магнитопластический эффект в условиях испытаний на кинетическое индентирование // Металлофиз. новейшие технологии. 2015, Т. 37, № 5, С. 615–624.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ
ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТЕКЛЯННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ
ДЛЯ ТЕРМООПТИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ
ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**RESEARCH TECHNOLOGY MANUFACTURE OF
GLASS ELEMENTS FOR THERMO-OPTICAL
COATINGS ELEMENTS OF SPACE VEHICLES**

А.Д. Юдин

Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, Химки, Россия

A.D. Yudin

Research and Production Association named after S.A. Lavochkin, Khimki, Russia

Аннотация. В работе приводится анализ технологии получения стеклянных элементов для систем терморегулирования космических аппаратов. Описаны процессы получения стеклянных блоков, вытяжки стеклоленты и ее нарезки. Отмечено требование плоскостности элементов. Рассмотрен метод упрочнения пластин стекла методом низкотемпературного ионного обмена.

Ключевые слова: космический аппарат, термооптическое покрытие, стекло, технология.

Abstract. The paper analyzes the technology of obtaining glass elements for thermal control systems of spacecraft. The processes of obtaining glass blocks, drawing of glass tape and its cutting are described. The requirement of elements flatness is noted. A method of strengthening glass plates by the method of low-temperature ion exchange is considered.

Keywords: spacecraft, thermo-optical coating, glass, technology.

В настоящее время для систем терморегулирования космических аппаратов успешно используется термооптические покрытия. Терморегулирующее покрытие изготовлено из оптически прозрачного стекла К-208. Терморегулирующее покрытие К-208Ср представляет собой пластины толщиной 150 ± 20 мкм, размерами 20×20, 25×25, 40×40 мм. Оно обладает наименьшим значением соотношения термооптических характеристик As/ε , а также имеет высокую радиационную стойкость. Покрытия на основе пластин оптического стекла К-208 с нанесенными слоями алюминия или серебра нашли применение в изделиях предприятий ГК «Роскосмос». Приведен анализ технологии изготовления стеклянных элементов, которая представляет собой следующую последовательность: изготовление стеклянных блоков, вытяжка стеклоленты, её отжиг, разделение на пластины, выравнивание элементов, химическое упрочнение, чистка и нанесение покрытия.

В России изготовление блоков из заготовок и полировкой их поверхностей успешно реализуется в ЛЗОС. Следующим этапом изготовления стеклянных элементов является вытяжка стеклоленты из полученных блоков, основанная на нагреве полированных стеклянных блоков из стекла К208 размером 400×400×400 мм до высоковязкого состояния с последующей вытяжкой стеклоленты толщиной около 150 мкм и шириной

около 60 мм через фильеру из нержавеющей стали. Данный способ изготовления позволяет получать ленту из стекла марки К-208 с толщиной от 80 до 200 мкм с 12–14-м классом поверхности. Альтернативой тигельной вытяжки стеклотенты нами опробован метод перетяжки из полированных стеклопластин размером 1000×300×20 мм в стеклотенту. Более низкая температура, чем у тигеля, позволяет получить стеклотенты с высоким качеством поверхности (14-й класс). Но низкий уровень, порядка 40 %, выхода стеклотенты у данного метода против 70 % выхода при тигельной вытяжке и высокая стоимость заготовок делают этот процесс нерентабельным.

Следующим этапом данной технологии является резка стеклотенты на стеклоэлементы необходимых размеров. К стеклянным элементам предъявляются высокие требования по геометрическим параметрам. Существуют три вида технологий разделения стеклотенты на элементы: разделение при помощи алмазного инструмента для скрайбирования, лазерное термораскалывание и склеивание элементов стеклотенты с последующим шлифованием стопки (до 50 элементов). Предложено использовать лазерное термораскалывание стеклотенты, так как оно не создает дефектных краёв, вследствие чего элементы имеют высокую точность и обладают наибольшей прочностью.

Стеклянные элементы для термооптических покрытий должны отвечать следующим требованиям отклонения от плоскостности: по двум координатным линиям 0,1 мм на 50 мм. Для обеспечения требуемого отклонения от плоскостности применяется технология тепловой пластической деформации под нагрузкой стеклянных элементов. В результате проводимых экспериментов в рамках «температура–время–усилие нагрузки» установлено, что минимальное отклонение от плоскостности элементов получено при нагрузке 480 г и определенной временной циклограмме температуры.

Основной проблемой применения тонких пластин стекла является их недостаточная механическая прочность. Необходимость высоких значений прочности стекол обусловлена тем, что защитные покрытия должны выдерживать операции сборки и транспортировки и несут конструкционные нагрузки. Простым, но достаточно эффективным методом упрочнения пластин стекла является метод низкотемпературного ионного обмена.

В результате работы были проанализированы эффекты, при которых возникают отклонения от заданных требований к стеклянным элементам, и предложены меры по их устранению. Также были рассмотрены методы по повышению прочности стеклянных элементов.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ
И АДГЕЗИОННО-ЗАЩИТНЫХ СВОЙСТВ
ДЕМПФИРУЮЩЕГО СЛОЯ В СОСТАВЕ МНОГОСЛОЙНОЙ
СТЕНКИ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ
ЭКСПЛУАТАЦИИ В УСЛОВИЯХ КРАЙНЕГО СЕВЕРА**

**INVESTIGATION OF THE PHYSICOCHEMICAL AND
ADHESIVE-PROTECTIVE PROPERTIES OF THE DAMPING
LAYER, AS PART OF A MULTILAYER WALL MADE OF
DISSIMILAR MATERIALS, IN THE OPERATING
CONDITIONS OF THE FAR NORTH**

А.Р. Ермухаметов¹, Г.И. Шайдурова²

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь, Россия

¹ermuhametovvv@gmail.com, ²sgi615@iskra.perm.ru

A.R. Ermukhametov¹, G.I. Shaidurova²

Research and Production Association «Iskra», Perm, Russia

¹ermuhametovvv@gmail.com, ²sgi615@iskra.perm.ru

Аннотация. Проблемы защиты газопроводов в составе многослойной стенки, работающих в диапазоне температур от -50 до 50 °С в течение 25 лет, зачастую проявляются из большого отличия коэффициента линейного термического расширения (КЛТР). Механическое поведение конструкций из композиционных материалов более чувствительно к температурным перепадам в отличие от однородных изотропных материалов. Различие КЛТР приводит к нарушению адгезионных свойств, тем самым происходят отслоения, внутренние напряжения, вследствие которых возможен выход из строя трубопровода [1, 2]. Тем самым необходим упругий демпфирующий слой, который смог бы скомпенсировать межслойные напряжения и обеспечить антикоррозионную защиту труб газопроводов при термоперепадах.

Ключевые слова: адгезия, коэффициент линейного термического расширения, демпфирующие покрытия, защитные покрытия, трубопроводы.

Abstract. The problems of protecting gas pipelines as part of a multilayer wall, operating in the temperature range from -50 to 50 °C for 25 years, often manifest themselves from a large difference in the coefficient of linear thermal expansion (CLTE). The mechanical behavior of structures made of composite materials is more sensitive to temperature changes in contrast to homogeneous isotropic materials. The difference in CLTE leads to a violation of adhesion properties, thereby delamination occurs, internal stresses due to which the failure of the pipeline is possible [1, 2]. Thus, an elastic damping layer is needed, which could compensate for interlayer stresses and provide anticorrosion protection of gas pipelines during thermal drops.

Keywords: adhesion, coefficient of linear thermal expansion, damping coatings, protective coatings, pipelines.

Проведен анализ существующего уровня в области защиты наружной поверхности газопроводов. Изучен фрагмент трубопровода, зарубежного производства, с защитным слоем способным работать при минусовых температурах и термоперепадах. Данной защитное покрытие представляет собой многослойную стенку из разнородных материалов (рис. 1):

- труба металлическая;
- защитный подслои;
- демпфирующий слой – термопластичного полиуретана с твёрдостью 87–90 ед. по Шору;
- стеклопластик, выполненный из 4 армированных слоев.

Полиуретановый демпфирующий слой относится к термопластам, способным реагировать на температурные изменения окружающей среды без нарушения полимерной цепи и исполняет роль переходного демпфирующего материала, обеспечивающего адгезию как с антикоррозионным покрытием, так и с последующим слоем стеклопластика на эпоксидной или полиэфирной полимерной матрице, которая прочно скреплена с армирующим наполнителем.

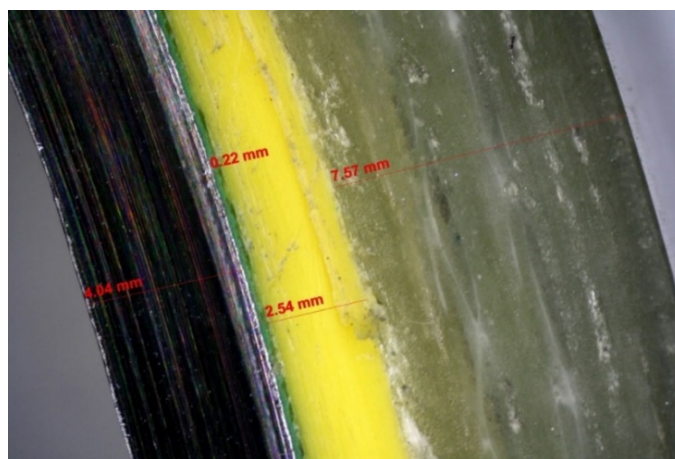


Рис. 1. Внешний вид и размерность многослойной стенки фрагмента трубопровода

Полиуретановый слой исследован методом дифференциально-термического анализа, который заключается в исследовании химических и физико-химических процессов в материале, происходящих в условиях изменения температурного режима. Анализ термограммы показывает наличие единичных незначительных эндо-, и экзоэффектов, начиная с температуры от 120° до 340 °С, после чего начинается потеря массы в результате физико-химических процессов, характерных для деструкции термопластичного полимера (рис. 2).

Проведено исследование на устойчивость к термоперепадам. Режимы термоциклирования выбирались исходя из производственных мощностей и требований температур эксплуатации газопровода: от –45 (выдержка 2 часа) до 70 (выдержка 2 ч) °С. На 5-й цикл появились расслоения в части адгезионной составляющей «полиуретан–стеклопластик».

Исходя из вышеизложенного, видно, что в качестве демпфера используется упругий и морозостойкий материал. Диапазон рабочих температур полиуретана от $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$, что позволяет создавать демпфирующий эффект для реактопласта при минусовых термоперепадах.

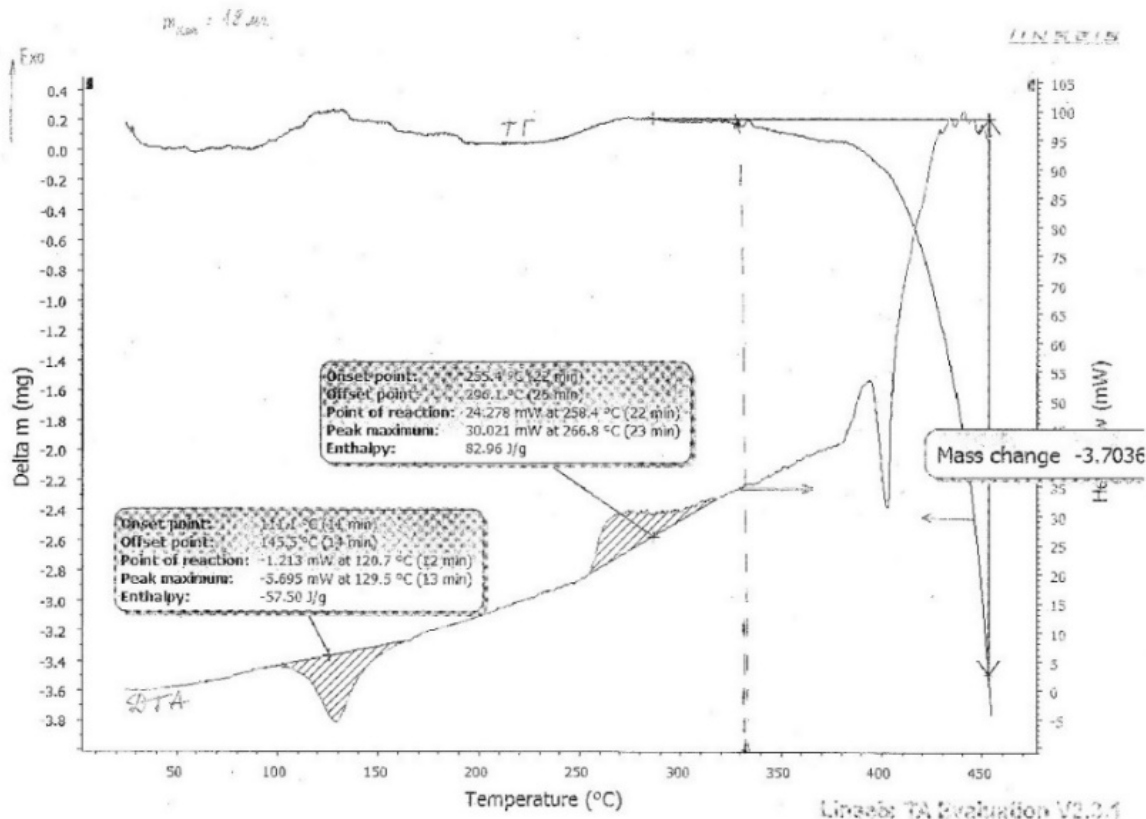


Рис. 2. Дериватограмма полиуретана

На основе полученной информации разработан аналог заряженному трубопроводу. Исходя из оптимальных прочностных и адгезионных свойств, в качестве демпфирующего покрытия выбран термопластичный полимерный материал сэвилен с массовой долей винилацетата 10–14 % (таблица).

Свойства сэвилена марки 11306-075

Наименование показателей	Марка сэвилена
	11306-075
Плотность, г/см ³	0,933 ± 0,003
Показатель текучести расплава при t = 190 °C, гр/10мин.	5,0–10,0
Разброс показателя текучести расплава в пределах партии	Не более ±10 %
Массовая доля винилацетата	10–14 %
Прочность при разрыве, МПа (кгс/см ²)	Не менее 9,8 (100)
Относительное удлинение при разрыве	Не менее 600 %
Твердость по Шору, МПа	85–95
Диапазон рабочих температур, °C	От -75 до +100

Для исследования физико-химических процессов термопластичного материала сэвилена проведен термический и дифференциально-термический анализ (рис. 3, 4).

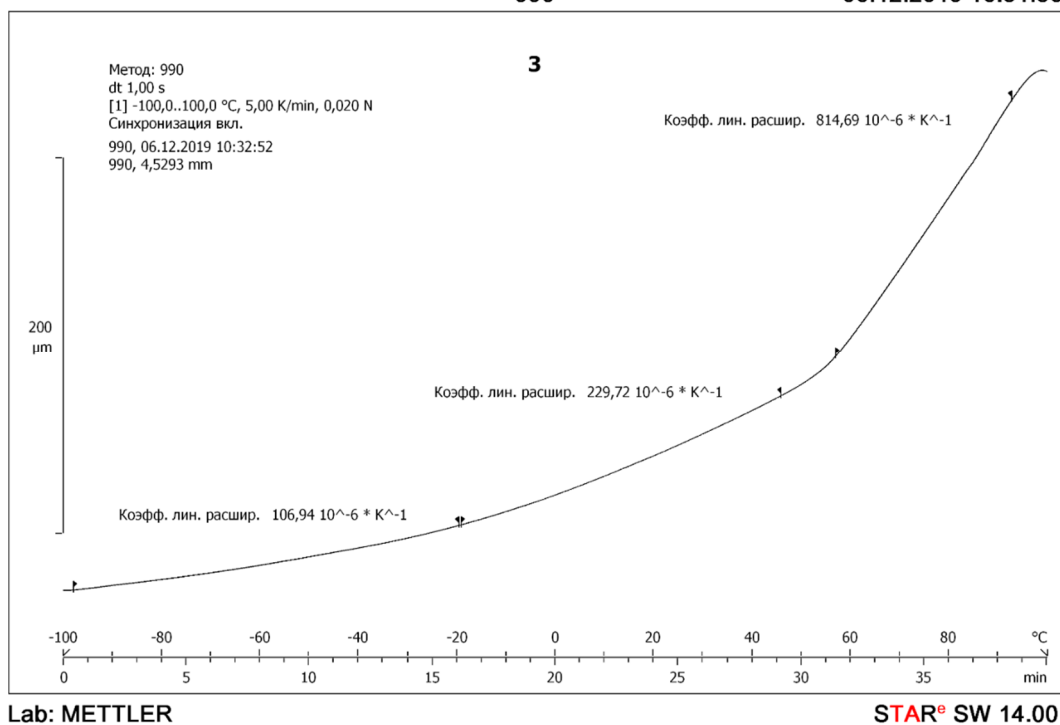


Рис. 3. КЛТР термопластичного материала сэвилена

Исходя из полученного результата (см. рис. 3), следует, что КЛТР сэвилена значительно выше стали и стеклопластика, так как они имеют следующие значения КЛТР: сталь 40 ($\alpha = 10 \cdot 10^{-6} \frac{1}{\text{K}}$); стеклопластик ($\alpha = 12 \cdot 10^{-6} \frac{1}{\text{K}}$).

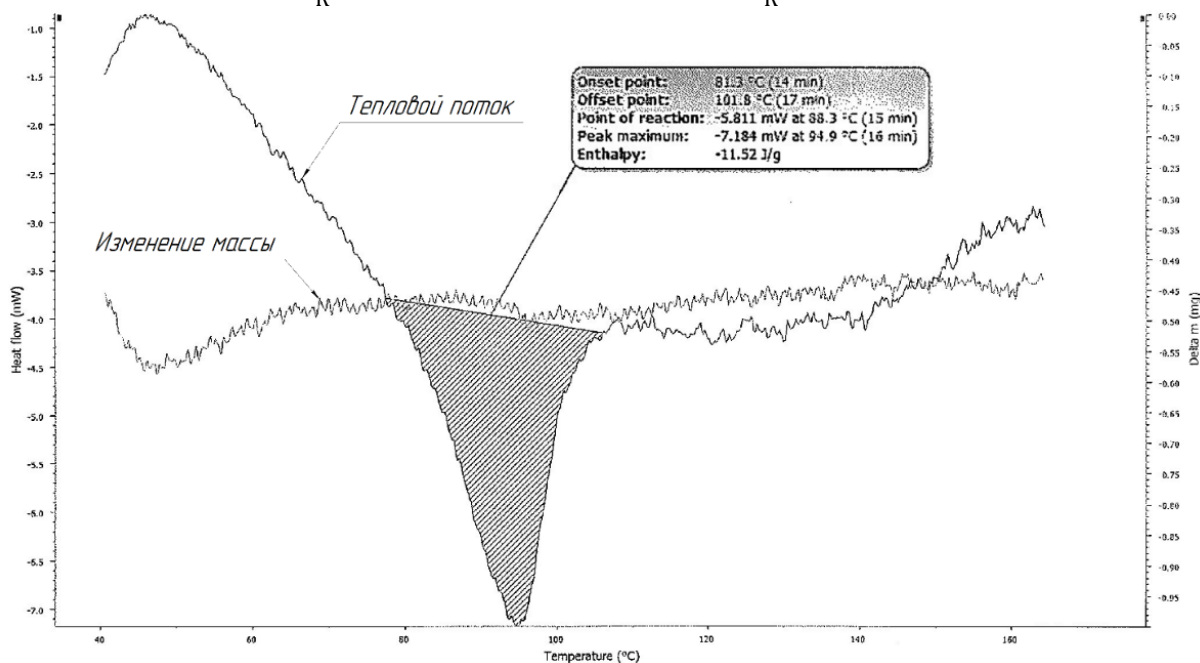


Рис. 4. Дериватографическое экспериментальное исследование сэвилена

Анализируя дериватограмму, можно сделать вывод, что физико-химические превращения начинаются при $t = 90 \text{ }^\circ\text{C}$ с отрицательным тепловым эффектом, далее материал стабилизируется при достижении $t = 100 \text{ }^\circ\text{C}$. При дальнейшем нагреве изменение массы не наблюдается, но происходит снижение вязкости материала.

После изучения перспективного демпфирующего материала изготовлен аналог зарубежного трубопровода [1–4]. Проведено термоциклирование, и после 5-го цикла расслоений не выявлено. После ультразвукового неразрушающего контроля образцы пре-парированы (рис. 5).

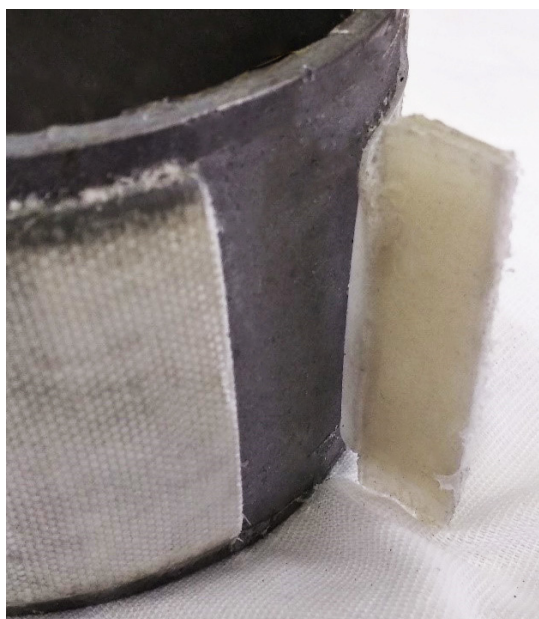


Рис. 5. Образец после препарации

Полученный образец не уступает зарубежному аналогу, дальнейшая проработка технологии изготовления труб в составе «металл–сэвилен–стеклопластик» актуальна и перспективна.

Список литературы

1. Аношкин А.Н., Поспелов А.Б., Якушев Р.М. Особенности деформирования и разрушения комбинированных полимерных труб при низких температурах // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2014. № 2.
2. Исследование прочности пластика, армированного полиэтиленовыми волокнами при комбинированном нагружении / А.Н. Аношкин, Д.Э. Якушева, Ф.Ю. Гордеева, Р.М. Якушев. // Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника и высокие технологии: тез. докл. Пермь, 2003. С. 9.
3. Патент РФ 2005120315/06, 30.06.2005. Способ изготовления комбинированной трубы // Патент России 2 291 341; Винарский В.С., Грачев А.А., Марцыновский В.В., Панаков А.И.
4. Патент РФ 2112718, 13.03.1975 Способ получения эпоксидных покрытий // Патент России 570625; Палыга Н.И.

ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПОЛИМЕРНЫХ СВЯЗУЮЩИХ И МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ

RESEARCH OF PROPERTIES OF FUNCTIONAL COMPOSITE MATERIALS BASED ON POLYMER BINDERS AND FINE FILLERS

А.Ю. Данченко¹, Е.А. Скорнякова², В.Ш. Сулаберидзе³

*Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург, Россия*

¹alena.armstrong1@gmail.com, ²elizavetasesina@mail.ru, ³sula_vlad@mail.ru

A.Yu. Danchenko¹, E.A. Skornyakova², V.Sh. Sulaberidze³

*Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation (SUAI),
Saint Petersburg, Russia*

¹alena.armstrong1@gmail.com, ²elizavetasesina@mail.ru, ³sula_vlad@mail.ru

Аннотация. Изучение физико-механических характеристик композиционных материалов является актуальной задачей, позволяющей определить зависимости характеристики от состава композиций и объемного содержания наполнителей, а также определить новые области применения этих материалов. В работе приведены результаты исследований физико-механических характеристик композиционных материалов на основе полиуретана (ПУ) и диметилсилоксанового каучука (СКТН-А) в качестве связующего и минеральных наполнителей из мелкодисперсных порошков $Al(OH)_3$, $SiO_2(Б)$, SiO_2 , BN, $CaSiO_3$ содержанием до 70 масс. %. Испытания проводились на испытательном стенде МЕГЕОН-03000. Исследованы зависимости прочности при разрыве, коэффициента упругости, модуля упругости при сжатии и твердости образцов в зависимости от массового содержания наполнителя. Полученные экспериментальные результаты будут использованы для выявления закономерностей и дальнейшей разработки расчетных моделей, в том числе и для трехкомпонентных композиций связующее + два вида наполнителя. Исследования физико-механических характеристик новых композиционных материалов проведены в рамках сотрудничества между ФГАОУ ВО ГУАП с ФГУП ВНИИМ им. Д.И. Менделеева и ООО «Функциональные материалы». Применение композиционных материалов на основе полимерных связующих в ракетно-космической промышленности представляется перспективным ввиду их низкой стоимости, высокой производительности, эластичности, прочности, минимальной энергоемкости, экологичности, а также высоких диэлектрических свойств.

Ключевые слова: композиционные материалы, полимерные связующие, порошковые наполнители, теплопроводность, прочность при разрыве, модуль упругости, твердость, удельное объемное и поверхностное сопротивление.

Abstract. The study of the physico-mechanical characteristics of composite materials is an urgent task, which makes it possible to determine the dependence of the characteristics on the composition of the compositions and the volumetric content of fillers, as well as to determine new areas of application of these materials. The paper presents the results of studies of the physical and mechanical characteristics of composite materials based on polyurethane (PU) and dimethylsiloxane rubber (SKTN-A) as a binder and mineral fillers from fine powders Al(OH)₃, SiO₂ (B), SiO₂, BN, CaSiO₃ content up to 70 mass. %. The tests were carried out on the MEGEON-03000 test bench. The dependences of the strength at break, the coefficient of elasticity, the modulus of elasticity in compression and the hardness of the samples are investigated depending on the mass content of the filler. The obtained experimental results will be used to reveal the regularities and further develop computational models, including for three-component compositions - a binder + two types of filler. Investigations of the physical and mechanical characteristics of new composite materials were carried out in the framework of cooperation between FGAOU VO SUAI and FGUP "VNIIM named of D.I. Mendeleev" and LLC "Functional materials". The use of composite materials based on polymer binders in the rocket and space industry seems promising due to their low cost, high productivity, elasticity, strength, minimum energy consumption, environmental friendliness, and high dielectric properties.

Keywords: composite materials, polymer binders, powder fillers, thermal conductivity, tensile strength, elastic modulus, hardness, specific volume and surface resistance

В настоящее время интенсивно разрабатываются функциональные композиционные материалы, что связано с возможностью регулирования их состава и свойств, включая физико-механические, диэлектрические и теплофизические свойства. Изучение физико-механических характеристик композиционных материалов является актуальной задачей, позволяющей определить зависимости характеристики от состава композиций и объемного содержания наполнителей, а также определить новые области применения этих материалов. Также следует отметить, что несмотря на опубликование результатов исследований свойств композиционных материалов на основе полимерных связующих и порошковых наполнителей [1–3], существует необходимость проведения экспериментальных исследований новых композиций ввиду того, что в диапазоне массового содержания наполнителя от 20 % до 70 %, т.е. в области «обращения фаз», теоретическое описание свойств материала затруднено.

Для изучения физико-механических характеристик композиционных материалов с полиуретановым и диметилсилоксановым связующими необходимо:

- 1) провести анализ методов испытаний физико-механических характеристики и обосновать выбор испытательного оборудования;
- 2) сформулировать требования к условиям испытаний и разработать методику испытаний;
- 3) провести экспериментальные исследования композиций, с различным содержанием наполнителя, и систематизировать полученные результаты.

Объект исследований и исследовательское оборудование

В работе проведены исследования композиционных материалов, состав (связующее и наполнитель) которых позволяет обеспечивать необходимые технологические и эксплуатационные свойства создаваемых материалов с требуемыми физико-механическими характеристиками.

В качестве связующего был использован полиуретан (ПУ) и диметилсилоксановый каучук (СКТН-А). Полиуретан – это пластичный материал, существующий в разных формах и применяемый во многих отраслях, которые выпускают товары, используемые в повседневной жизни. ПУ могут быть как твердыми веществами, так и вязкими жидкостями [4]. Выбор СКТН-А обусловлен его высокой устойчивостью к температурам, значительной прочностью, упругостью и эластичностью, высокой гидрофобностью и пр.

Порошковые наполнители, примененные в работе, приведены в табл. 1. Свойства порошков наполнителей детально изучены и описаны в литературе [1, 5].

Таблица 1

Наполнители, примененные в композициях

№ п/п	Наполнитель	Преимущества наполнителя
1	Прокаль – $Al(OH)_3$ (104)	Повышает атмосферостойкость, а также позволяет обеспечить равномерное нанесение покрытий и оптимальную текучесть композиции, обладает повышенной огнестойкостью
2	Кварц – $SiO_2(Б)$	Придает материалу повышенные прочностные свойства, низкую теплопроводность, обладает высокими диэлектрическими свойствами
3	Кристаллит – SiO_2	Улучшает прочностные характеристики, уменьшает вязкость, улучшает деаэрацию, увеличивает термостойкость композиции
4	Нитрид бора – BN	Повышает теплопроводность и диэлектрические свойства. Обладает высокими диэлектрическими свойствами и высокой теплопроводностью
5	Волластонит – $CaSiO_3$	Обладает низким коэффициентом водопоглощения, низкой маслостойкостью, низкой вязкостью, высокой износ- и термостойкостью

Испытания материалов по определению физико-механических характеристик регламентированы требованиями стандартов или технических условий. Методы определения таких механических свойств, как прочность на разрыв и сжатие, а также требования к образцам для испытаний описаны в ГОСТ Р 58017-2017 «Пластмассы. Определение механических свойств при динамическом нагружении. Сжатие» и в ГОСТ 11262-2017 (ISO 527-2:2012) «Пластмассы. Метод испытания на растяжение».

Испытательное оборудование и параметры, определяемые при испытаниях на нем, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Исследовательское оборудование

№ п/п	Наименование	Характеристики	Определяемые параметры
1	Испытательный стенд МЕГЕОН-03000 [6]	Максимальная нагрузка – 100 кг (1000 Н) Погрешность измерений не превышает 0,5 %	При испытаниях на сжатие: • сжимающая нагрузка на образец; • длина, на которую изменяется образец под нагрузкой стенда. При испытаниях на разрыв: • растягивающая нагрузка, при которой образец разрушается; • удлинение, на которое растянулся образец до разрыва.

Испытания на сжатие

Образцы для испытаний на сжатие соответствуют п.6.1 и п.6.2 ГОСТ 4651-2014 (ISO 604:2002), имеют форму цилиндра диаметром 25 мм. Диаметр цилиндров обусловлен диаметром верхней подвижной платформы испытательного стенда. Согласно рекомендациям, длина образца должна быть меньше трех диаметров, что позволит предотвратить изгиб образца при проведении испытаний на сжатие. В случае с исследуемыми материалами не используется смазка для уменьшения трения при контакте торца образца и поверхности платформы, так как полимерное связующее имеет низкий коэффициент трения при контакте с металлом.

Коэффициент упругости (Гука) при сжатии/растяжении определяется по формуле [7]:

$$k = \frac{F}{\Delta L}, \quad (1)$$

где F – сила сжатия, приложенная к образцу, Н; ΔL – изменение длины образца (при сжатии «-», при растяжении «+»), мм.

Расчеты модуля упругости проведены по формуле:

$$E = \frac{F}{S_0} \cdot \left| \frac{L_0}{\Delta L} \right|, \quad (2)$$

где S_0 – площадь поперечного сечения образца, мм²; L_0 – начальная длина образца, мм

Результаты испытаний образцов на сжатие и рассчитанные по формулам (1) и (2) физико-механические характеристики приведены на рис. 1, 2 соответственно.

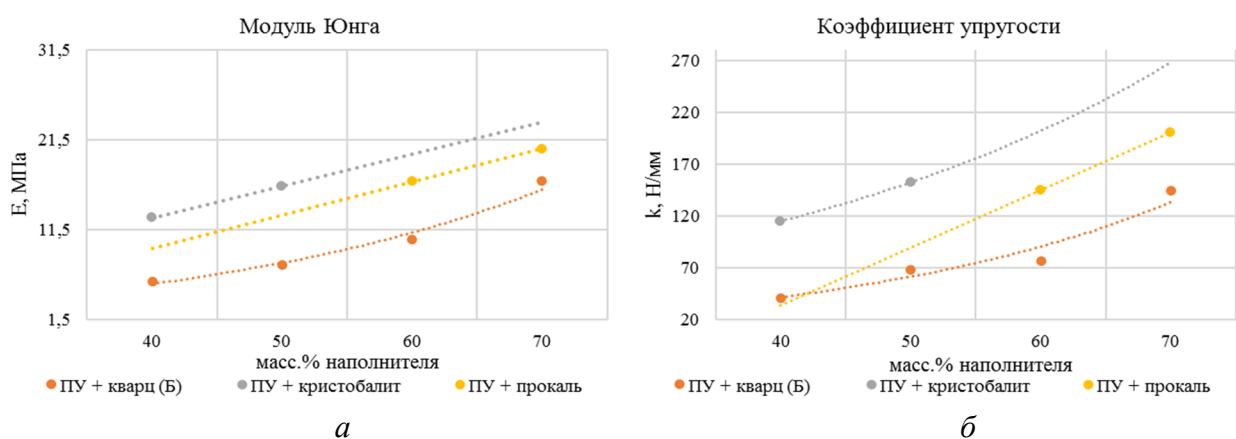


Рис. 1. Результаты испытаний композиций ПУ+наполнители на сжатие

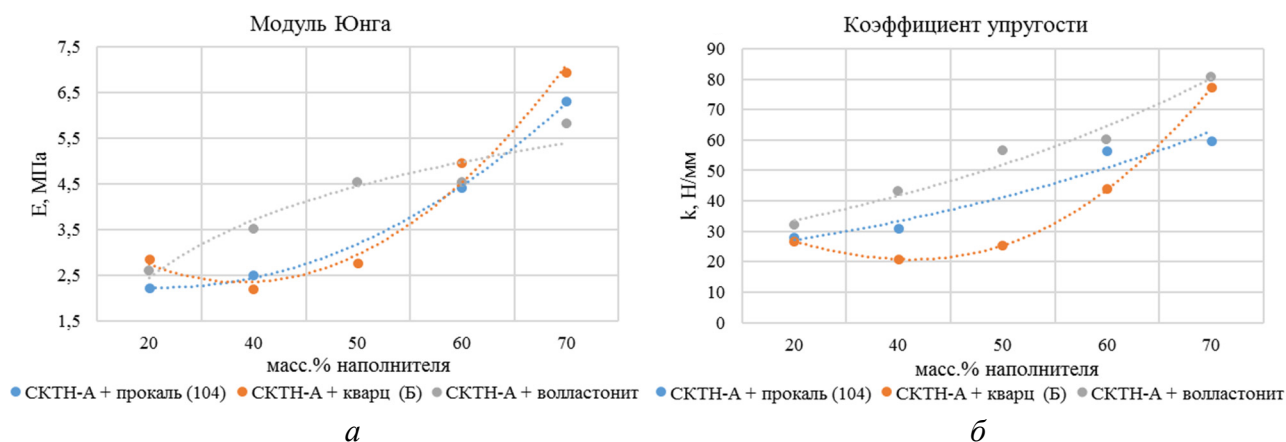


Рис. 2. Результаты испытаний композиций СКТН-А+наполнители на сжатие

Зависимость нагрузки от деформации образцов из полиуретана приведена на рис 3.

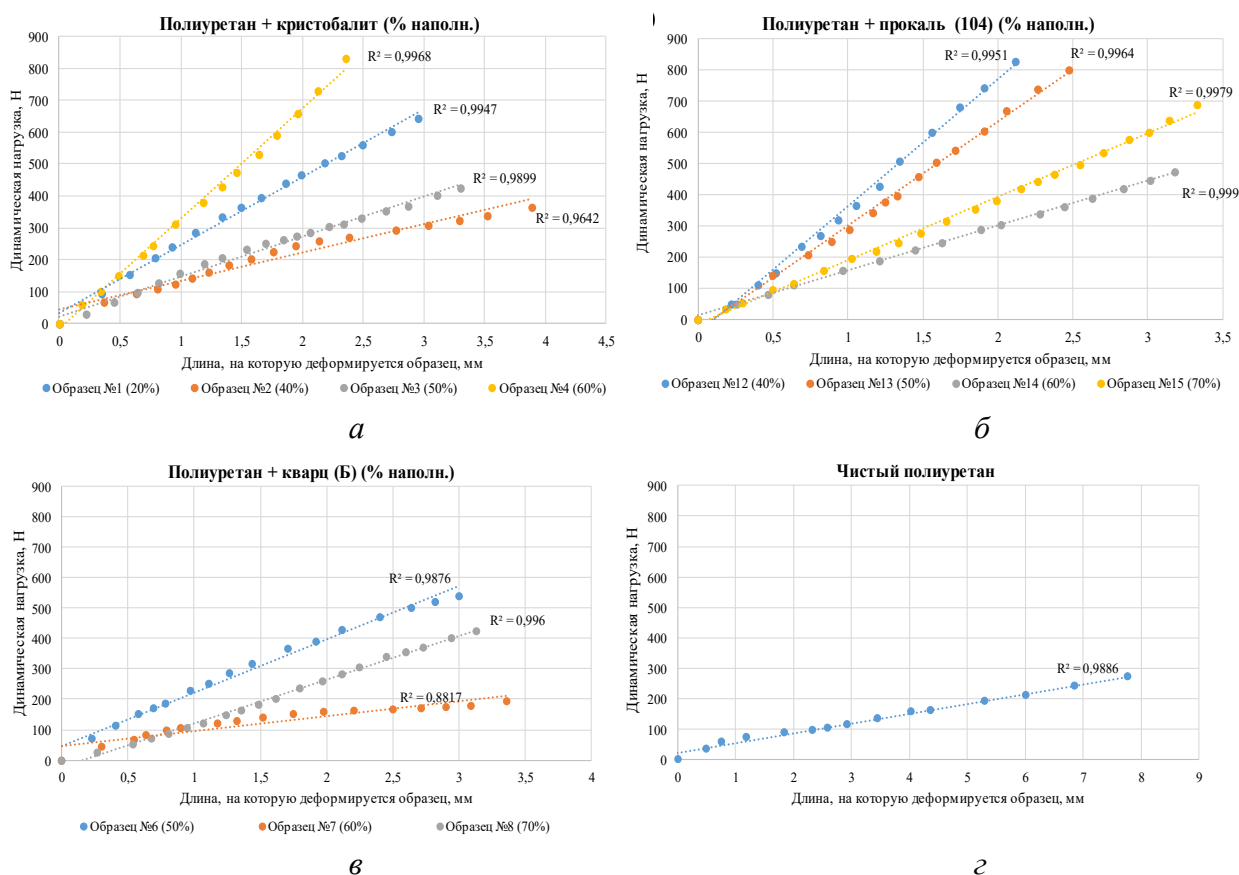


Рис. 3. График зависимости нагрузки от деформации образцов ПУ+наполнители

Испытания на разрыв

Образцы для испытаний на разрыв изготовлены в виде плоских пластин длиной до 50 мм, шириной до 32 мм и толщиной до 5 мм в соответствии с ГОСТ 11262-2017 (ISO 527-2:2012). Ширина образцов обусловлена захватом разрывной машины, также следует отметить, что образцы выполнены с утолщениями (площадками) на торцах, предназначенных для крепления в зажимах испытательного стенда.

Прочность при разрыве, σ_{pp} (МПа), вычислена согласно ГОСТ 11262-2017 (ISO 527-2:2012) «Пластмассы. Метод испытания на растяжение» по формуле:

$$\sigma_{pp} = \frac{F_{pp}}{L_0}, \quad (3)$$

где F_{pp} – растягивающая нагрузка, при которой образец разрушился, Н.

Результаты испытаний образцов ПУ и СКТН-А на разрыв и рассчитанные значения физико-механические характеристики приведены на рис. 4 и 5 соответственно.

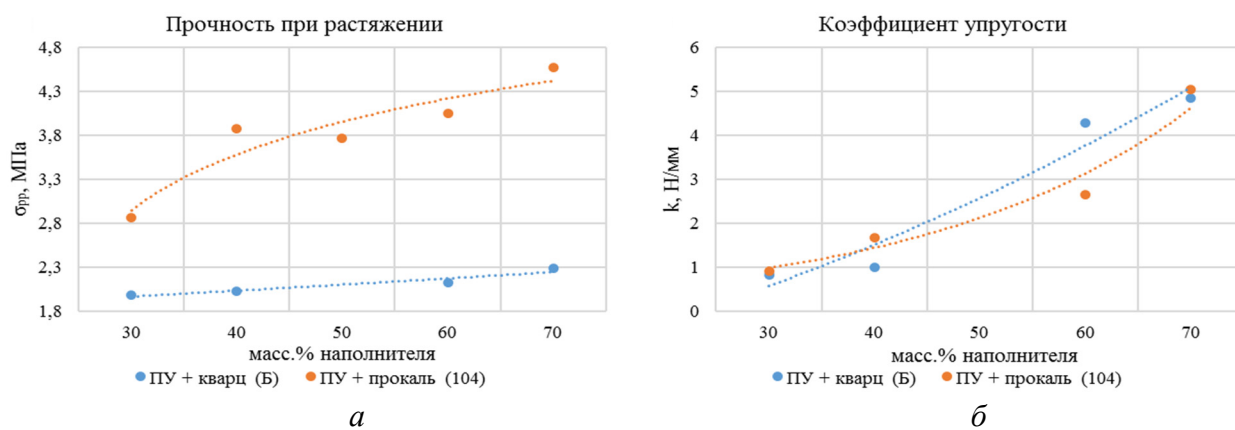


Рис. 4. Результаты испытаний на разрыв образцов ПУ+наполнители

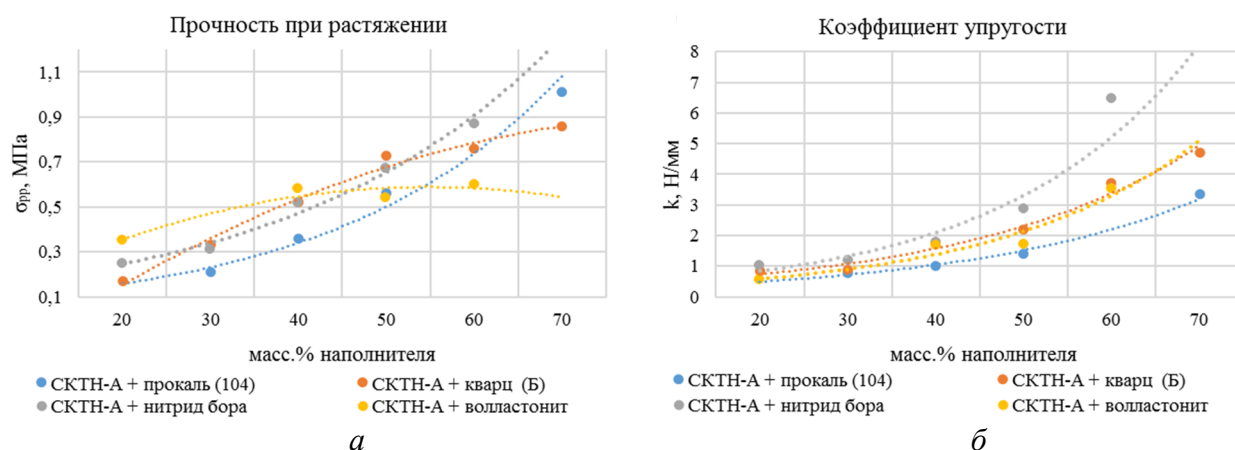


Рис. 5. Результаты испытаний на разрыв образцов СКТН-А+наполнители

Для образцов из ПУ прочность при растяжении может меняться немонотонно, то есть с ростом содержания наполнителя может сначала расти, а достигнув максимума, может начать снижаться. Такие особенности изменения свойств типичны для композиций на основе ПУ [8, 9, 10] и отличают их от композиций на основе СКТН-А, для которых характерным является монотонное изменение свойств с увеличением процентного содержания наполнителя [7].

Полученные результаты и выводы

Исследования материалов проводилось для композиций с содержанием наполнителя от 20 до 70 масс.%. Теоретически точно предсказать значения характеристик при таком содержании наполнителя невозможно, так как исследования проводились в области «обращения фазы».

Из полученных результатов следует, что добавление наполнителя приводит к увеличению модуля и коэффициента упругости при сжатии, а также возрастанию прочности на разрыв. Зависимость физико-механических характеристик от масс. % наполнителя практически во всех случаях выглядит не линейно, преимущественно экспоненциально и полиномиально.

При проведении исследований полиуретана была выявлена необходимость проведения дополнительных испытаний с тщательным контролем состава и качества образцов, ввиду нестабильности его свойств. В качестве основной причины можно выделить

точность получения требуемой композиции, обусловленной стабильностью и воспроизводимостью технологического процесса создания новых композиционных материалов.

Получены экспериментальные результаты измерений прочности и упругости образцов на основе связующего из диметилсилоксана и полиуретана с мелкодисперсными наполнителями, которые будут использованы для выявления закономерностей и дальнейшей разработки расчетных моделей, в том числе и для трехкомпонентных композиций связующее + два вида наполнителя.

Исследования физико-механических характеристик новых композиционных материалов проводятся в рамках сотрудничества между ФГАОУ ВО ГУАПсФГУП «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева» и ООО «Функциональные материалы» с целью изучения свойств новых композиционных материалов с различными видами наполнителей в широком диапазоне их содержания в полимерном связующем. Применение композиционных материалов на основе полимерных связующих в РКП представляется перспективным ввиду их низкой стоимости, высокой производительности, эластичности, прочности, минимальной энергоемкости, экологичности, а также высоких диэлектрических свойств. Такие композиционные материалы могут применяться в качестве диэлектрических теплопроводящих покрытий при производстве ракетно-космической техники.

Список литературы

1. Исследование свойств порошков гидроксида алюминия / Б.Л. Красный, В.П. Тарасовский, Ю.М. Мосин, А.Б. Красный, А.Ю. Омаров // Машиностроение и инженерное образование. 2013. №1. С. 26–34.
2. Полимерные композиционные материалы. Свойства. Структура. Технологии. / под ред. А.А. Берлина. СПб.: Профессия, 2009. 560 с.
3. Бондалетова Л.И., Бондалетов В.Г. Полимерные композиционные материалы (часть 1). Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2013. 118 с.
4. Азаров В.И., Буров А.В., Оболенская А. В. Химия древесины и синтетических полимеров. СПб.: СПбЛТА, 1999. 628 с.
5. Функциональные наполнители для пластмасс / под ред. Марино Ксантос, пер. с англ. под ред. В.Н. Кулезнева. М.: Изд-во Научные основы и технологии, 2010. 462 с.
6. Данченко А.Ю., Сулаберидзе В.Ш. Анализ возможностей стенда МEGEON-03000 // Моделирование и ситуационное управление качеством сложных систем (Молодежная секция): сб. докл. СПб.: ГУАП, 2019. С. 17–22.
7. Сулаберидзе В.Ш. Физико-технические, теплофизические и электрические характеристики композиционных материалов на основе диметилсилоксанового связующего и минеральных наполнителей // Моделирование и ситуационное управление качеством сложных систем: сборник докладов 8–12 апреля 2019 г. СПб.: ГУАП, 2019. С. 211–217.
8. Тимакова К.А., Логинова С.Е., Панов Ю.Т. Одно- и двухкомпонентные полиуретановые герметики // Современные наукоемкие технологии. 2013. № 8–1. С. 107–108.
9. Тимакова К.А., Панов Ю.Т., Самойленко В.В. Принципы составления рецептур полиуретановых герметиков // Клеи. Герметики. Технологии. 2015. № 10. С. 2–8.
10. Сулаберидзе В.Ш., Скорнякова Е.А. Физико-механические, теплофизические и электрические характеристики композиционных материалов на основе полиуретанового связующего и минеральных наполнителей // Вопросы радиоэлектроники. 2020. № 7–8. С. 14–21.

**ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОТЕРМОАКУСТИЧЕСКОЙ
ОБРАБОТКИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ
СВОЙСТВ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ
В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**APPLICATION OF AEROTHERMOACOUSTIC PROCESSING
FOR INCREASING THE OPERATING PROPERTIES
OF METAL PRODUCTS IN ROCKET AND
SPACE TECHNOLOGY**

М.С. Калугина, А.С. Гусев

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

M.S. Kalugin, A.S. Gusev

*Baltic State Technical University «VOENMEKH»
named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, Russia*

Аннотация. Работа посвящена принципиально новой технологии термической обработки металлов и сплавов сильным акустическим полем – аэротермоакустическая обработка (АТАО). Приводится описание конструкции промышленной установки, реализующей данный тип термообработки. АТАО существенно позволяет повысить прочностные характеристики материала при сохранении свойств пластичности и получении качественных и стабильных результатов. Проведенные оценочные работы показали снижение потребления электроэнергии в 4 раза по сравнению с существующими технологиями.

Ключевые слова: термообработка, аэротермоакустическая обработка, алюминиевый сплав.

Abstract. The work is devoted to a fundamentally new technology of heat treatment of metals and alloys by a strong acoustic field - aérothermoacoustic treatment (ATAO). A description of the design of an industrial plant that implements this type of heat treatment is given. AТАО significantly improves the strength characteristics of the material while maintaining plastic properties and obtaining high-quality and stable results. The assessment works have shown a 4-fold reduction in electricity consumption compared to existing technologies.

Keywords: heat treatment, aérothermoacoustic treatment, aluminum alloy.

В работе исследуется способ термической обработки, комбинированной с другими технологиями, для получения повышенных свойств изделий из металлов и сплавов, в том числе, при помощи мощного воздушно-звукового воздействия.

Аэротермоакустическая обработка (АТАО) – принципиально новая технология направленного изменения структуры и физико-механических свойств металлов и сплавов.

АТАО представляет собой термическую обработку, осуществляемую определенным образом в сильном акустическом поле звуковых частот широкого диапазона [1–18].

Для осуществления подобного воздействия применяется установка, генерирующая мощное акустическое поле и одновременно высокоскоростные воздушные потоки. Установка состоит из двух сочленённых камер, одна из которых выполняет функции ресивера с плоским соплом, а другая является камерой-резонатором с размещённым в ней изделием. Установка оборудована газоструйным генератором звука типа пневматического дросселя «сопло–заслонка», а также средствами контроля и регулировки. В качестве рабочего газа для возбуждения мощных акустических волн звукового диапазона используется воздух. В сопловом блоке в качестве заслонки применяется плоская пластина (клин), которую перемещают по направлению к соплу для достижения определенных значений воздушного давления и мощного акустического поля.

Благодаря новому подходу к формированию физико-механических свойств металлов и сплавов посредством АТАО, существует возможность существенно повысить (до 30 %) их прочностные характеристики при сохранении свойств пластичности, а вследствие этого повысить несущую способность готовой продукции.

Представленные экспериментальные данные по механическим свойствам материалов, прошедших обработку на разработанной установке, однозначно свидетельствуют о её работоспособности для достижения качественных и стабильных результатов. В настоящее время на опытной базе проводится усовершенствование рассматриваемой установки. Из чего следует, что применение полезной модели позволило повысить прочность по сравнению со стандартной термообработкой или исходными свойствами при необходимой пластичности для сплавов при обеспечении определенных значений и стабильности амплитудно-частотных характеристик ГГЗ.

Данная технология направлена на рынок металлообработки и возможно ее внедрение в технологический процесс производства металлических изделий в ракетно-космической отрасли. Разрабатываемая технология аэротермоакустической обработки (АТАО), способствует повышению прочностных характеристик металлов и сплавов во всем объеме при сохранении их показателей пластичности. Эта технология упрочнения металлов и сплавов может быть применена как на стадии производства заготовок, так и готовых изделий для обеспечения требуемого уровня надежности изготавливаемой продукции, а также его повышения на рынке металлообработки и при производстве металлических изделий.

Данная технология позволит усовершенствовать технологические процессы изготовления изделий. Так, АТАО позволит отказаться при проведении закалки металлов сплавов от вредных охлаждающих сред (различных масел и полимерных жидкостей), так как данная технология основана на охлаждении предварительно нагретых деталей, в расширяющемся потоке газа при наличии мощных акустических полей. При помощи АТАО значительно сокращается продолжительность отдельных этапов термической обработки, что способствует экономии электроэнергии на производстве.

Были произведены оценочные расчеты потребления электроэнергии АТАО по сравнению со стандартной термообработкой (на примере обработки литейного алюминиевого сплава АК7): потребление электроэнергии сокращается не менее чем в 4 раза за счет использования технологии АТАО.

АТАО является перспективным методом для повышения технологичности производства металлических элементов в ракетно-космической отрасли.

Список литературы

1. Влияние сурьмы на кинетику окисления сплава АК12 в твердом состоянии / И.Н. Ганиев, Х.М. Назаров, А.Э. Бердиев [и др.] // Доклады АН Республики Таджикистан. 2013. №10. С. 805.
2. Взаимосвязь микроструктуры и термодинамических характеристик сплавов Al-Si с различным содержанием кремния / А.И. Мосин, А.В. Складина, И.В. Шутов, И.А. Орлова // Вестник Удмуртского университета. 2014. №4. С. 23–29.
3. Воробьева Г.А., Ремшев Е.Ю. Анализ влияния режимов аэротермоакустической обработки стали 40X на параметры акустической эмиссии // Металлы. 2016. №2. С. 24–28.
4. Обеспечение эксплуатационной надежности упругих элементов акустическими методами / Е.Ю. Ремшев, Г.А. Данилин, Г.А. Воробьева, М.Ю. Силаев // Металлург. 2015. №4. С. 48–51.
5. Комбинированный термоакустический способ модификации структуры титанового сплава / М.С. Калугина, Е.Ю. Ремшев, Г.А. Данилин [и др.] // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24, № 2. С. 185–196.
6. Погорелов Ю.А., Ляшко Ф.Е. Исследование процесса и результатов ультразвуковой обработки металлов // Вестник Самарского научного центра. 2011. № 4. С. 469–474.
7. Организация входного контроля качества пружин, изготавливаемых из титанового сплава / Д.А. Беспалов, Г.А. Воробьева, Г.А. Данилин, Е.Ю. Ремшев // Металлообработка. 2016. №1. С. 41–47.
8. Абрамов О.В. Воздействие мощного ультразвука на жидкие и твердые металлы. М.: Наука, 2000.
9. Круглов В.В., Сорокин В.М., Пучков В.П. Электрофизикохимические и комбинированные методы обработки. Н. Новгород, 1998.
10. Марков А.И. Ультразвуковая обработка материалов. М.: Машиностроение, 1989. 237 с.
11. Холопов Ю.В. О некоторых особенностях безабразивной ультразвуковой финишной обработки металлов-технология XXI века // Металлообработка. 2001. № 6.
12. Осипенкова Г.А., Филимонов И.Е., Драчева Л.А. Отделочно-упрочняющая обработка наружной цилиндрической поверхности ультразвуковыми крутильными колебаниями инструмента // Прогрессивные технологии и системы машиностроения: Международный сборник научных трудов. Донецк: Дон-НТУ, 2008. Вып. 36. С. 134–142.
13. Осипенкова Г.А., Пегашкин В.Ф., Филимонов И.Е. Повышение износостойкости деталей поверхностным пластическим деформированием с помощью ультразвуковых крутильных колебаний // Вестник машиностроения. 2009. № 2. С. 74–75.
14. Приходько В.М. Ультразвуковые технологии при производстве и ремонте техники. М.: Изд-во ООО «Техполиграфцентр», 2000.
15. Применение ультразвука и взрыва при обработке и сборке // М.Ф. Вологин, В.В. Калашников, М.С. Нерубай [и др.]. М.: Машиностроение, 2002. 264 с.
16. Александров М.К., Папшева Н.Д., Акушская О.М. Ультразвуковое упрочнение деталей ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. № 3(27).
17. Коновалов Д.И., Ширваньянц Г.Г. Метод ультразвукового упрочнения поверхностей узлов и деталей авиационных газотурбинных двигателей как одна из перспективных технологий в авиастроении // Молодой ученый, 2015. № 22 (102). С. 141–147.

ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ОТВОДА ТЕПЛА И СНЯТИЯ СТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА

APPLICATION OF POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS FOR HEAT REMOVAL AND STATIC ELECTRICITY REMOVAL

О.В. Чупринова¹, А.С. Степашкина², Е.А. Гущина³

*Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург, Россия*

¹super_poz@mail.ru, ²Chuprinova_o@mail.ru, ³stepashkina.anna@yandex.ru

O.V. Chuprinova, A.S. Stepashkina, E.A. Guschina

*Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation,
Saint-Petersburg, Russia*

¹super_poz@mail.ru, ²Chuprinova_o@mail.ru, ³stepashkina.anna@yandex.ru

Аннотация. Описано получение полимерного композиционного материала на полипропиленовой матрице – полипропилен (ПП) марки «Бален-01270с» введением в матрицу наполнителей – углеродных нановолокон (УНВ) марки VGCF-Н и технический углерод (ТУ) марки П-805Э. При определенной концентрации наполнителя полученный материал имеет свойство снятия статического заряда, а также обладает способностью отвода тепла. Для наглядного представления влияния количества введённого наполнителя на свойства данного композиционного материала были получены графики зависимости электрического сопротивления от концентрации наполнителя для образцов ПП/УНВ и ПП/ТУ, на которых видна зависимость концентрации на антистатические и теплопроводящие свойства. Такой композиционный материал может применяться для снятия статики и дополнительной защиты от перегрева с бортовых панелей или отдельных элементов электроники на космических кораблях.

Ключевые слова: полимеры, статика, теплопроводность, углеродные нановолокна, полипропилен, технический углерод, композиционные материалы, остаточный заряд, электропроводность, электроника.

Abstract. In this work the polymeric composite materials based on a polypropylene matrix – polypropylene (PP) Balen-01270 with the addition of fillers – vapor grown carbon fibres (VGCF) and carbon black (CB) were obtain. At a certain concentration of fillers composite materials have the ability to remove static charge and also the ability to remove heat. To visualize the effect of the amount of added filler on the properties graphs of the dependence of the electrical resistance on the filler concentration were obtained for PP / VGCF and PP / CB. The dependence of the concentration on antistatic and heat-conducting properties was discussed. Obtained composite materials can be

used to remove static and provide additional protection against overheating from side panels or individual elements of electronics on spacecraft.

Keywords: polymers, statics, thermal conductivity, carbon nanofibers, polypropylene, carbon black, composite materials, residual charge, electrical conductivity, electronics.

С развитием космонавтики на борту появляется все больше электрических приборов, что приводит к увеличению количества выделяемого тепла и, как следствие, к усложнению теплоотвода. Избыточное количество тепла влияет качество работы оборудования, что недопустимо на борту космического корабля. На отдельных элементах оборудования скапливается остаточный заряд, что может привести к некорректной работе приборов, а также быть угрозой безопасности работающих людей.

Для комплексного решения вышеизложенных проблем в работе предложено использование подложки на основе полимерного композиционного материала.

В качестве матрицы использовался полипропилен (ПП) марки «Бален-01270» в гранулах. В качестве электропроводящих наполнителей – технический углерод (ТУ) марки П-805Э; углеродные нановолокна (УНВ) марки VGCF-H. Для всех типов наполнителей при различных значениях концентрации и температурах были проведены измерения коэффициента теплопроводности (при температурах 10°C и 70°C) и удельного электрического сопротивления ρ (при температуре 20°C).

В результате измерений были получены графики зависимости удельного электрического сопротивления от концентрации наполнителя для образцов ПП/УНВ и ПП/ТУ (рис. 1). Важным практическим результатом этих исследований являются экспериментально определенные значения концентраций наполнителей, при которых полученные композиционные материалы обладают антистатическими и экранирующими свойствами.

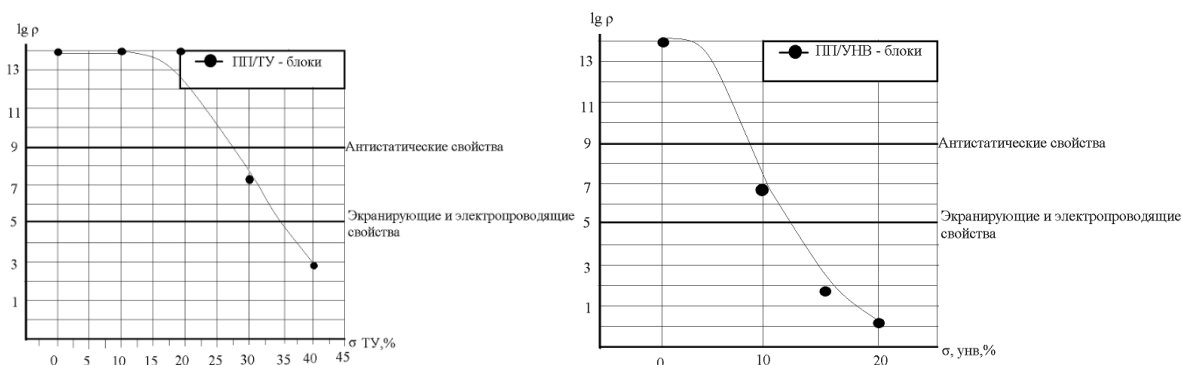


Рис. 1. Зависимость удельного электрического сопротивления от концентрации наполнителя для КМ ПП/ТУ и ПП/УНВ

На рис. 2 приведены экспериментальные результаты исследования коэффициента теплопроводности от концентрации наполнителя ПП/УНВ и ПП/ТУ. При введении наполнителей коэффициент теплопроводности увеличивается. Полученные материалы ПП/УНВ могут быть использованы в качестве теплоотводящих, при концентрации УНВ 10–15 %, помимо теплоотводящих свойств, КМ обладают еще и антистатическими свойствами.

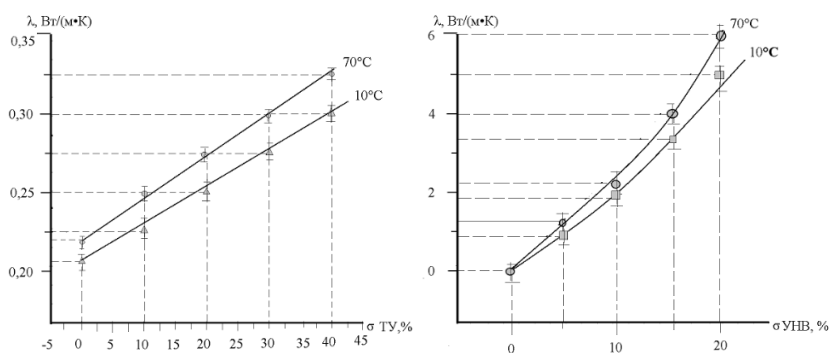


Рис. 2. Зависимость коэффициента теплопроводности от концентрации наполнителя для материалов ПП/УНВ и ПП/ТУ

Полученные КМ выгодно отличаются от аналогов рядом свойств:

- изотропностью электро- и теплопроводящих свойств,
- стойкостью к химическим воздействиям,
- сохраняют свои свойства на протяжении длительного времени.

Были проведены исследования старения материалов. На протяжении 2 лет образцы хранились при различной влажности, температуре, механическом воздействии. Электропроводящие свойства изменились в пределах 2 %. Теплофизические свойства остались неизменными, влияние механических воздействий на блочные образцы не повлияло на их проводящие свойства, однако, при увеличении степени нагружения при растяжении образцов КМ в виде пленок наблюдается значительная зависимость удельного электрического сопротивления от деформации [1–6].

Так же, данный материал можно получить, используя вторичный полипропилен в качестве матрицы. Это значительно удешевит производство и не нанесет лишнего вреда экологии, при сохранении всех полученных свойств. Сравнение характеристик материала на первичном и вторичном полипропилене представлено в таблице.

Сравнение характеристик материала на основе первичного и вторичного полипропилена

Показатель	ПП первичный		ПП вторичный	
	УНВ	ТУ	УНВ	ТУ
Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)	5,5	0,31	5,4	0,29
Значение удельного электрического сопротивления ρ , Ом·м	10^{-4}	$1,3 \cdot 10^{-3}$	10^{-4}	$1,5 \cdot 10^{-3}$

В работе получены композиционные материалы, которые могут быть использованы для изготовления защитных антистатических теплоотводящих подложек для электронного оборудования, платы других отдельных частей аппаратуры на космическом корабле.

Список литературы

1. Лопаткина С.В. Инновационные технологии производства материалов в кабельной промышленности // Инновационные технологии производства и хранения материальных ценностей для государственных нужд: междунар. науч. сборник. 2015. Вып. 3. С. 195–202.
2. Кондратенко В.С., Сакуненко Ю.И. Необычные пластики – новые решения// РИТМ машиностроения. 2014. №8, вып. 96. С. 52–60.
3. Трансэнергопластики на основе пленочных композиционных материалов / Е.С. Цобкалло, О.А. Москалюк, А.С. Степашкина, В.Е. Юдин // Химические волокна. 2018. №4. С. 22–28.
4. Модификация теплообмена и оптимизация свойств материалов пластиковых радиаторов ретрофитных светодиодных ламп / И.Н. Ивукин, В.Е. Бугров, А.Р. Ковш, М.А. Однолюдов, А.Г. Шалковский, А.Е. Романов // Физика и механика материалов. 2013. Вып.17. С. 178–182.
5. Влияние ориентационной вытяжки на физико-механические свойства полипропиленовых пленочных нитей, наполненных наночастицами тенического углерода / Е.С. Цобкалло, О.А. Москалюк [и др.] // Известия вузов. Технология легкой промышленности. 2010. №4. С. 25–29.
6. Моделирование электропроводности композитных материалов, полученных на основе полипропилена и технического углерода / А.С. Степашкина, Е.С. Цобкалло, О.А. Москалюк, А.Н. Алешин // Письма в Журнал технической Физики. 2015. Т. 41, вып. 2. С. 7–15.

**РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ
ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ВОЛОКНИСТЫХ ПОЛИМЕРНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

**DEVELOPMENT OF WAYS TO INCREASE PHYSICAL
AND MECHANICAL CHARACTERISTICS
FIBROUS POLYMER COMPOSITE MATERIALS**

С.А. Зубарев

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь, Россия

ZubarevSergey@mail.ru

S.A. Zubarev

Research and Production Association «Iskra», Perm, Russia

ZubarevSergey@mail.ru

Аннотация. Приводятся результаты научно-экспериментальных исследований направленных на улучшение существующих композитных материалов и технологий их обработки. Предложены подходы поверхностной обработки, а также модификация связующего путем введения высокодисперсных добавок. Полученные результаты показали повышение физико-механических свойств при использовании представленных технологий.

Ключевые слова: композитные материалы, технология, поверхностная обработка, плазма.

Abstract. The results of scientific and experimental research aimed at improving the existing composite materials and technologies for their processing are presented. Approaches for surface treatment, as well as modification of the binder by introducing highly dispersed additives, are proposed. The results obtained showed an increase in physical and mechanical properties when using the presented technologies.

Keywords: composite materials, technology, surface treatment, plasma.

Создание нового поколения изделий из композитов в аэрокосмической технике связано с новыми подходами к выбору армирующих материалов и полимерных матриц с целью максимально-возможного повышения уровня физико-механических, теплофизических и технологических свойств. Для достижения более высокого уровня свойств композитов целесообразно исходить не только из подбора новых исходных компонентов, но и поиска путей улучшения существующих материалов и технологий.

В рамках работы выполнен целый ряд научно-экспериментальных исследований, подтверждающих эффективность различного рода модификаций применяемых в производстве компонентов КМ:

– проведена поверхностная обработка волокнистых наполнителей низкотемпературной плазмой.

– предложен и опробован принципиально новый метод поверхностной модификации углеродных наполнителей путем наноструктурирования раствора ПВС.

– предложена и опробована модификация эпоксидного и фенолоформальдегидного связующего высокодисперсными добавками.

Анализ полученных результатов показал, что все описанные пути модификации КМ имеют свои преимущества в части повышения физико-механических свойств. Углубленные исследования в этих направлениях открывают перспективы получения более высоких эксплуатационных свойств композитов и расширяют область их применения в РКТ.

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ
ИЗГОТОВЛЕНИЯ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ
ИЗ БРОНЗОВОГО СПЛАВА БРНХК С ВЫСОКОЙ
ЭЛЕКТРОПРОВОДНОСТЬЮ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ
В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**DEVELOPMENT OF TECHNOLOGY FOR MANUFACTURING
OF ELASTIC ELEMENTS FROM BRONZE ALLOY WITH
HIGH ELECTRICAL CONDUCTIVITY FOR APPLICATION
IN SPACE ROCKET ENGINEERING**

Е.А. Еськова

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

katya_zarya@mail.ru

E.A. Eskova

*Baltic State Technical University «Voenmeh» named after D.F. Ustinov,
Saint-Petersburg, Russia*

katya_zarya@mail.ru

Аннотация. В авиационной и космической технике используются многие системы, важной частью которых являются винтовые пружины из бронзовых сплавов. У таких изделий достаточно высокие требования по физико-механическим характеристикам, так как материал для упругих элементов должен удовлетворять требованиям статической, динамической, ударной и усталостной прочности, стабильности в процессе эксплуатации.

В изделиях специального назначения используется бериллиевая бронза. В данном проекте был исследован более дешевый заменитель никель-хром-кремниевой бронзы. Были проведены механические испытания на растяжение проволоки с регистрацией параметров акустической эмиссии. Бронза подвергалась различной термической обработке для выбора оптимального режима. Вид и режимы термической обработки выбирались в зависимости от материала, который используется для изготовления упругих элементов, пружин.

Также в процессе работы были проведены циклические испытания, кроме экспериментальных исследований входного и выходного контроля с использованием метода акустической эмиссии. Акустическая эмиссия – это излучение материалом механических волн, вызванных локальной динамической перестройкой структуры материала. Таким образом, в дальнейшем будут разработаны практические рекомендации по проектированию технологического процесса изготовления пружин из бронзового сплава БрНХК.

Ключевые слова: упругие элементы, механические свойства, испытания на растяжение, прочность, электромеханические системы, метод акустической эмиссии, космические системы, бронза, винтовые пружины, термическая обработка.

Abstract. Many systems are used in aviation and space equipment, an important part of which are screw springs made of bronze alloys. Such products have rather high requirements on

physical and mechanical characteristics, as the material for elastic elements must meet the requirements of static, dynamic, impact and fatigue strength, stability in the process of operation.

Beryllium bronze is used in special purpose products. In this project, a cheaper substitute of nickel-chromium-silicon bronze was investigated. Mechanical tensile testing of wire with registration of acoustic emission parameters was performed. The bronze was subjected to different heat treatment to choose the optimal mode. Type and modes of heat treatment were selected depending on the material used for manufacturing of elastic elements, springs.

In addition to experimental studies of input and output control using the acoustic emission method, cyclic tests were also carried out. Acoustic emission is the emission of mechanical waves by the material caused by local dynamic rearrangement of the material structure. Thus, in the future there will be developed practical recommendations on design of technological process of manufacturing of springs from bronze alloy.

Keywords: elastic elements, mechanical characteristics, tensile tests, strength, Electromechanical systems, acoustic emission method, space systems, bronze, screw springs, heat treatment.

Бронзовые сплавы используются в приборах, электрических машинах, автоматических устройствах как токоведущие и силовые упругие элементы высокой точности и надежности. Особое место бронзовые сплавы занимают в авиационной и космической технике в электромеханических системах (токосъемное устройство космического аппарата, электрошаговые двигатели космических и авиационных систем). Сплавы на основе меди незаменимы благодаря уникальному сочетанию высокого упрочнения, значительной упругой деформации, высокой электро- и теплопроводности, высокого сопротивления разрушению, а также коррозионной стойкости и возможности работы при высоких температурах.

Изготовление пружин сложный процесс и требует целого комплекса технических решений для получения качественной пружины. Помимо геометрических параметров, пружины должны обеспечивать заложенную в ее конструкцию силовую характеристику, поэтому при изготовлении пружин требуется тщательный подход к выбору технологических операций.

Необходимые свойства пружинные материалы получают за счет термической обработки. Термическая обработка обеспечивает увеличение предела упругости – важнейшей эксплуатационной характеристики пружинных материалов, поэтому одной из основных технологических операций считается термическая обработка пружин. Вид и режимы термической обработки выбираются в зависимости от используемого материала для изготовления пружин.

Залог длительной и стабильной эксплуатации пружин зависит от качества проведенного режима термической обработки пружин.

Материал для упругих элементов должен удовлетворять требованиям статической, динамической, ударной и усталостной прочности, стабильности в процессе эксплуатации. Поэтому к этим изделиям предъявляются высокие требования по физико-механическим характеристикам, например: величина зерна в материале должна быть не более 20 мкм, а в свою очередь направление зерна должно соответствовать направлению максимальных напряжений при радиальном сжатии [1, 2].

Удовлетворить всему комплексу многообразных и нередко противоречивых требований, предъявляемых к материалу пружин, сложно, и выбор наиболее подходящего материала часто встречает большие трудности. Учитывая повышенную стоимость бериллия, ведутся работы по поиску аналога сплава БрБ2, предназначенного для специальной техники [3, 4].

Выбор того или иного сплава и режима упрочняющей обработки зависит от условий службы соответствующих упругих элементов. Среди этих материалов актуальна разработка и внедрение процесса изготовления пружин из сплава БрНХК, который при соответствующем выборе оптимального режима термообработки может заменить кобальт- и никель-бериллиевые бронзы, гораздо более дорогостоящие, вредные в производстве и дефицитные [5–8].

В процессе работы проведены циклические испытания, экспериментальные исследования входного и выходного контроля с использованием метода акустической эмиссии (излучение материалом механических волн, вызванных локальной динамической перестройкой его структур) [9, 10]. Таким образом, в дальнейшем будут разработаны практические рекомендации по проектированию технологического процесса изготовления пружин из бронзового сплава БрНХК.

Список литературы

1. Высококачественная проволока из электротехнических бронз производства ОАО «КУЗОЦМ» / Н.С. Арсентьева, Н.Ф. Боков, Е.А. Казанцев, Л.М. Железняк, Л.Н. Марущак, Г.В. Бекленищева, К.А. Ломакина // *Металлург*. 2009. № 12. С. 62–65.
2. Железняк Л.М., Замараев В.А., Марущак Л.Н. Особенности производства бронзовой проволоки, отвечающей требованиям высокого уровня // *Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением*. 2017. № 9. С. 30–37.
3. Разработка технического обоснования возможности замены БрБ2 более экономичным сплавом - БрНХК и его входной и выходной контроль методом акустической эмиссии / Е.А. Еськова, Д.С. Герус, Е.Ю. Ремшев, М.Ю. Силаев // *Молодежь. Техника. Космос: труды XI Общероссийской молодежной науч.-техн. конф.* (г. Санкт-Петербург, 24 – 26 апреля 2019 г.). СПб., 2019. С. 150–155.
4. Беспалов Д.А. Исследование возможностей сплава БрНХК для изготовления винтовых пружин // *Металлообработка*. 2017. № 6. С. 24–29.
5. Исследование влияния аэротермоакустической обработки (АТАО) на свойства холоднодеформированной бронзы БрНХК / Г.А. Воробьева, М.Ю. Силаев, Е.Ю. Ремшев, Е.А. Еськова // *Инновационные технологии и технические средства специального назначения: труды двенадцатой общерос. науч.-практ. конф.*: в 3 т. / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2020. – Т. 2. С. 15–20.
6. Способ упрочнения легких сплавов аэротермоакустической обработкой в авиа- и ракетостроении / М.С. Калугина, Е.Ю. Ремшев, Г.А. Данилин, Г.А. Воробьева, А.К. Тельнов // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25, № 2. С. 230–239.
7. Комбинированный термо-акустический способ модификации структуры титанового сплава / М.С. Калугина, Е.Ю. Ремшев, Г.А. Данилин, Г.А. Воробьева, В.А. Пехов // *Вестник Московского авиационного института*. 2017. Т. 24, № 2. С. 185–196.
8. Влияние режимов термической и аэротермоакустической обработок на структуру бронзы БрНХК / Г.А. Воробьева, Е.Ю. Ремшев, Г.А. Данилин, Д.А. Беспалов // *Металлург*. 2018. № 3. С. 89–94.
9. Применение метода акустической эмиссии при определении механических характеристик проволоки БрНХК-2,5-0,6-0,7 при производстве упругих элементов / М.Ю. Силаев, Е.А. Еськова, Д.С. Герус, Е.Ю. Ремшев // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26, № 2. С. 182–192.
10. Petch N.J. The cleavage strength of polycrystals // *J. Iron Steel Inst*. 1954. Vol. 174. P. 25–28.

**УЛУЧШЕНИЕ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ
ИЗДЕЛИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДАМИ АДДИТИВНОЙ
ПЕЧАТИ. ВЛИЯНИЕ ГИДРО-АБРАЗИВНО-КАВИТАЦИОННОЙ
ОБРАБОТКИ НА ШЕРОХОВАТОСТЬ И ФОРМУ ОБРАЗЦОВ,
ПОЛУЧЕННЫХ С ПОМОЩЬЮ СЕЛЕКТИВНОГО
ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ**

**IMPROVING THE QUALITY OF THE SURFACE LAYER
PRODUCTS OBTAINED BY THE METHODS OF ADDITIVE
PRINTS. INFLUENCE OF HYDRO-ABRASIVE-CAVITATION
PROCESSING FOR ROUGHNESS AND FORM OF
SAMPLES, OBTAINED WITH THE HELP OF
SELECTIVE LASER FUSION**

А.В. Балякин, Е.С. Гончаров

*Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королева, Самара, Россия*

zhekanon@gmail.com

A.V. Balyakin, E.S. Goncharov

*Samara National Research University
named after academician S.P. Korolev, Samara, Russia*

zhekanon@gmail.com

Аннотация. Детали, изготавливаемые методом селективного лазерного сплавления, не удовлетворяют требованиям шероховатости и волнистости поверхности и нуждаются в дополнительной обработке. В данной работе рассмотрена гидро-абразивно-кавитационная обработка внутренних поверхностей и ее влияние на шероховатость и геометрию детали. В качестве обрабатываемого изделия использовались цилиндрические образцы, выращенные из титанового сплава Вt6. Результаты обработки показали уменьшение шероховатости, но при этом внутренние углы имеют большую шероховатость поверхности, чем плоские внутренние грани при одинаковой скорости их обработки гидроабразивным методом. Отдельные пики, возникшие из-за эффекта баллинга, требуют большего времени на обработку. Также отмечено, что кавитационные пузырьки позволяют ускорить процесс обработки.

Ключевые слова: аддитивные технологии, метод селективного лазерного сплавления, гидро-абразивно-кавитационная обработка, титановый сплав.

Abstract. Parts made by selective laser fusion do not meet the requirements for roughness and waviness of the surface and need additional processing. This paper considers the hydro-abrasive-cavitation treatment of internal surfaces and its effect on the roughness and geometry of the part. Cylindrical samples grown from VT6 titanium alloy were used as the workpiece. The processing results showed a decrease in roughness, but at the same time the inner corners have a greater surface roughness than flat inner faces at the same speed of their

processing by hydroabrasive method. Individual peaks due to the balling effect take longer to process. It is also noted that cavitation bubbles can speed up the processing process.

Keywords: additive technologies, selective laser fusion method, hydro-abrasive-cavitation treatment, titanium alloy.

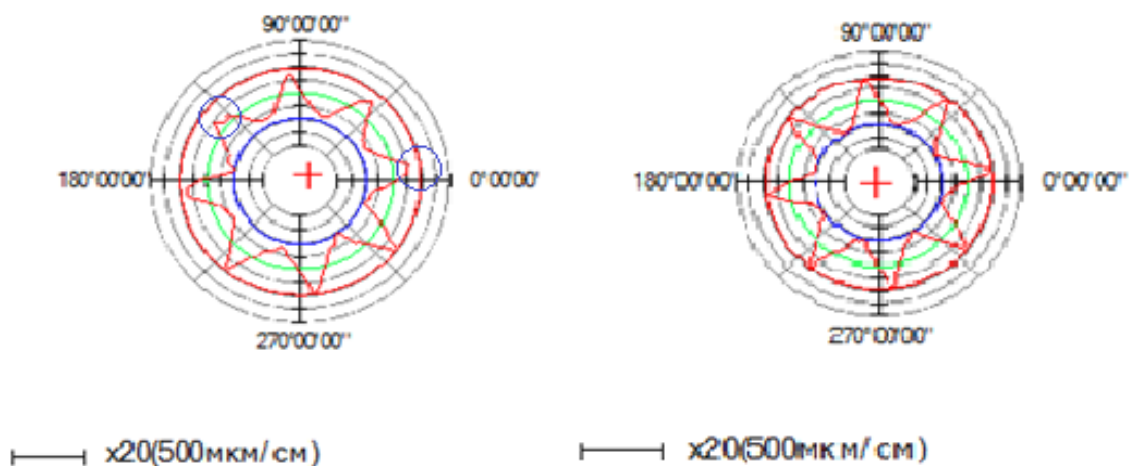
Аддитивные технологии в настоящий период времени получают все большее распространение в мире, так как уменьшают время на получение первых опытных образцов, могут снизить массу изделия, уменьшить число сборочных элементов и в некоторых случаях увеличить срок жизни изделия. Одной из таких аддитивных технологий получения изделий из металла является метод селективного лазерного сплавления (СЛС), являющийся широко распространённым [1, 2]. Несмотря на большое распространение, установки СЛС не позволяют получить изделие, удовлетворяющее требованиям по шероховатости и волнистости поверхности, шероховатость получаемых изделий $Ra = 10\text{--}40$ мкм [3, 4], в зависимости от геометрии изделия, используемого материала и параметров выращивания. Из-за прилипания нерасплавившихся частиц к поверхности заготовки, так называемый баллинг-эффект [5, 6], эффекта лесенки и особенностей выращивания поверхности чаще нуждаются в доработке. Традиционные методы лезвийной обработки и обработка закрепленными абразивами могут использоваться в случаях, когда выращиваемое изделие имеет открытую поверхность с толстыми стенками, в других случаях возникает необходимость разработки и использования других методов обработки. В данной работе будет рассмотрена гидро-абразивно-кавитационная обработка внутренних поверхностей (каналов и полостей), ее влияние на шероховатость поверхностного слоя получаемых изделий и на их геометрию.

Для проверки влияния гидро-абразивно-кавитационной обработки на поверхностный слой была собрана лабораторная установка, состоящая из бака, в котором смешивалась вода и абразив, насоса, прокачивающего рабочее тело через образцы, двух манометров, измеряющих давление в системе до и после держателя образцов, термометра, фитингов и труб, соединяющих насос и держатель образцов. В качестве обрабатываемого изделия использовались цилиндрические образцы, выращенные из титанового сплава Вt6 (аналог сплава Ti-6Al-4V, который получил широкое распространение во всем мире [7, 8]) на установке SLM 280. Напечатанные образцы имели разную огранку для проверки возможности ее удаления с помощью метода гидроабразивной обработки. Образцы 1–3 сохранялись с линейным отклонением 0,36. Количество внутренних граней было равно 8. Отклонение от круглости модели 0,36 мм. Образцы 4–6 сохранены линейным отклонением в 0,1, количество внутренних граней равно 16, отклонение от круглости модели равно 0,1 мм. Образцы, обрабатываемые в прошлых опытах [9,10], имели 29 граней с линейной интерполяцией в 0,03, при этом данное линейное отклонение связано не с сохранением в формате STL, а с настройками печати самой машины по выращиванию.

До обработки с помощью гидроабразива образцы измерены с помощью профилометра hommel-etamic w55, помимо шероховатости была измерена круглость образцов на кругломере Mitutoyo Roundtest RA-1600. После 30 мин обработки в установке каждый образец был снова измерен. Измерения кругломером показывают, что уже на этапе выращивания образцы отличаются друг от друга по показаниям круглости (таблица). Из-за эффекта баллинга в некоторых зонах на образце скопление таких частиц может быть больше, чем на других зонах, за счет чего распределение круглости и шероховатости по образцам будет неравномерным. Как видно на рисунке, некоторые углы искажены из-за эффекта баллинга.

Результаты измерения шероховатости до обработки показали, что в образцах 1–3 среднее арифметическое отклонение профиля в углах была в диапазоне от 9,21 мкм до 17,41 мкм, на плоских гранях от 8,39 мкм до 13,5 мкм. Среднее же значение шероховатости Ra в углах было равным 13,57 мкм, на гранях – 10,95 мкм. Это говорит о том, что в углах шероховатость будет больше, так как прилипших? не полностью расплавленных

частиц будет больше. После обработки минимальная шероховатость в углах была равна 5,52 мкм, максимальная 18,54 мкм, среднее значение шероховатости по углам – 10,03 мкм, что говорит о том, что в среднем шероховатость в углах уменьшилась на 3,54 мкм. Минимальная шероховатость на гранях после обработки составила 4,99 мкм, максимальная – 9,08 мкм, средняя – 7,41 мкм, что говорит о снижении шероховатости в среднем на 3,54 мкм. Таким образом, износ поверхности в среднем одинаковый, как в углах, так и на плоских поверхностях, но за счет большей первоначальной шероховатости в углах, шероховатость в углах после обработки будет больше. В отдельных случаях шероховатость в углах становилась больше после обработки – отдельные большие пики не удалялись за счет гидроабразива, но при этом маленькие пики становились еще меньше.



Среднее значение	Номер образца					
	1	2	3	4	5	6
До	339,258	317,614	313,900	150,527	125,908	104,395
После	308,774	311,908	311,830	93,988	96,887	102,169
Разница	30,484	5,706	2,070	56,539	29,021	2,226
Исходная модель	360	360	360	100	100	100

Рис. Круглость первого образца до и после обработки
Среднее значение отклонения от круглости образцов

Во время обработки температура в системе росла, и по показаниям двух манометров можно было следить за появлением кавитации в системе. Температура в системе повышалась с 20°C до 47°C, за счет чего количество кавитационных пузырьков в зоне обработки росло, и, как следствие, увеличивался перепад давлений на манометрах. Образец 1 обрабатывался первым, и температура в системе во время его обработки была наименьшей, образец 6 обрабатывался с максимальной температурой в 47°C. Анализируя изменение шероховатости на образцах 1–6, можно сказать, что образцы 3–6 обрабатывались лучше, чем образец 1, что может говорить о положительном влиянии кавитации на обработку поверхности.

Выводы

Кавитационные пузырьки могут ускорять процесс обработки.

Внутренние углы имеют большую шероховатость поверхности, чем плоские внутренние грани, но скорость их обработки гидроабразивным методом одинакова.

Отдельные пики, возникшие из-за эффекта баллинга, могут потребовать увеличения времени на обработку.

Образцы, полученные методом СЛС, имеют разное отклонение от круглости, отличающееся от исходной модели. После обработки, а в некоторых случаях сразу после печати, круглость меньше, чем таковая у исходной модели. Это следует учитывать для тех случаев, когда необходимо специально получить граненую форму.

Список литературы

1. Lewandowski J.J., Seifi M. Metal additive manufacturing: a review of mechanical properties // *Annu. Rev. Mater. Res.* 2016. Vol. 46. P. 151–186.
2. Hrabec N., Quinn T. Effects of processing on microstructure and mechanical properties of a titanium alloy (Ti-6Al-4V) fabricated using electron beam melting (EBM), part 1: distance from build plate and part size // *Mater. Sci. Eng. A.* 2013. Vol. 573. P. 264–270.
3. Surface roughness of Ti-6Al-4V parts obtained by SLM and EBM: Effect on the High Cycle Fatigue life / B. Vayssette, N. Saintier, C. Brugger, M. Elmay, E. Pessard // *Procedia Engineering.* 2018. Vol. 213. P. 89–97.
4. On the effect of internal channels and surface roughness on the high-cycle fatigue performance of Ti-6Al-4V processed by SLM / J. Günther, S. Leuders, P. Koppa, T. Tröster, S. Henkel, H. Biermann, T. Niendorf // *Materials & Design*. 2018. 143. P. 1–11.
5. A study of the micro-structural evolution during selective laser melting of Ti-6Al-4V / L. Thijs, F. Verhaeghe, T. Craeghs, J.V. Humbeeck, J.P. Kruth // *Acta Mater.* 2010. Vol. 58. P. 3303–3312.
6. Tolochko N., Mozzharov S., Yadroitsev I., Balling processes during selective laser treatment of powders // *Rapid Prototyp.* 2004. Vol. 10. P. 78–87.
7. Process window for electron beam melting of Ti-6Al-4V / A. Kirchner, B. Klöden, J. Luft, T. Weißgärber, B. Kieback // *Euro PM2014 Proc.* 2014.
8. Critical assessment of the fatigue performance of additively manufactured Ti-6Al-4V and perspective for future research / P. Li, D.H. Warner, A. Fatemi, N. Phan // *Int. J. Fatigue.* 2016. Vol. 85. P. 130–143.
9. Balyakin A.V., Goncharov E.S. Hydroabrasive machining of internal channels of parts obtained by SLM // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering.* 2020. Vol. 862, issue 3.
10. Гончаров Е.С., Балякин А.В., Гидроабразивная обработка титановых образцов ВТ6, полученных методом СЛС // *Автоматизированное проектирование в машиностроении.* 2019. С. 112–116.

Секция 5

Системные проектно-конструкторские
решения при проведении испытаний
ракетно-космической техники.

Сбор, обработка и оценка
результатов испытаний

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ КОНСТРУКЦИИ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА НАНОСПУТНИКА НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ

STRUCTURE DYNAMICAL ANALYSIS AND EXPERIMENTAL DEVELOPMENT OF THE NANOSATELLITE ON MECHANICAL EFFECTS

Г.Ю. Станишевский, Д.А. Рачкин, С.Н. Польщиков, С.М. Тененбаум

*Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия*

gleb_stanishevskij@mail.ru

G.Yu. Stanishevsky, D.A. Rachkin, S.N. Polshchikov, S.M. Tenenbaum

Moscow State Technical University named after N.E. Bauman, Moscow, Russia

gleb_stanishevskij@mail.ru

Аннотация. Приведены результаты компьютерного моделирования и экспериментальной отработки наноспутников «Ярило» разработанных в МГТУ им. Н.Э.Баумана, которые создадут группировку на низкой околоземной орбите с помощью роторного солнечного паруса. К разработанным спутникам предъявляется ряд требований, в частности, по стойкости к воздействию внешних факторов среды, а также требования к надёжности. Один из способов получения данных о стойкости и надёжности аппарата, это компьютерное моделирование условий эксплуатации, включающие в себя: транспортировку микрокосмического аппарата (МКА), выведение на орбиту и непосредственную работу в космосе. Наряду с первым методом в рамках проведения конструкторско-доводочных испытаний были получены результирующие данные экспериментальной отработки созданных изделий на и механические воздействия. Модальный анализ компьютерной модели МКА «Ярило» проводился в программном комплексе SOLIDWORKS Simulation. В результате исследования были получены первые формы и частоты собственных колебаний как для аппарата в целом, так и его отдельных модулей и структурных элементов. Верификация результатов компьютерного моделирования происходила путём модальных испытаний отдельных частей аппарата, по результатам которых была выявлена наименьшая собственная частота всей конструкции.

Ключевые слова: вибрационные воздействия, компьютерное моделирование, модальный анализ, «Ярило», солнечный парус, наноспутники, испытания.

Abstract. This work presents computer simulation results and experimental testing of nanosatellites «Yarilo» that have been developed at the Moscow State Technical University named after N.E.Bauman and which will create a satellites constellation in low-Earth orbit using a rotary solar sails. It has a number of requirements, in particular, in terms of resistance to environmental factors, as well as requirements for reliability. One of the ways to obtain data on the durability and reliability of the vehicle is computer simulation of operating conditions, including: transportation of a microspace vehicle (MSV), launching into orbit and work in space. Along with the first method, as part of the design tests, the resulting data were obtained from the experimental

testing of the created products on mechanical effects. Modal analysis of the computer model of the «Yarilo» spacecraft was carried out in the SOLIDWORKS Simulation software package. As a result of the research, the first forms and frequencies of natural vibrations were obtained, both for the vehicle and for its individual modules and structural elements. Verification of the results of computer modeling was carried out by modal tests of individual parts of the vehicle. According to the results the lowest natural frequency of the structure was revealed.

Keywords: vibration, computer modeling, modal analysis, «Yareelo», solar sail, nanosatellites, tests.

В УНМКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана студентами и аспирантами разрабатывается группировка наноспутников «Ярило» типоразмера CubeSat 1,5U, предназначенных для исследования Солнца и Солнечно-земных связей с помощью приборов: рентгеновского спектрофотометра разработки ФИАН им. П.Н. Лебедева, детектора космической радиации разработки НИИЯФ МГУ [1–4]. Запуск аппаратов планируется в качестве полезной нагрузки на РН «Союз-2» с РБ «Фрегат» по программе «УниверСат» ГК Роскосмос.

В момент выведения на орбиту в составе РН и РБ на МКА «Ярило», будут действовать внешние факторы динамического характера [5], которые будут вызывать колебательные процессы конструкции МКА; для избежания возникновения резонансных явлений разработчикам наноспутников не разрешается иметь в конструкции МКА резонансные частоты колебаний ниже 40 Гц. Для подтверждения выполнения данного условия разработана конечно-элементная модель и проведен модальный анализ; для подтверждения достоверности полученных результатов модель прошла верификацию по результатам эксперимента [6].

Создание 3D-модели и построение конечно-элементной модели (КЭМ) МКА (рис. 1) выполнено с использованием программного комплекса SOLIDWORKS и SOLIDWORKS Simulation [7, 8].

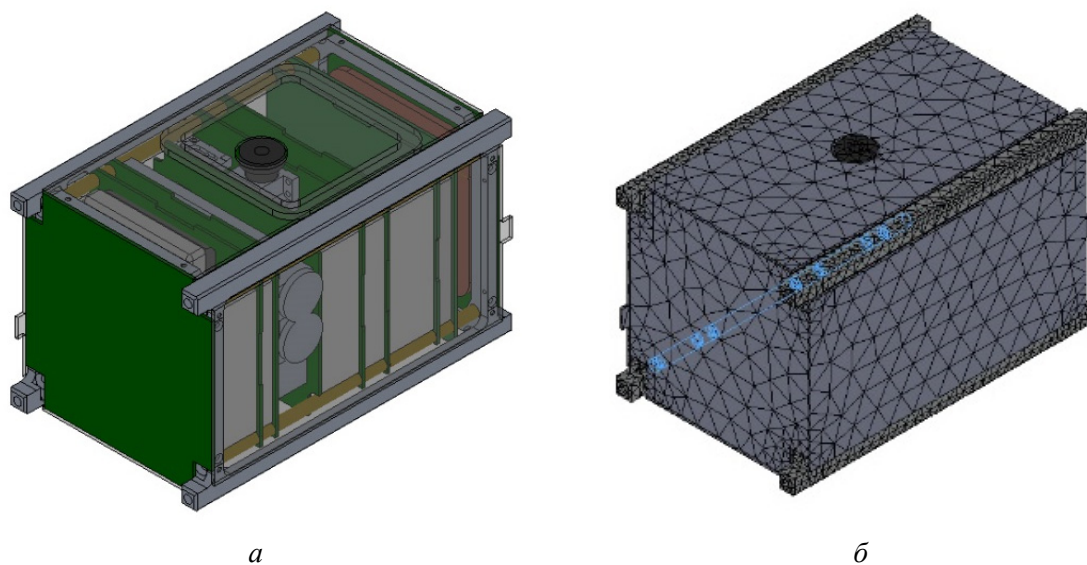


Рис. 1. Модель: *а* – внешний вид модели, *б* – КЭМ

Конечно-элементная модель была создана по упрощённой модели: многие элементы конструкции были переработаны и упрощены (такие как отверстия, крепежные элементы, электронная компонентная база), часть исключена из анализа при сохранении массовой составляющей вошедшей в более крупные элементы модели. Полученная КЭМ содержит в себе 148841 узлов и 84444 элемента, основная часть это тетраэдральные элементы второго порядка, полученные алгоритмом автоматической генерации расчетной сетки.

В результате расчётного модального анализа были получены частоты, формы и массовое участие для первых пяти моделей (таблица), для МКА в целом и для его

составляющих, таких как: внешние солнечные панели (статические и раскрываемые), модуль системы энергоснабжения, солнечного паруса, управления бортовым комплексом и другое.

Собственные частоты колебаний конструкции МКА «Ярило»

№ тона	Значение собственной частоты колебаний, Гц	Эффективная модальная масса	Характеристика тона колебаний
1	70,59	0,00009	Первые тона изгибных колебаний раскрываемых панелей СБ перпендикулярных оси Y МКА
2	70,76	0,00010	
3	80,95	0,01790	
4	90,62	0,01650	
5	150,22	0,01450	
6	150,53	0,01441	
7	168,79	0,01723	Первые тона изгибных колебаний нераскрываемых панелей СБ перпендикулярных оси X МКА
8	180,22	0,01756	
	381,03	0,32615	Первый тон изгибных колебаний стека плат внутри корпуса МКА
	387,78	0,21773	Второй тон изгибных колебаний стека плат внутри корпуса МКА
	300... 450		Первые тона изгибных колебаний внутренних плат МКА и торцевых панелей СБ, вторые собственные тона колебаний панелей СБ

Верификация модели происходила путём модальных испытаний (рис. 2) раскрываемой солнечной батареи – составной наноспутника, на которой по результатам анализа была выявлена наименьшая собственная частота всей конструкции.

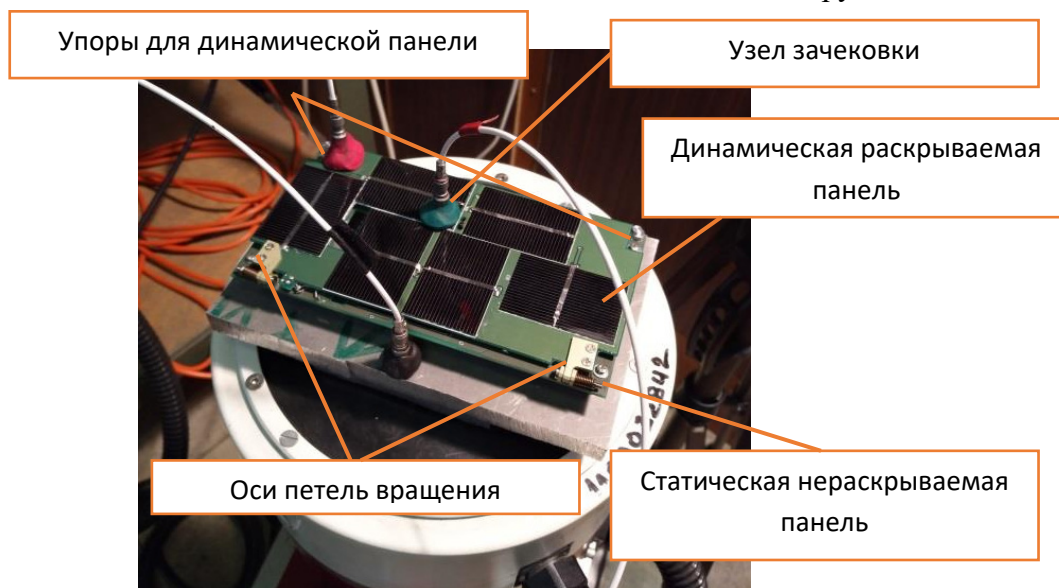


Рис. 2. Размещение объекта испытаний на стенде (указаны номера вибродатчиков)

Для испытаний использовалась конструкция, изготовленная по той же конструкторской и технологической документации, что и лётное изделие. Объект испытаний

размещался на плите вибростенда, колебания возбуждались по направлению колебательного движения исследуемой моды путем приложения синусоидального единичного воздействия с плавным увеличением частоты, в результате чего была получена АЧХ объекта испытаний. В результате сравнения резонансных частот (полученных с АЧХ) с собственными частотами, полученными в результате моделирования, сделан вывод о качественном совпадении значений. Также в КЭМ было осуществлено варьирование жесткости узла зачеховки раскрываемой панели с целью определения его значения, обеспечивающего совпадение с экспериментальными данными. В ходе верификации был получен удовлетворительный результат, подтверждающий релевантность динамической КЭМ.

Для подтверждения вибропрочности конструкции МКА «Ярило» проводились испытания его макетов с квалификационным уровнем нагружения. Лётные образцы подвергались воздействию только эксплуатационного уровня нагружений [9].

Макеты МКА с электрически действующими служебными системами (изготовленными с минимальными отступлениями от лётных образцов) и габаритно-массовыми имитаторами полезной нагрузки подвергались механическим нагружениям (рис. 3), таким как: вибрационные нагрузки (широкополосное случайное воздействие), ударные нагрузки, квазистатические нагрузки с квалификационным уровнем воздействия. Цикл испытаний состоял из двух этапов задачами которых были: проверка правильности принятых конструкторских решений, выявление конструктивных недостатков с целью последующей корректировки конструкторской документации и доработки конструкции МКА – для первого этапа, и примерка МКА к оснастке – аналогу пускового контейнера и проведение в данной оснастке испытаний с вибрационным нагружением конструкции МКА – для второго этапа.

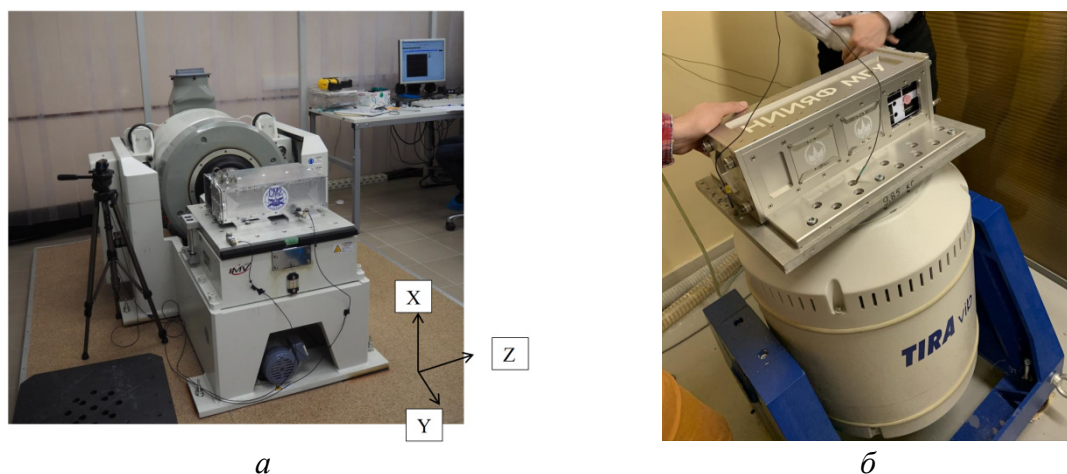


Рис. 3. Испытание: *а* – расположение объекта испытаний на стенде IMV, *б* – расположение оснастки для испытаний на стенде TIRA [10]

Пример программы испытаний для первого этапа (рис. 4):

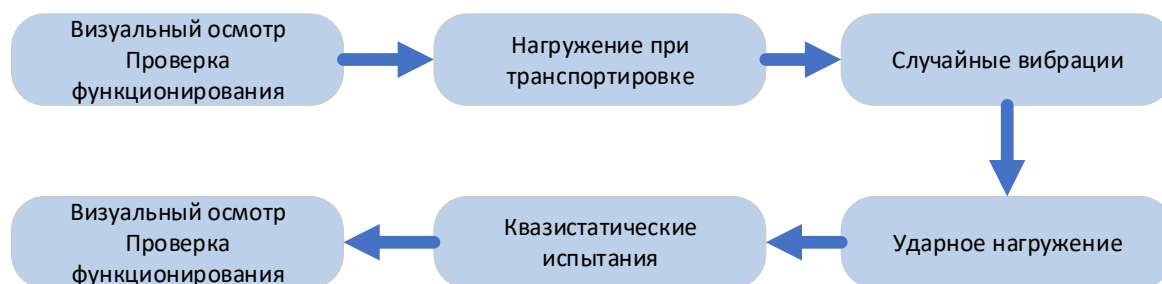


Рис. 4. Программа испытаний первого этапа

Нагружение при транспортировании МКА, установленные в испытательную оснастку, подвергались воздействию ударов в трёх взаимно-перпендикулярных направлениях.

Квазистатические испытания проводились путём воздействия на объект испытаний гармонической вибрации с амплитудой 10g и частотой (15 Гц), значительно меньшей первой собственной, определенной по результатам модального анализа (70,6 Гц), что позволяет нагрузить конструкцию не вызывая динамических явлений.

Случайные вибрации – моделирующие наибольшие уровни воздействия, происходящие во время работы I и II ступеней РН «Союз-2». Воздействие широкополосной случайной вибрации в трёх взаимно-перпендикулярных направлениях

Ударное нагружение – воздействие на МКА установленным на испытательной оснастке ударным ускорением, равным 150g (в пике), на промежутке 0,5 мс.

По завершению всех видов испытаний по каждой из осей проводился внешний осмотр объекта испытаний (без извлечения МКА из оснастки) в объёме:

- контроль состояния элементов зачековки раскрываемых панелей;
- проверка состояния крепёжных элементов панелей;
- визуальный контроль отсутствия трещин на солнечных элементах панелей СБ.

Телеметрический контроль МКА проводился после включения МКА переводом технологического выключателя (без извлечения МКА из оснастки). Информационный обмен – контроль проверочной аппаратуры с МКА – осуществлялся по штатному радиоканалу информационного обмена, при этом на КПА была получена информация об успешном выполнении следующих операций:

- инициализация обоих комплектов модуля радиосвязи;
- инициализация обоих полукомплектов бортовой вычислительной машины;
- инициализация модуля электропитания, с выдачей значения напряжения каждой аккумуляторной батареи и потребляемой мощности на шинах МКА;
- инициализация модуля системы управления движением и навигации с двигателями маховиками;
- тестовая раскрутка двигателей маховиков.

По завершению всех видов испытаний проводилось извлечение МКА из оснастки с внешним осмотром в следующем объёме:

- свободное (без заеданий) извлечение МКА из оснастки.

Механическая целостность конструкции МКА:

- сохранение контровки крепёжных элементов (контроль визуальный по следам нанесения контровочного состава);
- целостность нитей зачековки раскрываемых панелей;
- визуальное отсутствие трещин и проч. следов механических поломок (включая датчики и солнечные элементы);
- отсутствие посторонних звуков в полости МКА при прокрутке;
- осмотр трущихся поверхностей на предмет наличия аномальных отклонений формы, наминов, задиров и проч.
- контроль сохранения геометрических размеров корпуса МКА.

По завершению всех видов испытаний и извлечения МКА из оснастки проводился телеметрический контроль, с включением МКА посредством срабатывания датчиков отделения

По результатам проведённых проверок замечаний не выявлено.

Список литературы

1. Rotary solar sail for nanosatellite constellation formation / V. Mayorova, V. Melnikova, S. Tenenbaum, D. Rachkin, O. Kotsur, D. Romanenko, V. Pavlyuchenko, K. Frolov, V. Goryunova, A. Gataulina // Proceeding of 70th International Astronautical Congress. 2019.

2. Solar sail-driven nanosatellite constellation for Sun activity monitoring / E. Timakova, S. Kuzin, S. Bogachev, N. Nerovny, S. Tenenbaum, D. Romanenko, D. Rachkin, V. Pavlyuchenko, K. Frolov, V. Melnikova, M. Koretskii, N. Goncharov, I. Iastrebova, A. Sharovalov, A. Borovikov, A. Ignateva, S. Dyatkov, A. Pertsov, A. Kirichenko // 69th International Astronautical Congress. 2018.
3. «Ярило» – проект построения группировки наноспутников для исследования Солнца / Н.В. Гончаров, М.Ю. Корецкий, В.И. Майорова, В.Г. Мельникова, Н.А. Неровный, Д.А. Рачкин, С.М. Тененбаум, Е.Д. Тимакова, К.А. Фролов, И.В. Ястребова, С.А. Богачев, С.Ю. Дятков, А.С. Кириченко, С.В. Кузин, А.А. Перцов // Космонавтика и ракетостроение. 2018. Т. 100 (1). С. 69–78.
4. Nanosatellite sun observation system / V. Mayorova, E. Timakova, V. Melnikova, A. Ignateva, S. Kuzin // International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET). Vol. 9, issue 10. 2018. P. 990–1000.
5. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. №. 3. С. 71–80.
6. Иголкин А.А., Сафин А.И., Филипов А.Г. Модальный анализ динамического макета малого космического аппарата «Аист-2Д» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. №. 2.
7. Andreas Ampatzoglou, Vassilis Kostopoulos. Design, Analysis, Optimization, Manufacturing, and Testing of a 2U Cubesat // International Journal of Aerospace Engineering. 2018. June.
8. Sekerere K., Mushiri T. Finite element analysis of a cubesat // International Symposium on Industrial Engineering and Operations Management, Bristol, UK. 2017.
9. Результаты экспериментальной отработки наноспутника «Ярило» на механические воздействия / С.Н. Польщиков, Г.Ю. Станишевский, Д.А. Рачкин, А.А. Боровиков // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика СП Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. 2020. С. 144–145.
10. TIRA GMBH – THE COMPANY: [Электронный ресурс]. URL: www.tira-gmbh.de (дата обращения: 13.02.2020).

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ ТЕПЛО ВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НОВЫМ СПОСОБОМ

RESEARCHES FOR SC TVT BY A NEW METHOD

В.И. Волков¹, М.С. Митрофанов²

Военно-промышленная корпорация

«Научно-производственное объединение машиностроения», Реутов, Россия

¹v.i.volkov@vpk.npomash.ru, ²Mihail1957@inbox.ru

V.I. Volkov¹, M.S. Mitrofanov²

Military-industrial corporation

«Scientific –production association of mechanical engineering», Reutov, Russia

¹v.i.volkov@vpk.npomash.ru, ²Mihail1957@inbox.ru

Аннотация. В настоящее время аксиальные тепловые трубы нашли широкое применение в СОТР космического аппарата негерметичного исполнения.

При использовании в наземных условиях АТТ должна располагаться горизонтально, так как, из-за малого капиллярного давления, развиваемого в аксиальных каналах, теплопередающая способность АТТ сильно зависит от угла наклона АТТ.

При ТВИ КА полной сборки расположить все АТТ в горизонтальном положении не представляется возможным.

Учитывая конструктивные особенности проектируемых КА негерметичного исполнения, корпус которых выполнен в виде прямоугольного параллелепипеда с боковыми гранями из сотовых панелей, содержащих тепловые трубы, сопряженные (в тепловом отношении) с коллекторными тепловыми трубами, был предложен способ тепловакуумных испытаний с вертикально расположенными АТТ.

Получен принципиально новый способ проведения ТВИ КА с вертикально расположенными АТТ без разворачивания ТСП в горизонт, что позволит исключить такие недостатки в проведении ТВИ, как:

- а) использование вакуумных камер больших размеров;
- б) использование только индивидуальных нагревателей сотовых панелей для имитации внешних тепловых потоков;
- в) необходимость проектировать и изготавливать специальные стендовые (не штатные) коллекторные трубы и стендовую кабельную сеть;
- г) отсутствие тепловой связи (по коллекторным тепловым трубам) между крайними сотовыми панелями, что влияет на теплообмен между всеми сотовыми панелями;
- д) отсутствие теплообмена излучением между сотовыми панелями и приборами.

Результаты испытаний рекомендуется использовать при проведении тепловакуумных испытаний СОТР перспективных КА.

Ключевые слова: ТВИ КА, экспериментальная ТСП, использование вертикально расположенных АТТ в наземных условиях.

Abstract. Nowadays the axial heat pipes (AHP) become widely used in SC (spacecraft) thermal control system (TCS) of not-sealed configuration.

While using AHP in ground conditions it is to be placed in horizontal position because due to low capillary pressure created in axial channels the AHP heat transportability is highly dependent on AHP inclination angle.

During thermal-vacuum tests (TVT) of completely assembled SC it is impossible to locate all AHPs in horizontal position.

Taking into consideration the structural features of the designed not-sealed SC which-bodies are made as rectangular parallelepiped with side edges from honeycomb panels containing pipes, connected (in heat relation) with collector thermal pipes, a TVT method was suggested with AHPs located in vertical position.

A conceptually new method of SC TVT was derived at with AHPs located in vertical position without deployment of thermal honeycomb panels into horizontal position, which will help to avoid such disadvantages of TVT as:

- a) use of large vacuum chambers;
- b) use only of individual heaters of honeycomb panels for external heat flux simulation;
- c) necessity to design and manufacture the special stand (not actual) manifold pipes and stand cable network;
- d) absence of thermal connection (vide manifold thermal pipes) between the edge honeycomb panels, that effects the heat-exchange between all honeycomb panels;
- e) absence of thermal exchange by radiation between honeycomb panels and instruments.

It is recommended to use the test results during TCS TVTs of advanced SCs.

Keywords: thermal-vacuum tests, experimental honeycomb panel, use of vertically positioned axial heat pipes in ground-based conditions.

В основе создания и отработки космического аппарата (КА) лежит учет особенностей функционирования изделия в космосе, программы полета и целевых задач КА. Тепловакуумные испытания (ТВИ) являются частью отработки КА, выполнение которой должно обеспечить экспериментальные исследования технических характеристик системы обеспечения теплового режима (СОТР) КА по параметрам теплового режима в течение заданного срока эксплуатации изделия, количественных и качественных характеристик теплообмена КА при различных режимах эксплуатации максимально приближенных к полетным. Ввиду конструктивных особенностей аксиальных тепловых труб (АТТ) входящих в состав тепловой сотовой панели (ТСП), а именно из-за малого капиллярного давления, развиваемого в аксиальных каналах, теплопередающая способность АТТ сильно зависит от угла наклона АТТ. Поэтому ТВИ проводятся таким образом, чтобы при испытаниях КА полной сборки все АТТ расположены в строго горизонтальном положении, что не всегда представляется возможным. Данное условие накладывает ряд ограничений, с которыми сталкиваются конструкторы при проектировании КА. В данной работе представлен новый способ проведения тепловакуумных испытаний космического аппарата. Предлагаемый способ позволяет проводить ТВИ КА с вертикально расположенными АТТ без разворачивания ТСП в горизонт. Проведены ТВИ экспериментальной ТСП с вертикально расположенными АТТ при различной тепловой нагрузке. Исследованы поля температур по поверхности ТСП при одновременном задействовании нагревателя, охладителя и имитаторов приборов. Определена работоспособность АТТ в ТСП при различном расположении имитаторов приборов по длине АТТ при их вертикальном и горизонтальном положении. Для различных режимов на основании экспериментальных данных определено термическое сопротивление АТТ. Предложенный способ проведения тепловакуумных испытаний космического аппарата, защищен патентом № 2711407 от 17.01.2020 г.

КВАНТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В XXI В.

QUANTUM INFORMATION TECHNOLOGIES IN THE XXI CENTURY

Ю.А. Смирнов

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

yuriy.smirnov.quantum@mail.ru

Yu.A. Smirnov

*Baltic State Technical University «Voenmeh» named after D.F. Ustinov,
Saint-Petersburg, Russia*

yuriy.smirnov.quantum@mail.ru

Аннотация. Целью работы является краткий обзор квантовых вычислений, а также исследование квантового алгоритма решения системы линейных алгебраических уравнений и его имитационное моделирование на ЭВМ в программе MATLAB.

Ключевые слова: квантовый компьютер, кубит, квантовый алгоритм, собственное число, собственное значение, матрица, СЛАУ.

Abstract. The aim of the work is a brief overview of quantum computing, as well as the study of a quantum algorithm for solving a system of linear algebraic equations and its simulation on a computer in the MATLAB program.

Keywords: quantum computer, qubit, quantum algorithm, eigenvalue, eigenvalue, matrix, SLAE.

Квантовые технологии уже изменили повседневную жизнь. Компьютеры, мобильные телефоны, медицинские изображения, лазеры и сверхпроводники – все это появилось в результате научной революции начала XX в., когда физики открыли внутреннюю работу атома с помощью квантовой механики. Такие квантовые технологии включают в себя невзламываемое шифрование, сверхчувствительные сенсоры и новые способы обработки изображений.

На протяжении десятилетий вычислительная мощность ЭВМ росла в соответствии с законом Мура. Размеры транзисторов приблизились к размеру атома, из-за чего на их работе сказываются квантовые эффекты. Это технологическое ограничение послужило толчком к переходу к другой парадигме вычислений, развитию квантовой информатики и к созданию квантового компьютера [1, 2]. Квантовые компьютеры – это устройства, которые используют для вычислений принципы квантовой механики. Для некоторых задач квантовые алгоритмы обеспечивают существенное ускорение по сравнению с их лучшим классическим аналогом [2]. Этим объясняется интерес к квантовым компьютерам со стороны как технологических гигантов, так и ведущих стран: Великобритании, Германии, Израиля, Канады, Китая, Нидерландов, России, США, Франции, Японии.

Кроме того, наблюдается постоянное расширение поля исследований квантовых вычислений и квантовых технологий в целом по всему миру (рис. 1).

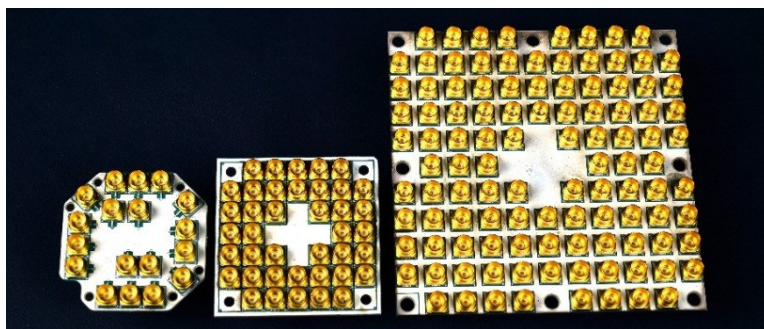


Рис. 1. Квантовые процессоры Intel. Слева направо: 7, 17 и 49 кубитов

Наряду с государственными инвестициями сотни компаний инвестируют в эту область и проводят собственные исследования: IBM, Google, Alibaba, Hewlett Packard, Tencent, Baidu и Huawei.

Компания Google в настоящее время создала квантовый процессор на 53 кубитах под названием Sycamore, который может решать специализированные задачи за 200 секунд, на что суперкомпьютеру потребовалось бы 10 000 лет [3]. Безопасное шифрование с использованием квантовой технологии уже является коммерческим продуктом. Квантовый компьютер так же стал доступен как коммерческий продукт, например, канадская фирма D-Wave Systems продает квантовые компьютеры D-Wave. Эти машины специализируются на конкретных задачах, известных как проблемы оптимизации. Эта фирма привлекла 177 миллионов долларов (рис. 2).

В начале 2019 г. на выставке CES 2019 в Лас-Вегасе был презентован ещё один коммерческий квантовый компьютер Q System One от IBM на 20 кубитах. Эта вычислительная машина заключена в огромную герметичную камеру, которая охлаждается сверху вниз: в самой нижней части температура составляет 4 Кельвина ($-269,15\text{ }^{\circ}\text{C}$), в нижней – 10 милликельвинов.

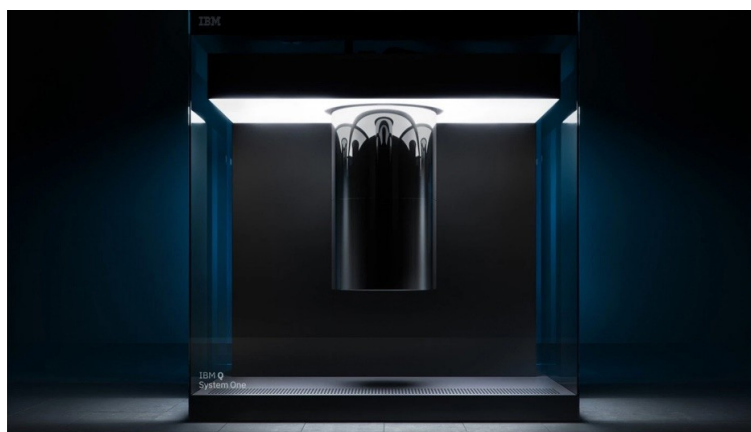


Рис. 2. Квантовый компьютер IBM Q System One

Ещё одним признаком высокого интереса к квантовым технологиям является патентная активность. Патентный анализ показывает, что одной из самых активных стран является Китай. По данным, полученным Объединенным исследовательским центром Европейской комиссии в городе Испра (Италия) более 43 % инноваций в области квантовых технологий, запатентованных в период с 2012 по 2017 г., были получены китайскими фирмами и университетами (рис. 3) [4].

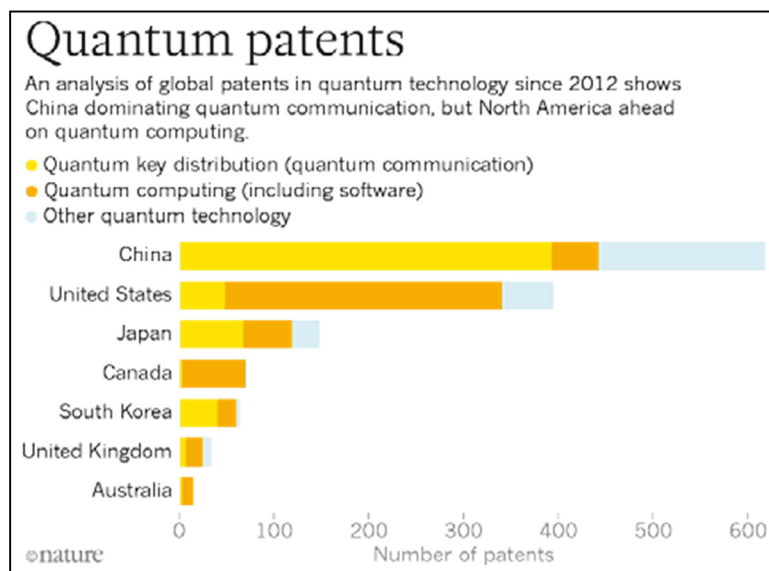


Рис. 3. Патенты на квантовые технологии в мире

Государственные программы финансирования квантовых разработок под названием «Квантовый флагман» в Евросоюзе, впервые был объявлен в 2016 году, собрали 1 млрд евро. Более 20 международных консорциумов, каждый из которых включает государственные научно-исследовательские институты и промышленность, получают в общей сложности 132 млн евро в течение 3 лет для демонстрационных технологических проектов. [5]

В России в последние годы уделяется много внимания развитию квантовых технологий на высшем уровне. Так, президент РФ В.В. Путин в своем ежегодном послании федеральному собранию в 2016 году сказал: «Нам нужны собственные передовые разработки и научные решения. Цифровые технологии, другие так называемые сквозные технологии, которые сегодня определяют облик всех сфер жизни. Страны, которые смогут их генерировать, будут иметь долгосрочное преимущество. Другие окажутся в зависимом, уязвимом положении. Это цифровые, квантовые технологии, робототехника, нейротехнология. В цифровых технологиях кроются и риски. Необходимо укреплять киберзащиту. Развитие цифровой экономики, в её реализации будем опираться именно на российские компании» [6].

В национальном исследовательском технологическом университете (НИТУ МИСиС) работает первая в России лаборатория, которая стала выполнять измерения кубитов при сверхнизких температурах. При поддержке этого университета российский квантовый центр (РКЦ) открыл первую школу по квантовым коммуникациям в образовательном центре «Сириус» (рис. 4).

Над созданием элементов квантового компьютера – кубитов – работают МГУ, МФТИ, НИТУ МИСиС, НОЦ ФМН, ФИАН, РКЦ и ряд других организаций.

Весной 2019 года стало известно, что РКЦ и НИТУ МИСиС разработали проект «дорожной карты» развития квантовых технологий в рамках федеральной программы «Цифровая экономика». В соответствии с проектом, к 2024 г. должно быть сокращено отставание страны в этой области, для чего предполагалось создать профильную организацию и выделить более 43 млрд рублей. Также в соответствии с этим проектом в ноябре 2019 г. госкорпорация «Росатом» запустила проект по созданию отечественного квантового компьютера с финансированием объемом в 24 млрд рублей [7].

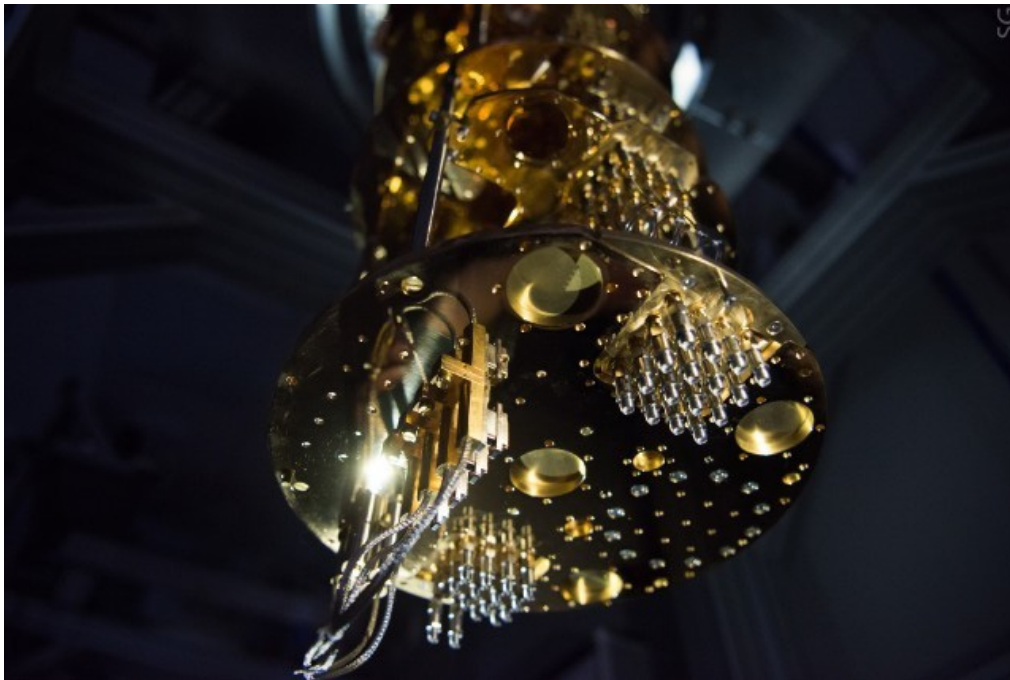


Рис. 4. Криостат квантового компьютера, собранного в НИТУ МИСиС

Исследователи из ИТМО создали систему квантовой связи для защищённой передачи данных на основе принципиально нового подхода. Система позволит передавать данные на расстояния более 250 километров, что не уступает самым современным зарубежным устройствам.

В развитии квантовых технологий заинтересованы и военные. Военный инновационный технополис «ЭРА» в Анапе предназначен для поиска, развития и внедрения прорывных технологий в оборонной сфере. На базе его мощностей предполагается освоение в том числе и квантовых технологий, и работа над квантовыми алгоритмами [8].

Одним из таких квантовых алгоритмов является квантовый алгоритм решения систем линейных алгебраических уравнений. Системы линейных уравнений играют важную роль в различных областях, начиная от естественных наук и техники до медицины и обществознания.

Решение СЛАУ лежит в основе многих современных технологий, в том числе анализ сетевого трафика, компьютерная томография и прогнозирование погоды. С ростом объёма входных данных для их численного моделирования растут требования к вычислительной мощности ЭВМ. Объём данных в некоторых случаях может достигать порядка терабайт и даже петабайт. Таким образом, задача численного эксперимента для таких систем может быть препятствием даже для новейших суперкомпьютеров. В лучшем случае требование к ресурсам классического компьютера при решении таких задач пропорционально количеству переменных в данной СЛАУ. Данный квантовый алгоритм позволяет в некоторых случаях получить экспоненциальное ускорение [9], а также может быть лучше известного численного метода решения СЛАУ на ЭВМ – метода сопряженных градиентов.

Кроме того, учитывая такой процесс, как дискретизация дифференциальных уравнений, при котором они преобразовываются в систему алгебраических уравнений, проблематика СЛАУ может быть расширена и на случаи численных методов решения диффузов.

В данной работе представлено описание квантового алгоритма решения СЛАУ, а также код программы MATLAB для моделирования его работы (рис. 5).

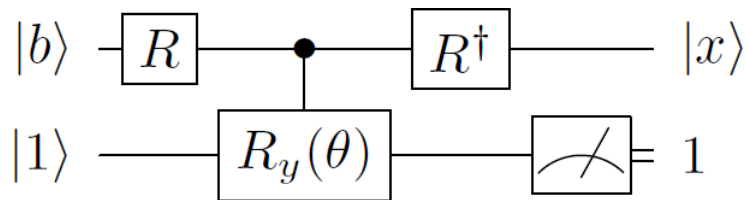


Рис. 5. Квантовая схема алгоритма решения СЛАУ

Описание алгоритма

$$\begin{cases} a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + \dots + a_{1n}x_n = b_1 \\ a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + \dots + a_{2n}x_n = b_2 \\ \dots \\ a_{m1}x_1 + a_{m2}x_2 + \dots + a_{mn}x_n = b_m \end{cases} \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \dots & a_{mn} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_m \end{pmatrix}$$

Пусть дана квадратная система линейных алгебраических уравнений. Её матричное представление состоит из симметричной матрицы A размера $N \times N$ с коэффициентами a , вектор-столбец неизвестных \bar{x} и вектор-столбец свободных членов \bar{b} .

С помощью квантового алгоритма необходимо найти решение уравнения \bar{x} , такое, что $A\bar{x} = \bar{b}$.

Алгоритм можно разделить на 2 части. Так как квантовый алгоритм «напрямую» не оперирует элементами матрицы A и вектор-столбца свободных членов \bar{b} , то сначала, на первом этапе, происходит преобразование матрицы A в соответствующий ей квантовый оператор (гейт). Также происходит преобразование вектор-столбца свободных членов \bar{b} в соответствующее ему квантовое состояние (кет-вектор $|b\rangle$). Второй этап заключается в выполнении вычисления по квантовой схеме (см. рис. 5) и получение ответа.

У алгоритма существуют ограничения, и поэтому не всякую матрицу A и не всякий вектор-столбец \bar{b} можно преобразовать. Так, к примеру, векторы \bar{b} и \bar{x} должны быть нормированы, т.е. $\|\bar{b}\| = \|\bar{x}\| = 1$. Это необходимое условие для преобразования указанных вектор-столбцов в соответствующие им квантовые состояния $|b\rangle$ и $|x\rangle$.

На квантовой схеме предполагается, что вектор-столбец \bar{b} уже преобразован в квантовое состояние $|b\rangle$. Также предполагается, что данная схема может быть подпрограммой, которой на вход, в качестве параметра, передается этот кет-вектор.

В результате преобразования вектора \bar{b} в квантовое состояние $|b\rangle$ должен быть получен следующий кет-вектор $|b\rangle = \sum_{i=1}^N b_i |i\rangle$, где b_i – амплитуды вероятности при базисных состояниях $|i\rangle$.

Обозначим множество квантовых состояний, представляющих собственные векторы матрицы A как $\{|u_j\rangle\}$ и множество её собственных значений как $\{\lambda_j\}$.

Следующий шаг – разложение квантового состояния $|b\rangle$ в базисе собственных векторов $\{|u_j\rangle\}$:

$$|b\rangle = \sum_{j=1}^N \beta_j |u_j\rangle,$$

где $\beta_j = \langle u_j | b \rangle$.

Результирующее квантовое состояние $|x\rangle$ примет вид:

$$|x\rangle = A^{-1} |b\rangle = \sum_{j=1}^N \beta_j \frac{1}{\lambda_j} |u_j\rangle.$$

Описание следующих 3 шагов: оценка фазы (оператор R), управляемое вращение (оператор $R_y(\theta)$) и инверсия оценки фазы (оператор R^T). Оценка фазы используется для определения собственных значений $\{\lambda_j\}$ матрицы A и разложения квантового состояния в определенном базисе.

Рассмотрим каждый из вышеописанных операторов подробнее. Оператор R представляет собой квадратную матрицу, столбцами которой являются собственные векторы матрицы A . Собственный вектор – это ненулевой вектор, применение к которому матрицы A даёт коллинеарный вектор (тот же вектор, умноженный на некоторое число). Собственный вектор – это такой ненулевой вектор x , что для некоторого λ должно выполняться следующее равенство:

$$Ax = \lambda x,$$

где A – данная матрица, x – собственный вектор матрицы A , λ – это скаляр, собственное значение (его описание приведено ниже), существующее для данного собственного вектора.

Оператор R может быть представлен в следующем виде:

$$R = \begin{pmatrix} \bar{x}_1 & \bar{x}_2 \\ x_{11} & x_{12} \\ x_{21} & x_{22} \end{pmatrix},$$

где x_{11}, x_{21} и x_{12}, x_{22} – это собственные векторы матрицы A : \bar{x}_1 и \bar{x}_2 соответственно.

После оператора R следует оператор вращения $R_y(\theta)$. Оператор вращения предназначен для представления в «квантовом виде» собственных значений данной матрицы A с их последующим преобразованием в угол поворота вектора состояния.

Данное преобразование состоит из двух операторов: оператора CNOT и оператора вращения $R_y(\theta)$. Оператор CNOT для двух кубитов имеет вид:

$$CNOT = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}.$$

Оператор вращения для одного кубита имеет вид:

$$R_y(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) & -\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) & \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{pmatrix}.$$

Матрица поворота в двумерном пространстве широко используется в линейной алгебре для описания преобразований векторов.

Оператор вращения $CR_y(\theta)$ имеет вид:

$$CR_y(\theta) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) & -\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ 0 & 0 & \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) & \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{pmatrix},$$

где $\theta = \arccos(\lambda_1/\lambda_2)$, а λ – собственные значения матрицы A .

Оператор R^T – является транспонированной матрицей оператора R .

Результатом работы программы является вектор-столбец:

$$|x\rangle|1\rangle = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} \otimes \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ x_1 \\ 0 \\ x_2 \end{pmatrix},$$

где x_1 и x_2 – искомые решения, а знак \otimes означает тензорное умножение (произведение Кронекера).

Описание программы моделирования

Пусть дана система уравнений:

$$\begin{aligned} 1,5x_1 + 0,5x_2 &= \frac{1}{\sqrt{2}} \\ 0,5x_1 + 1,5x_2 &= \frac{1}{\sqrt{2}} \end{aligned}$$

1. Инициализация переменных со входными данными (матрица (A), кет-вектор свободных членов b , единичная матрица I) и оператора измерения M :

Листинг 1

```
% Инициализация
% Матрица A
A = [1.5 0.5; 0.5 1.5];
% Вектор-столбец свободных членов
b = 1/sqrt(2)*[1; 1];
% Единичная матрица
I = eye(2);
% Оператор измерения
M = [0 0; 0 1];
```

2. Вычисление собственных векторов и собственных значений матрицы A и запись их в переменные R и eigenvals соответственно:

Листинг 2

```
% R – собственные векторы, eigenvals – собственные значения
[R, eigenvals] = eig(A);
```

3. Запись в переменную Rt результата транспонирования матрицы собственных векторов матрицы A:

Листинг 3

```
% Rt – транспонированная матрица собственных векторов (оператор
Rt) Rt = R.';
```

4. Вычисление угла поворота (θ) для оператора вращения как отношение собственных значений матрицы (A):

Листинг 4

```
% Угол поворота, выражающийся через отношение собственных значений A
angle = -acos(eigenvals(1,1) / eigenvals(2,2));
```

5. Подготавливаем операторы поворота CR и отрицания CNOT с помощью пользовательских функций (код этих функций см. в контрольном примере ниже):

Листинг 5

```
% Операторы CR и CNOT
CR = get_rotationMatrix(angle);
```

6. Расчет входного регистра $|bb\rangle|1\rangle$ с помощью пользовательской функции:

Листинг 6

```
register = get_register(b);
```

7. Последовательное применение операторов квантовой схемы:

Листинг 7

```
QS = kron(Rt, M) * ...
    CR * ...
    kron(R, I);
```

8. Расчет результата и его вывод:

Листинг 8

```
result = QS * register
```

Контрольный пример программы для моделирования

```
A = [1.5 0.5; 0.5 1.5];
b = 1/sqrt(2)*[1; 1]; I = eye(2);
M = [0 0; 0 1];
[R,eigenvals] = eig(A); Rt = R.';
angle = -acos(eigenvals(1,1) / eigenvals(2,2)); CR = get_rotationMatrix( angle);
register = get_register(b); QS = kron(Rt, M) * ...
CR * ...
```

```
kron(R, I);  
result = QS * register
```

```
function reg = get_register(firstQbit) second Qbit = [0; 1];  
reg = kron( firstQbit, second Qbit); end  
function prot = get_rotationMatrix(ang) prot = eye(4);  
prot(3,3) = cos(ang);  
prot(4,4) = cos(ang);  
prot(3,4) = -sin(ang);  
prot(4,3) = sin(ang); end
```

Вывод программы представлен ниже:

```
result =  
    0  
    0.3536  
    0  
    0.3536
```

Список литературы

1. Смирнов Ю.А., Актимиров А.В. Моделирование квантового алгоритма Гровера для поиска схмотехнического решения в прикладной программе MATLAB // Молодой ученый. 2019. № 13. Часть 1. С. 49–62.
2. Нильсен М., Чанг И. Квантовые вычисления и квантовая информация: пер. с англ. М.: Мир, 2006. 824 с.
3. Hello quantum world! Google publishes landmark quantum supremacy claim [Электронный ресурс] // Nature. URL: <https://www.nature.com/articles/d41586-019-03213-z> (дата обращения: 10.12.2019).
4. Quantum gold rush: the private funding pouring into quantum start-ups [Электронный ресурс] // Nature. URL: <https://www.nature.com/articles/d41586-019-02935-4> (дата обращения: 10.12.2019).
5. Europe shows first cards in €1-billion quantum bet [Электронный ресурс] // Nature. URL: <https://www.nature.com/articles/d41586-018-07216-0> (дата обращения: 10.12.2019).
6. Послание Президента Федеральному Собранию [Электронный ресурс] // Kremlin. URL: <http://www.kremlin.ru/events/president/news/53379> (дата обращения: 10.12.2019).
7. Росатом запускает масштабный проект по созданию отечественного квантового компьютера [Электронный ресурс] // Росатом. URL: https://www.rosatom.ru/journalist/news/rosatom-zapuskaet-masshtabnyy-proekt-po-sozdaniyu-otechestvennogo-kvantovogo-kompyutera/?sphrase_id=1032547 (дата обращения: 10.12.2019).
8. Секреты военного технополиса «ЭРА» в Анапе раскрыли общественникам [Электронный ресурс] // URL: <https://era-tehnopolis.ru/news/mass-media/sekrety-voennogo-tehnopolisa-era-v-anape-raskryli-obshchest/> (дата обращения: 10.12.2019).
9. Aram W. Harrow, Avinatan Hassidim, Seth Lloyd. Quantum algorithm for linear systems of equations [Электронный ресурс] // URL: <https://arxiv.org/pdf/0811.3171> (дата обращения 14.12.2019).

**КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД ПРИ СОЗДАНИИ
УСТАНОВКИ ДЛЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ РАСЧЕТНОГО
ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА СТЫКОВОЧНОГО
АГРЕГАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО
КОРАБЛЯ И ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ
ДЛЯ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ЕГО
МНОГОКРАТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОСЛЕ
ВОЗВРАЩЕНИЯ С ОРБИТЫ
СО 2-Й КОСМИЧЕСКОЙ СКОРОСТЬЮ**

**INTEGRATED APPROACH TO CREATION PLANTS FOR
REPRODUCING THE DESIGNED TEMPERATURE MODE OF
THE JOINT UNIT OF MANNERED TRANSPORTATION SHIP
AND TESTING TO CONFIRM ITS POSSIBILITIES MULTIPLE
USE AFTER RETURNS FROM ORBIT
WITH 2ND SPACE SPEED**

Н.О. Борщев¹, А.Ю.Митин², А.Н. Эйхорн³, О.А. Юранев⁴

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, Королев, Россия

¹BorshchevNO@tsniimash.ru, ²MitinAY@tsniimash.ru,
³EykhornAN@tsniimash.ru, ⁴JuranevOa@tsniimash.ru

N.O. Borschev¹, A.Y. Mitin², A.N. Eykhorn³, O.A. Juranev⁴

Central Scientific Research Institute of Mechanical Engineering, Korolev, Russia

¹BorshchevNO@tsniimash.ru, ²MitinAY@tsniimash.ru,
³EykhornAN@tsniimash.ru, ⁴JuranevOa@tsniimash.ru

Аннотация. Одним из главных преимуществ многоразовых космических кораблей является возможность использование данных кораблей повторно. Переход от одноразовых кораблей к многоразовым ставит новые технические требования для повторного использования тех или иных подсистем после их возвращения на Землю, в частности такие требования предъявляются для стыковочных агрегатов. Стыковочный агрегат возвращаемого аппарата космического корабля перспективной российской многоразовой пилотируемой транспортной системы защищен теплоизоляционным покрытием лишь частично. Плоскость стыка (металлический шпангоут с замками) не защищена и подвергается воздействию тепловых потоков при спуске в атмосфере. При проведении испытаний был смоделирован «двухнырковый» вход. Этот способ посадки разрабатывается для космический кораблей, возвращающихся с орбиты Луны. Первый «нырок» рассчитан на снижение скорости спускаемого корабля до орбитального уровня, а затем спуск с параметрами, близкими к классическому входу в атмосферу корабля. Проведённые расчеты и эксперименты по моделированию температурного воздействия во время посадки при возвращении с

орбиты Луны, а также последующие проверки на герметичность и функционирование подтвердили целостность разрабатываемого агрегата стыковочного активного (АСА) и возможность его многократного использования.

Ключевые слова: агрегат стыковочной активный, многоразовый пилотируемый космический аппарат, вход в атмосферу со второй космической скоростью, теплостатические испытания, теплообмен.

Abstract. One of the main advantages of reusable spacecraft is the ability to reuse these spacecraft. The transition from disposable ships to reusable ones sets new technical requirements for the reuse of certain subsystems after their return to Earth, in particular, such requirements are imposed on docking units. The docking assembly of the spacecraft reentry vehicle of the promising Russian reusable manned transport system is only partially protected by a heat-insulating coating. The plane of the joint (metal frame with locks) is not protected and is exposed to heat fluxes during descent into the atmosphere. During the tests, a "two-hole" entrance was simulated. This landing method is being developed for spacecraft returning from the orbit of the Moon. The first "dive" is designed to reduce the speed of the descent vehicle to the orbital level, and then descend with parameters close to the classical entry into the atmosphere of the spacecraft. Calculations and experiments on modeling the temperature effect during landing upon returning from the Moon's orbit, as well as subsequent tests for tightness and functioning, confirmed the integrity of the active docking unit (ASA) being developed and the possibility of its repeated use.

Keywords: active docking mechanism, reusable manned spacecraft, superorbital re-entry, thermomechanical testing, heat exchange.

Введение (постановка задачи)

Разработка многоразовых космических аппаратов ставит новые задачи по подтверждению возможности использования тех или иных подсистем после их возвращения на Землю по окончании космического полета. Поскольку отечественный перспективный пилотируемый транспортный корабль (ПТК) подвергается воздействию тепловых потоков при спуске аппарата в атмосфере Земли, он защищен специальным теплозащитным покрытием. Особенностью ПТК является то, что та часть агрегата, которая входит в непосредственное соприкосновение с ответным стыковочным узлом не может быть покрыта теплозащитным слоем и остается подвержена температурным нагрузкам. На рис. 1 отчетливо различимо как теплозащитное покрытие (в светло коричневых тонах), так и незащищенная плоскость стыка – металлический шпангоут с замками.

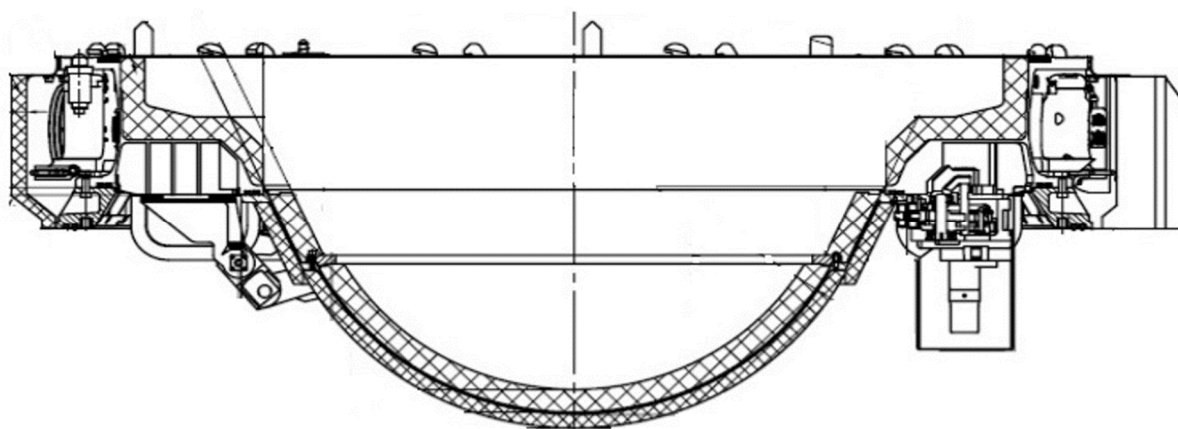


Рис. 1. Общий вид теплозащищённого агрегата стыковочного активного возвращаемого аппарата космического корабля перспективной российской многоразовой пилотируемой транспортной системы в конфигурации спуска (без стыковочного механизма)

Поскольку разрабатываемый космический корабль многоразовый, то необходимо подтвердить возможность повторного использования стыковочного агрегата после воздействия температурных нагрузок. Это новая задача, так как для одноразового КА типа «Союз» она не актуальна, а других многоразовых пилотируемых космических аппаратов, где стыковочный агрегат оставался бы «открытым» на этапе входа в атмосферу, в мире не эксплуатируется. В частности, стыковочные агрегаты Спейс – Шаттла и орбитального корабля «Буран» закрывались панелями грузовых отсеков. Многоразовый космический корабль *Stew Dragon V2*, побывавший на МКС в начале 2019 г., имеет в своём составе специальный «носовой конус», защищающий стыковочный агрегат во время полёта в атмосфере. Поэтому для испытаний нового корабля была разработана особая методика. Были изучены теплофизические свойства материалов ПТК, рассчитаны тепловые потоки, определены зоны нагрева, основные параметры нагревательной установки. В целом – определены режимы проведения испытаний. На основе выполненных расчётов была составлена программа испытаний. Программа предусматривала нагрев 12 зон (или 6 независимых зон в силу осесимметричности задачи) плоскости стыка агрегата стыковочного активного и близлежащих теплозащищенных участков.

Основная цель испытаний – подтверждение работоспособности конструкции стыковочного агрегата и надёжности теплозащитного покрытия возвращаемого аппарата. В задачи испытаний входили как определение температуры и температурных деформаций критичных элементов стыковочного агрегата для обоснования многоразовости использования, так и определение объёма ремонтно-восстановительных работ при межполётном обслуживании.

Кроме того, при моделировании нагрева АСА при спуске были получены экспериментальные данные по температурному режиму конструкции стыковочного агрегата на стыке с посадочной поверхностью возвращаемого аппарата. Таким образом, получены экспериментальные данные для валидации расчетных моделей теплообмена внутри конструкции спускаемого аппарата. С этой целью программа проведения испытаний обеспечивала не только многозональность нагрева, но и изменение температурного поля в реальном времени. Последнее не характерно для классических теплостатических испытаний. Реализация реального времени изменения температурного поля стала естественным следствием перехода к эпохе численного моделирования [1–7] в части необходимости проведения валидационного эксперимента.

В эксперименте моделировался так называемый «двухнырковый» вход в атмосферу. Такой способ посадки на Землю разрабатывается для космических аппаратов, возвращающихся с орбиты Луны. Первый «нырок» в атмосферу предназначен для гашения скорости аппарата до уровня первой космической. После первого «нырка» следует кратковременное возвращение аппарата на орбиту, и затем спуск с параметрами близкими к классическому орбитальному спуску пилотируемого КА.

Определение температурных полей стыковочного агрегата

Определение температурных полей на внешней поверхности стыковочного агрегата было осуществлено путем расчета нестационарного температурного поля в изотропном приближении под действием внешней тепловой нагрузки в прикладном программном обеспечении *Therm* [8], которое используется в ЦНИИмаш для расчета теплообмена в космических аппаратах и условий их тепловакуумных испытаний.

Нестационарное температурное поле в конструкции описывается нелинейным уравнением теплопроводности Фурье:

$$c(T)\rho(T)\frac{\partial T(M,\tau)}{\partial \tau} = \operatorname{div}\lambda(M)\operatorname{grad}T(M,\tau) + q(M,\tau),$$

для любой точки конструкции $M \in G(x, y, z)$, $0 \leq \tau < \infty$,

где G – поверхность АСА;

c, ρ, λ – теплоемкость, плотность и теплопроводность титана,

$q(M, \tau)$ – распределение объемной плотности внутренних источников тепла.

Распределения тепловых потоков (внешней тепловой нагрузки) в донной области возвращаемого аппарата ПТК по траектории спуска с двумя погружениями получены на основе результатов систематических расчётных исследований численного решения полной системы уравнений Навье – Стокса. За основу модели распределения тепловых потоков по донной поверхности возвращаемого аппарата принята схема течения, полученная в результате численных исследований в точке максимального теплового воздействия при первом погружении (консервативное приближение), которая модифицирована консервативным подходом для условий течения при втором погружении. В разработанной модели не учитываются возможные локальные зоны повышения теплообмена около выступающих элементов конструкции – крюки, направляющие и др. в силу малой площади этих зон. Методика расчета тепловых потоков и температурных полей разрабатывалась на базе подходов, изложенных в [9].

По результатам расчета внешняя поверхность АСА была разбита на 12 зон (обозначены на рис. 2), в каждой из которых температурное поле считалось однородным. При этом в силу симметрии воздействия теплового потока, независимых зон нагрева оказалось 6. Далее на рис. 3 представлены графики температур, рассчитанных для каждой зоны, которые были взяты за основу для разработки циклограммы нагружения.

Поскольку использованное программное обеспечение предназначено для расчета режимов тепловакуумных испытаний и не учитывает конвективную составляющую теплообмена, её влияние было оценено эмпирически. Для этого проводились предварительные испытания (нагревы) пластин. Определенная таким образом «конвективная» добавка была учтена в программе управления тепловым нагружением.

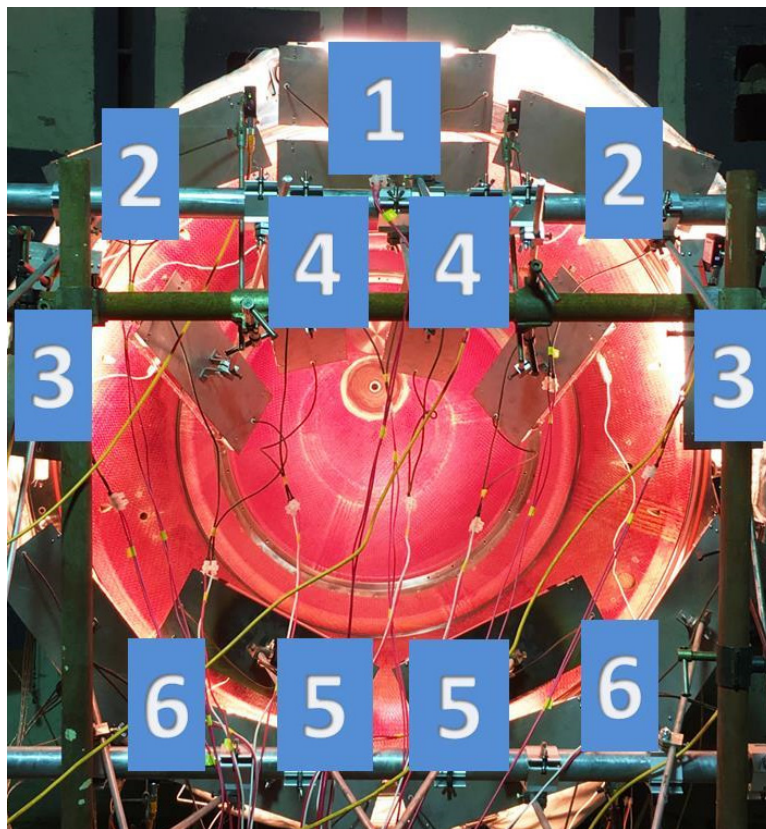


Рис. 2. Расположение зон нагрева внешней поверхности АСА, полученное расчетным путем

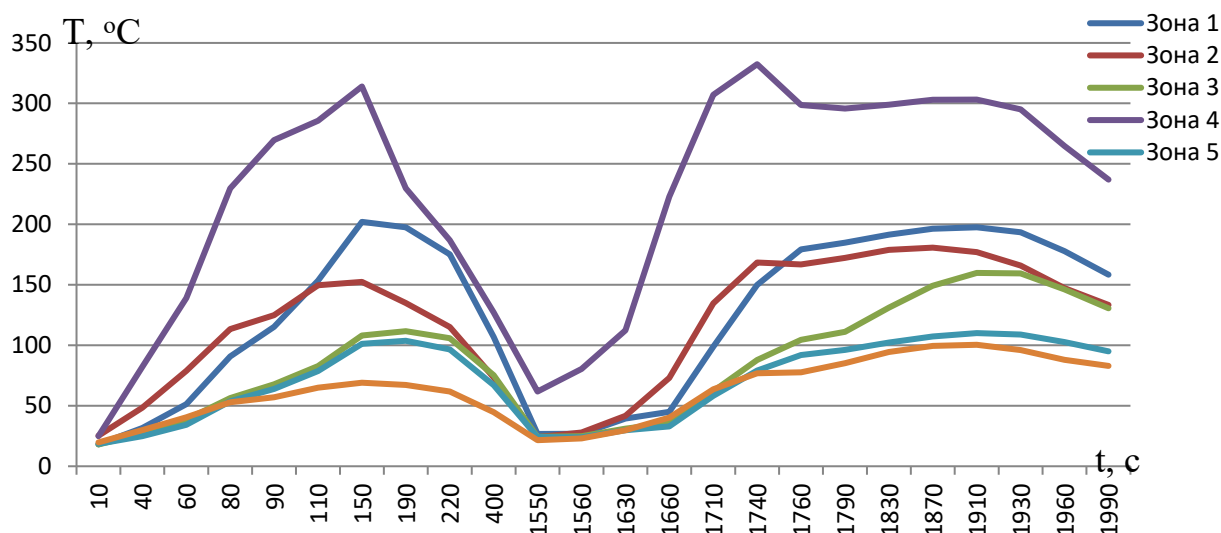


Рис. 3. Расчетные температуры на поверхности АСА по зонам нагрева. На графике не показан «прямолинейный» интервал между пиками нагрева с 400-й по 1550-ю секунды

Состав экспериментальной установки

Была разработана и изготовлена специальная экспериментальная установка (ЭУ), позволяющая проводить теплостатические испытания (ТСИ) агрегата стыковочного активного (АСА) и фрагмента теплозащитного покрытия (ТЗП) возвращаемого аппарата (ВА) ПТК в лабораторном зале корпуса комплексных температурно-прочностных испытаний (КТПИ) ЦНИИмаш.

Экспериментальная установка состояла из оснастки для воспроизведения нагрузок, системы измерений, датчиковой аппаратуры, кабельной сети, средств обслуживания, и других приспособлений, использующиеся при подготовке и проведении испытаний.

Разработанная ЭУ схематично изображена на рис. 4.

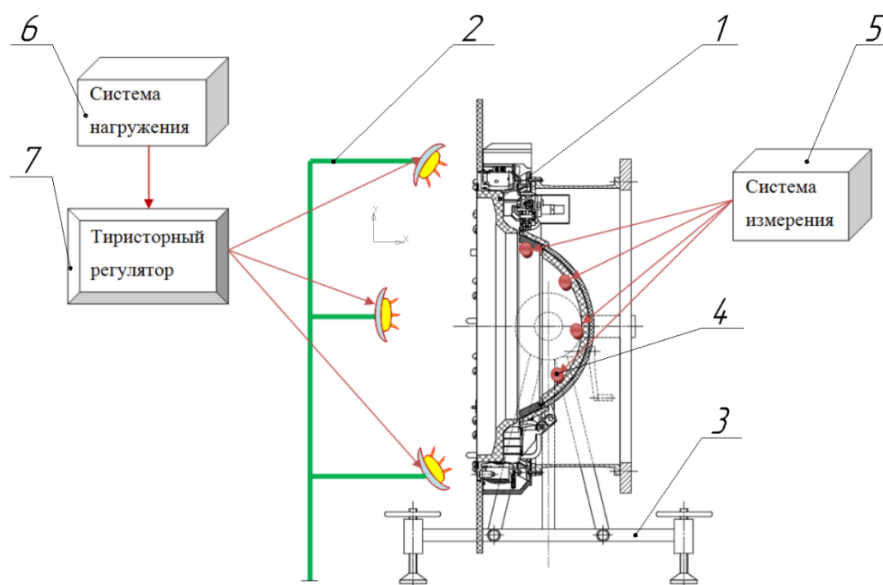


Рис. 4. Схема экспериментальной установки: 1 – объект испытания; 2 – стойка с инфракрасными нагревателями; 3 – кантователь; 4 – датчиковая аппаратура; 5 – система измерения; 6 – система нагружения; 7 – тиристорный регулятор

При разработке конструкции ЭУ особые сложности возникли с проектированием стойки с инфракрасными нагревателями. Это связано с непростой геометрической формой ОИ и необходимостью воспроизведения неравномерного температурного поля.

Для решения этой задачи нагревательная установка была выполнена из автономных секций (панелей) с кварцевыми инфракрасными лампами и отражателем, закрепленных на специально разработанной стойке. При этом конструкция спроектирована таким образом, что имеется возможность изменять положение автономных секций, что позволяет обеспечить необходимое температурное поле на объекте с учетом его сложной геометрии.

Также в помещении, где проводился нагрев, был предусмотрен ряд мер с целью удаления продуктов термодеструкции, таких как: создание инертной среды, а также отвод продуктов термодеструкции с помощью вентилятора.

Мощность, подводимая на кварцевые галогенные лампы, регулировалась в автоматическом режиме с помощью тиристорных регуляторов с обратной связи от термопар. Для воспроизведения расчетного сценария нагрева в заданной области, несколько автономных секций нагревателя были объединены в одну зону нагрева, при этом управление всей секцией велось от одного тиристорного регулятора. Таким образом, тиристорных регуляторов мощности, как и независимых зон, было шесть. Сложность разработки программы управления по температуре заключалась в том, что под контролем находились только нагревательные элементы, на которые подавалось напряжение регулируемой мощности. В то же время температура нагреваемой зоны зависела еще от ряда неконтролируемых факторов таких как: влияние соседних зон нагрева, конвективный теплообмен, сложные процессы теплообмена внутри объекта и др. Кроме того, не было предусмотрено контролируемых средств снижения температуры объекта.

Программная часть системы измерения и управления тепловым нагружением была реализована в среде LabView. Система состоит из двух параллельно работающих программных приложений. С помощью одного из них на управляющий контроллер поступают настройки и команды, а с помощью другого приложения передаются текущие значения температуры и теплового потока. Пользовательский интерфейс позволяет задавать настройки датчиков, количество каналов измерения и управления, задавать циклограмму нагружения, подавать команды на начало и завершение измерений и нагружения, а также отслеживать в режиме реального времени значения измеряемых параметров, а также ход нагружения.

Регулировка мощности осуществлялась с применением ПИД-регулятора. Существенную проблему при настройке ПИД-коэффициентов представляют нелинейность и нестационарность системы, вследствие чего, коэффициенты «П», «И» и «Д» подбирались опытным путем на методических и отладочных испытаниях.

На рис. 5 представлены графики реализованных и требуемых значений температуры.

Максимальное отклонение значений температуры на «пиках» нагрева от программных не превышало 2 %. Максимальные отклонения характерны для зоны № 4, которая, в отличие от других зон, расположена на теплозащитном покрытии, а не на шпангоуте. Поскольку теплозащитное покрытие обладает существенно меньшей теплопроводностью, чем металлические сплавы зон №№ 1–3, 5–6, то зафиксированное отставание в «остывании» объяснимо и не снижает влияние температурного воздействия на результаты эксперимента. К тому же из графиков видно, что температуры всех зон, включая зону № 4, успевают достичь начальных величин перед нагревом второго «пика».

Для измерения температуры в 12 зонах использовалось 16 термопар типа ХК, а для измерения температуры внутри конструкции использовалось 104 датчика термосопротивления типа ТЭП-018 [4]. Для измерения перемещений конструкции использовались

аналоговые лазерные датчики перемещения серии LAS-Z [5]. Все измерения и обработка результатов производилась с помощью Системы измерений и сбора данных, построенной на базе измерительных установок LTR. В состав этой системы входят измерительные модули LTR27 и LTR114 [6]. Данная система позволяла контролировать ход нагружения в прямом времени и обеспечивала оперативный анализ полученных результатов измерения. Такая оперативность позволяла быстро принимать решения о продолжении испытания или о проведении технического осмотра объекта испытаний.

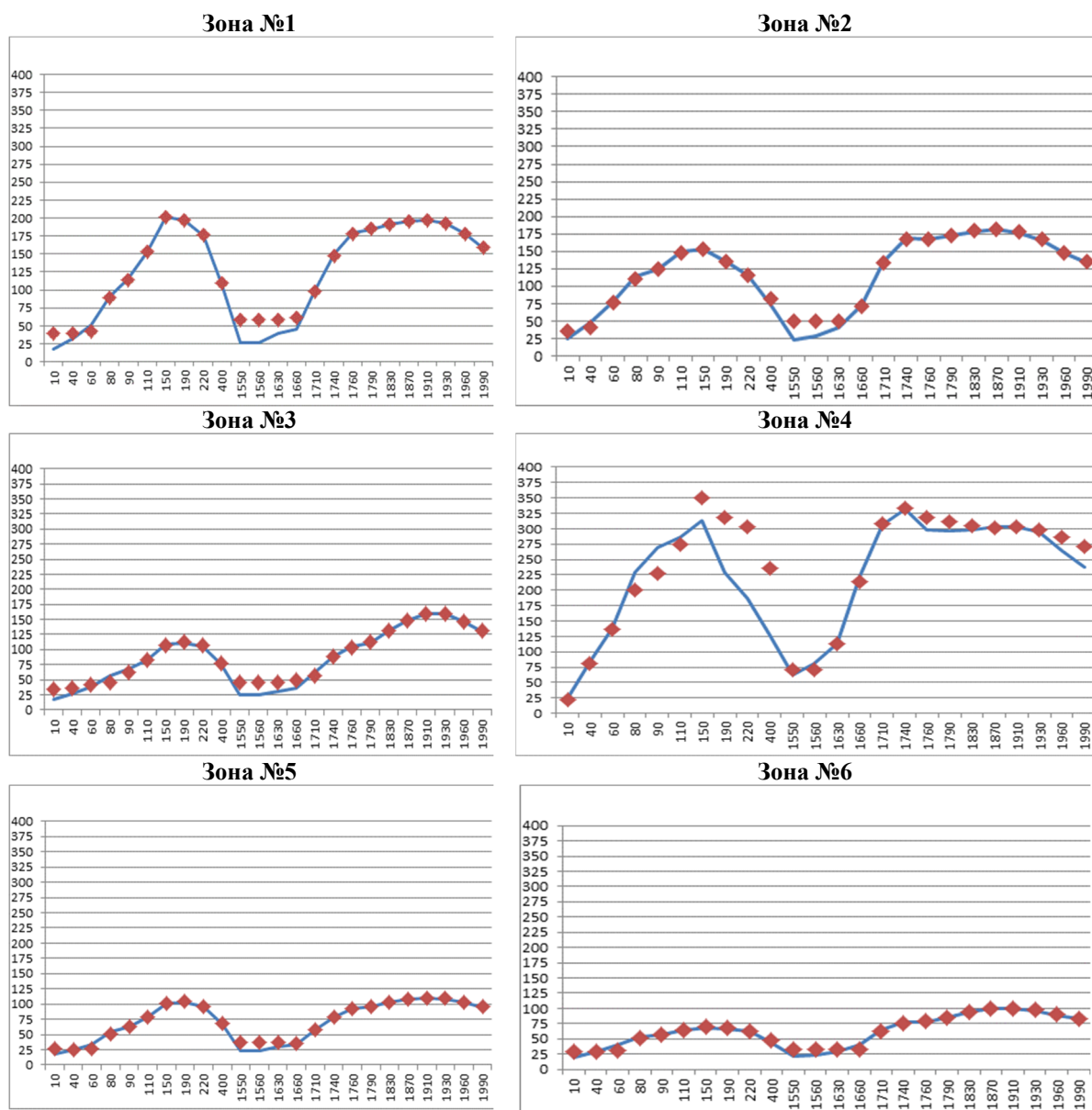


Рис. 5. Реализованные (точками) и требуемые (линиями) значения температуры (°C) в зонах 1–6 в зависимости от времени от начала нагрева (с). В графиках не показаны «прямолинейные» интервалы между пиками нагрева с 400-й по 1550-ю секунды

Результаты испытаний

В результате проведения цикла испытаний максимальная температура на ТЗП была зафиксирована в зоне 4 и составила 721 °C, максимальная температура на шпангоуте зафиксирована в зоне 1 и составила 202 °C. Верхняя часть на рисунке соответствует максимальным значениям температур в области наветренной стороны ПТС при спуске в атмосфере.

В первом испытании также проводилось измерение теплового потока в районе полюса сферической части АСА, максимальное значение которого составило 33,3 кВт/м².

После проведения первого типового испытания, а также после каждого пятого типового испытания был проведен внешний осмотр ТЗП и АСА, проверка АСА и ремонтно-восстановительные работы, имитирующие работы при межполетном обслуживании. Результаты проверок оказались положительными, что позволило продолжить типовые испытания.

Хотя предполагается, что ТЗП на АСА будет меняться после каждого полета, при испытаниях одно и то же ТЗП использовалось по несколько раз. Максимальное число использования одного комплекта ТЗП составило четыре раза, что говорит о возможности повторного использования ТЗП. Работоспособность ТЗП определялась по значениям температуры корпуса АСА за ТЗП (рис. 10).

Исследование распространения полей повышенных температур внутри объекта по мере нагрева показало устойчивость используемых материалов и устройств к реальным температурам, замеренным в ходе эксперимента. Одной из наиболее критических областей с точки зрения термоустойчивости является зона расположения пироболтов аварийной расстыковки в стыковочных замках. Требуется исключить возможность их самопроизвольного срабатывания при температурном воздействии. На рис. 6 показаны температуры корпуса конструкции с датчиков, которые расположены вблизи стыковочных замков. Замеренные температуры не превышают критических значений.

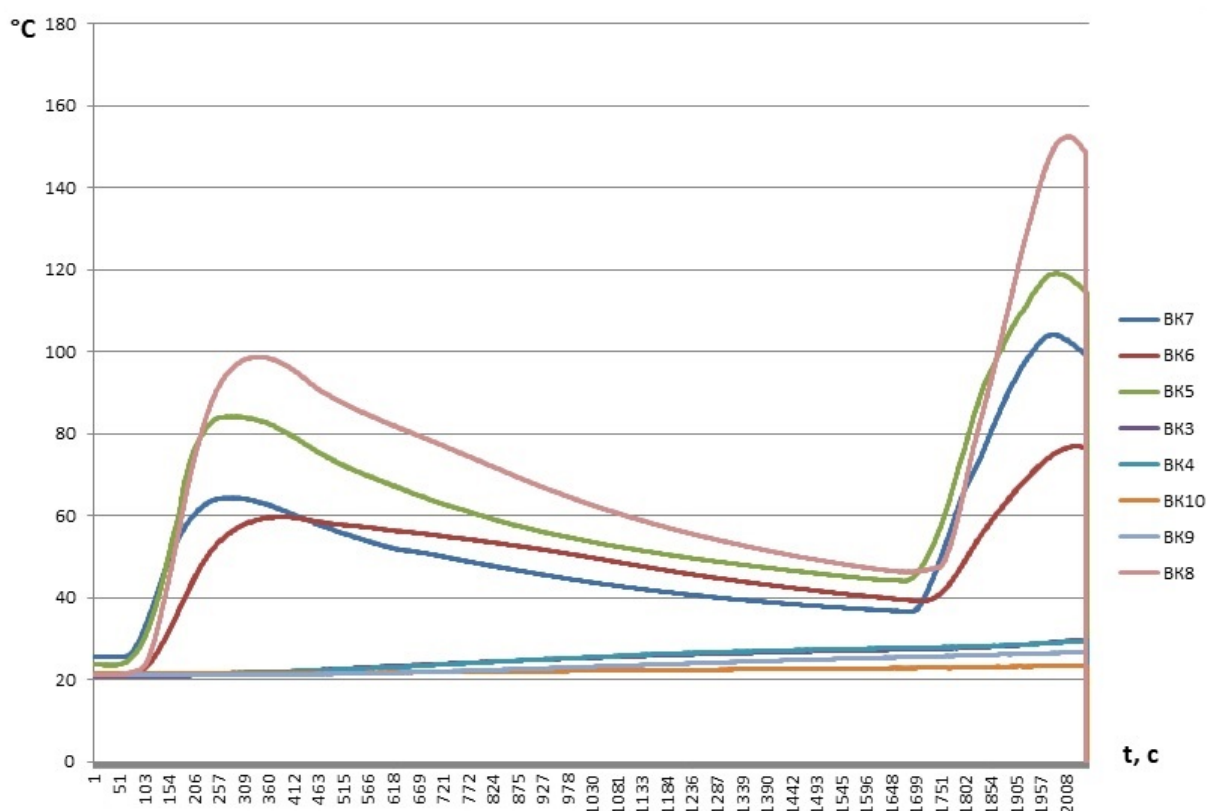


Рис. 6. Температуры внутри корпуса АСА вблизи стыковочных замков в процессе проведения испытаний

Для подтверждения герметичности стыковочного аппарата проводилось измерение перемещения шпангоута. Замеренные перемещения оказались ничтожно малы для данной конструкции и сопоставимы с погрешностью измерений.

Выводы

В результате проведения теплостатических испытаний по разработанной программе и методике, состоящих из двухцикловых нагревов по 12 температурным зонам в реальном времени агрегата стыковочного активного и фрагмента теплозащитного покрытия возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля:

– определены температуры и температурные деформации критичных элементов АСА с целью обоснования многоразовости использования, а также определения объема ремонтно-восстановительных работ при межполетном обслуживании;

– подтверждена работоспособность конструкции АСА и ТЗП в части снижения влияния температурных деформаций на конструкцию АСА и других изменений при реализации расчетных значений температур;

– подтверждена достаточность ТЗП и теплозащитной изоляции АСА;

– получены экспериментальные данные по температурному режиму конструкции АСА на стыковочной плоскости, на стыке с посадочной поверхностью ВА, в узлах и механизмах АСА при моделировании нагрева при спуске и естественного охлаждения после посадки. Температурное поле, проникающее внутрь конструкции АСА при моделировании спуска в атмосфере, не оказывает влияние на работоспособность материалов и механизмов, расположенных внутри агрегата.

Список литературы

1. Микрин Е.А. / Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики // Космическая техника и технологии. 2017. №1(16). С. 5–11.
2. Колоезный А.Э. Задачи прочностных испытательных центров в эпоху численного моделирования. Часть 1 // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 4 (77). С. 164–170.
3. Колоезный А.Э. Задачи прочностных испытательных центров в эпоху численного моделирования. Часть 2 // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 5 (78). С. 152–157.
4. Numerical simulation and experimental study of explosive projectile devices / N.A. Goldenko, V.V. Selivanov, E.F. Gryaznov, A.D. Sudomoev [et al.] // Acta Astronautica, 2017. Vol. 135. P. 56–62.
5. An approach to ground testing of rockets and space vehicles on transient processes by contra-spring stand / Бондаренко А.Ю., Митин А.Ю., Толченев В.А., Эйхорн А.Н., Юранев О.А. // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 1. С. 54–61. DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-1-54-61
6. Колоезный А.Э., Митин А.Ю., Шиврин М.В. On-ground testing of a restraint layer for inflatable modules for lunar orbital Application // Proceedings of the International Astronautical Congress. IAC. № 12, P. 7715–7719.
7. Бондаренко А.Ю., Сидоров В.В. Методический подход к наземной отработке конструкций ракетно-космической техники при нагрузках, возникающих в результате переходных процессов // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 3(88). С. 77–82
8. Залетаев С.В., Альтов В.В., Копяткевич Р.М. Программный проект THERM. Современное состояние и перспективные задачи // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: труды XXX Академических чтений по космонавтике. М., январь 2006 г. / под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2006. 490 с.
9. Залетаев С.В., Копяткевич Р.М., Программный комплекс теплового проектирования и анализа тепловых режимов КА // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 4 (77).

МНОГОКАНАЛЬНЫЙ РЕКОНФИГУРИРУЕМЫЙ ОСЦИЛЛОГРАФИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС С ПОТОКОВОЙ ОБРАБОТКОЙ ДАННЫХ

MULTI-CHANNEL RECONFIGURABLE OSCILLOGRAPHYING COMPLEX WITH STREAMING DATA PROCESSING

В.Н. Жариков

*Информационные спутниковые системы
им. академика М.Ф. Решетнёва, Железногорск, Россия*

KJluH4@gmail.com

V.N. Zharikov

*Information satellite systems
named after academician M.F. Reshetnev, Zheleznogorsk, Russia*

KJluH4@gmail.com

Аннотация. Для поиска исчезающих неисправностей в условиях ограниченного времени и ресурсов невозможно производить запись синхронизированных потоков данных с множества каналов длительное время, поэтому необходимо проводить обработку в реальном времени. Данную задачу можно решить с помощью модульных осциллографов со встроенной ПЛИС. Быстрая скорость обработки данных на ПЛИС позволяет проводить глубокий анализ сигнала и выполнять фильтрацию сигнала без участия компьютера и дополнительного хранилища. Данный подход обладает хорошей масштабируемостью. Развитие высокоуровневых средств разработки позволяет создавать проекты ПЛИС на графическом языке или языке высокого уровня, абстрагируясь от ряда тонкостей классического процесса разработки проектов, что существенно упрощает и ускоряет разработку ПО.

Ключевые слова: ПЛИС, обработка данных, фильтрация сигнала, поиск неисправностей, испытания, исчезающие неисправности.

Abstract. For troubleshooting under limited time and resources, it is impossible to record synchronized data streams from multiple channels for a long time, so real-time processing is necessary. This task can be solved using modular oscilloscopes with built-in FPGA. The fast processing speed of the FPGA allows deep signal analysis and signal filtering without the need for a computer or additional storage. This approach is highly scalable. The development of high-level development tools allows you to create FPGA projects in a graphical language or a high-level language, abstracting from a number of subtleties of the classical project development process, which greatly simplifies and speeds up software development.

Keywords: FPGA, data processing, signal filtering, troubleshooting, testing, disappearing faults.

В процессе испытаний современной техники периодически возникают задачи устранения исчезающих неисправностей [1] в условиях ограниченного времени и ресурсов. Поиск и анализ подобных неисправностей может занимать значительное время. Для решения данной задачи необходимо зафиксировать неисправность и получить

синхронизированные по времени данные с выходов системы путём непрерывного осциллографирования большого количества сигналов. Но при длительных перерывах между проявлениями неисправности [2], высоких частоте и дискретизации осциллографирования невозможно просто производить запись всех считанных данных для дальнейшей обработки в силу огромного объёма данных: требуется обработка данных в реальном времени для возможности их фильтрации. Обычно подобная задача решается применением модульных осциллографов под управлением встраиваемого компьютера [3, 4] в одном из магистрально-модульных стандартов [5, 6], что автоматически решает проблему синхронизации осциллографов. При небольшом количестве каналов (менее 10) данный подход способен решить задачу. Однако при увеличении количества каналов встроенный компьютер существенно снижает частоту дискретизации каналов осциллографов и точность измерений, что может помешать отследить неисправность.

Проблему ограничения количества каналов и точности измерений, а также необходимости хранения очень больших объёмов данных можно решить с помощью модульных осциллографов со встроенной ПЛИС [7]. В подобных модулях сигнал с АЦП поступает напрямую в ПЛИС, где может быть обработан, а результат передан во встроенный компьютер как в обычных модульных осциллографах. Возможность обработки данных в ПЛИС при максимальной частоте дискретизации в реальном времени позволяет производить глубокий анализ сигнала (уровни временные характеристики и т.д.) и на основании этого производить фильтрацию сигналов без участия встроенного компьютера и дополнительного хранилища данных. Таким образом, существенно увеличивается количество одновременно работающих каналов и снижается поток данных, которые необходимо сохранить для дальнейшего анализа. Кроме того, анализ данных в ПЛИС позволяет фиксировать на одном из контролируемых каналов исчезающую неисправность с сохранением в тот же момент синхронизированных данных со всех каналов для дальнейшего анализа. Комплекс, построенный на подобных модулях, масштабируется без снижения частоты дискретизации и уменьшения точности измерений (на базе существующего оборудования до 88 каналов в одном корпусе 3U и более при расширении комплекса до нескольких корпусов с дополнительной синхронизацией) благодаря экспресс-анализу данных в самих осциллографах без значительной нагрузки на встроенный компьютер. Это позволяет решить поставленную задачу синхронного осциллографирования большого количества сигналов в реальном времени.

Разработка ПО под конкретные задачи для данного комплекса потребует разработки проектов обработки данных в ПЛИС, программистом с более высокой квалификацией (знанием HDL-языков) и больших затрат времени на разработку. Однако развитие высокоуровневых средств разработки (HLS) позволяет создавать проекты ПЛИС на графическом языке или языке высокого уровня (например LabView [8] или C), абстрагируясь от ряда тонкостей классического процесса разработки проектов на HDL-языках, что существенно упрощает и ускоряет разработку ПО.

Благодаря увеличению количества логических ячеек в современных ПЛИС подобный комплекс также можно реконфигурировать для решения ряда дополнительных задач, для которых будет достаточно изменить ПО. Кроме базового анализа сигналов в ПЛИС можно реализовать потоковую обработку данных. Например, потоковое преобразование Фурье в ПЛИС позволяет производить анализ спектра сигнала. Для упрощения анализа данных реализуется предварительная фильтрация шумов. Также возможно реализовать на ПЛИС осциллографов приёмники контроллеров и абонентов ряда последовательных интерфейсов и осуществлять мониторинг и протоколирование их одновременной работы в БА. При этом в зависимости от задачи можно сохранять, как сами слова данных переданных по интерфейсу, так и осциллограммы слов данных в случае их отклонений от нормы. Для ряда процессов реализуемо параллельное с осциллографированием сигнала его моделирование в ПЛИС [9, 10] одного или нескольких осциллографов и фиксирование расхождения смоделированного сигнала и измеряемого.

Благодаря подобной реконфигурируемости под разные задачи и относительно небольшим габаритам комплекс может быть мобильным и применяться в местах испытаний в условиях ограниченного доступа к объекту контроля (например проверка бортовой аппаратуры в составе КА на стапеле) без его демонтажа и доставки в лабораторию. Комплекс на базе осциллографов с ПЛИС способен решать задачи как стандартных инструментов (осциллограф, анализатор спектра и т.д.) так и специфические задачи – такие как потоковая обработка сигналов, их анализ и фильтрация на большом количестве каналов измерения.

Список литературы

1. Жариков В.Н., Пичкалев А.В. Проблемы отработки программного обеспечения бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2012. Вып. 1 (41). С. 15–17.
2. Пичкалев А.В. Применение долговременного прогона программируемой радиоэлектронной аппаратуры для анализа и обеспечения ее безопасности и живучести // Безопасность и живучесть технических систем: труды IV Всероссийской конференции. в 2 т. / научн. ред. В.В Москвичев – Красноярск: Институт физики им. Л.В. Киренского СО РАН, 2012. Т. 2. С. 253–256.
3. Недорезов Д.А. Система длительного осциллографирования с функцией распознавания образов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2020. № 3. С. 36–42.
4. Недорезов Д.А. Многофункциональный аппаратно-программный осциллографический комплекс для длительного контроля и испытаний // Атомный проект. 2017. № 27. С. 48.
5. Жариков В.Н., Пичкалев А.В. Выбор модульного стандарта для контроля и испытаний // Интеллект и наука: труды XI Междунар. науч.-практ. конф. (г. Железногорск, 28–29 апреля 2011 г.). Красноярск: Центр информации, 2011. С. 82–84.
6. Магистрально-модульная система для отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры / С.С. Красненко, Д.А. Недорезов, В.Б. Кашкин, А.В. Пичкалев // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2013. Вып. 2 (48). С. 133–136.
7. Комаров В.А., Пичкалев А.В. Применение технологий NI FPGA при испытаниях бортовой аппаратуры космических аппаратов // Интеллект и наука: труды XI Междунар. науч.-практ. конф. (г. Железногорск, 28–29 апреля 2011 г.). – Красноярск: Центр информации, 2011. С. 146–148.
8. Пичкалев А.В. Разработка программного обеспечения бортовой аппаратуры с использованием языков графического программирования // Решетневские чтения: материалы XIX Междунар. науч.-практ. конф., посвященной 55-летию Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева (10–14 ноября 2015, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю.Ю. Логинова; Сибирский гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. Ч.1. С. 292–293.
9. Применение ПЛИС для моделирования логики функционирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов / О.В. Непомнящий, Д.А. Недорезов, А.В. Пичкалев, С.С. Красненко // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2014. Вып. 1 (53). С. 133–136.
10. Леган Ю.Н., Пичкалев А.В., Прудков В.В. Моделирующий наземный отладочный комплекс бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Решетневские чтения: материалы XX Юбилейной междунар. науч.-практ. конф., посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева (9–12 ноября 2016, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю.Ю. Логинова; Сибирский гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016. Ч.1. С. 339–341.

**МОДЕРНИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОННО-БУМАЖНОГО
ПРОЦЕССА РАСЦЕХОВКИ КОНСТРУКТОРСКОЙ
ДОКУМЕНТАЦИИ И ЕЁ ПРОРАБОТКИ
НА ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ В PDM-СИСТЕМЕ КАК ЭТАП
ЦИФРОВИЗАЦИИ В АО «РКЦ „ПРОГРЕСС“»**

**DESIGN DOCUMENTATION SHOP-TO-SHOP ROUTING
AND ITS STUDY ON TECHNOLOGICAL EFFECTIVENESS
PROCESS MODERNIZATION AS THE STEP
OF DIGITALIZATION AT SRC «PROGRESS»**

А.А. Беликов

Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара, Россия

andrewbelikov@gmail.com

A.A. Belikov

Space Rocket Center «Progress», Samara, Russia

andrewbelikov@gmail.com

Аннотация. В настоящей работе рассмотрен существующий бизнес процесс расцеховки КД и её проработки на технологичность на базе PDM-системы в АО «РКЦ «Прогресс». Описан подход к организации электронно-бумажного процесса на предприятии, позволяющий оперативно прорабатывать КД, в зависимости от того, в каком виде она была выпущена (бумажном или электронном). Выполнен анализ существующего процесса с определением его достоинств и недостатков. Учитывая результаты анализа, выработаны предложения по модернизации процесса. Составлен проект и план работ по его реализации. Разработано основное ПО для работы с модернизированным процессом. В ходе тестовой отработки процесса уже подтверждена его работоспособность и выявлено существенное снижение времени формирования объектов в PDM-системе, что в итоге позволит сократить сроки выполнения пользователями своей работы. В рамках этой работы учтена потребность в реализации специального ПО, которое автоматически выполнит перевод существующего задела информационных объектов в PDM-системе от старой модели данных к новой. Определено направление для цифровизации процесса и исключения трудовых затрат работников предприятия на перемещение бумажной КД между подразделениями.

Ключевые слова: информационные технологии, цифровизация, PDM-система, бизнес-процесс, модель данных, конструкторско-технологическая подготовка производства, проработка на технологичность, электронная документация, расцеховка.

Abstract. In this paper the existing in PDM-system business-process of design documentation shop-to-shop routing and its study on technological effectiveness at SRC «Progress» is considered. General approach to the organization of dual paper-electronic process at the enterprise is described. This approach allows quick study of design documentation depending on its type (paper or electronic). The analysis of the existing process with definition of its merits and

demerits is carried out. Considering analysis results, proposals on process modernization are developed. The project documentation and work plan were prepared. Software is developed for the modernized process. During the tests of process its working capacity was already confirmed and essential decrease in creation time of objects in PDM-system is revealed. As a result this fact will allow to reduce users' working time. In this particular work the need for the special software is considered, which will automatically translate the existing information objects in PDM-system from old data model to new data model. The direction for business process digitalization and exception of enterprise employees labor costs on paper documentation movement between departments is defined.

Keywords: information technology, digitalization, PDM-system, business process, data model, tooling-up for production, technological effectiveness, electronic documentation, shop-to-shop routing.

В настоящее время, в связи с быстрым развитием информационных технологий, переходом на цифровую экономику и повсеместным проникновением компьютеров в повседневную жизнь, для создания высококонкурентной продукции и закрепления позиций на мировом рынке, любому предприятию необходимо внедрять современные прогрессивные технологии [1].

Акционерное общество ракетно-космический центр «Прогресс» – ведущее российское предприятие по разработке, производству и эксплуатации ракет-носителей среднего класса и автоматических космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли и научного назначения [2]. Особенностью таких предприятий является выполнение крупномасштабных и наукоёмких проектов, отличающихся многокомпонентностью изделий и длительным циклом разработки, производства и эксплуатации. Поэтому предприятие активно развивает инновационные направления деятельности, в частности – переходит к цифровизации процесса конструкторско-технологической подготовки производства (КТПП).

Процесс расцеховки конструкторской документации (КД) и её проработки на технологичность является частью единого процесса КТПП. Процесс КТПП охватывает следующие основные процессы:

- разработка, выпуск и изменение КД;
- постановка КД на инвентарный учет;
- проработка КД на технологичность;
- расцеховка и размножение рабочих копий КД;
- запуск КД в производство;
- разработка, выпуск и изменение технологической документации (ТД);
- заказ специализированной оснастки;
- разработка, выпуск и изменение КД на специализированную оснастку;
- обеспечение производства рабочими копиями ТД и КД на специализированную оснастку;
- заказ, разработка, внедрение и изменение управляющих программ для станков с числовым программным управлением;
- контроль внедрения КД в производство.

В настоящей работе рассматривается модернизация существующего электронно-бумажного процесса расцеховки КД и её проработки на технологичность в PDM-системе (системе управления инженерными данными об изделии). На этапе внедрения данного процесса, конструкторские подразделения выпускали в электронном виде КД, отражающую материальную часть изделия и, соответственно, технологические службы предприятия получали лишь часть всей КД. В настоящее время на предприятии осуществляется переход на электронный процесс разработки, согласования и выпуска всей КД в PDM-системе, в том числе текстовой, эксплуатационной, программ и методик испытаний и т.д. Такая КД еще не является электронным подлинником, а только дублирует бумажную

документацию. После того как весь процесс выпуска КД в электронном виде будет отработан и принят на предприятии, в PDM-системе появятся подлинники КД.

На рис. 1 изображена схема действующего электронно-бумажного процесса расцеховки КД, её проработки на технологичность и запуска в производство. Как видно из схемы, если КД в электронном виде поступила на расцеховку раньше чем в бумажном, то процесс протекает в PDM-системе. Далее на КД в бумажном виде будет сделана отметка о том, что она расцехована и проработана в электронном виде. Если же КД в «бумаге» поступила на расцеховку раньше, чем в электронном виде, то процесс протекает в бумажном виде. В электронном виде для такой КД лишь проставляется расцеховка без последующей проработки, и процесс завершается. Такой подход к организации процесса позволил одновременно не «тормозить» производство и осуществлять внедрение и отработку электронного процесса расцеховки КД и её проработки на технологичность (см. рис. 1).

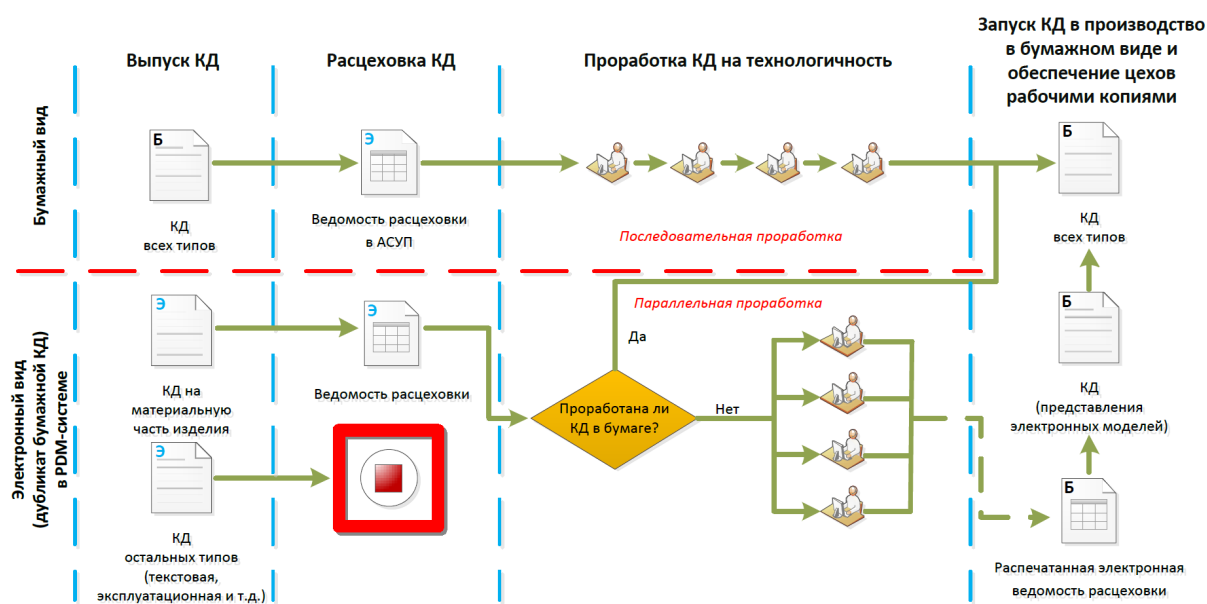


Рис. 1. Действующий электронно-бумажный процесс

Учитывая вышеизложенное, существующий процесс не может обеспечить полноту расцеховки всех видов электронной КД и, соответственно, её проработки на технологичность. Поэтому требуется его модернизация с учетом возможности дальнейшего полного перехода на электронный процесс расцеховки КД и её проработки на технологичность.

С целью выявления плюсов и минусов существующих бумажного и электронно-бумажного процесса проведено их обследование, анализ и оформлены соответствующие отчеты. Процесс обследования включал изучение действующей на предприятии нормативной документации, а также опрос непосредственных участников процесса «на местах».

На основании отчетов об обследовании выявлены достоинства и недостатки существующих процессов. К достоинствам существующих бумажного и электронно-бумажного процессов можно отнести следующее:

- отработанность в части системы менеджмента качества всего процесса и, как следствие, отсутствие у него лишних участников и переходов;
- возможность ускорения процесса за счет распараллеливания проработки КД в электронном виде;
- возможность контроля за качеством работы участников электронного процесса руководителями подразделений.

Существенным недостатком действующего электронно-бумажного процесса является не только его неспособность к обработке всех видов выпускаемой на предприятии

КД, но и отсутствие возможности создания более одного маршрута изготовления (расцеховки) детали или сборочной единицы. Такая потребность возникает, когда изготовление изделий можно распределить между взаимозаменяемыми цехами, тем самым сократить сроки сдачи конечного продукта. Учитывая недостатки модели процесса, выработаны предложения по его модернизации и разработан проект и план работ по реализации нового процесса. Проект и план работ утверждены начальником управления информационных технологий предприятия и согласованы с участниками процесса.

В соответствии с проектом по модернизации процесса подготовлено техническое задание на разработку и доработку необходимого программного обеспечения (ПО). Так как существующий процесс не отвечает необходимым требованиям, то в проект была включена разработка специального ПО, которое осуществит автоматический перевод всех существующих объектов в PDM-системе к новой модели процесса. В настоящее время уже разработано ПО для работы с новым процессом и ведутся работы по его тестированию и отработке. Ведутся работы по разработке ПО автоматического приведения всех существующих в PDM-системе объектов к новой модели процесса.

После завершения разработки ПО, его тестирования и отработки будет разработана необходимая методическая и нормативная документация, а также организовано обучение участников процесса. На данном этапе возможно проведение опытной эксплуатации процесса совместно с непосредственными его участниками до того, как он будет запущен в промышленную эксплуатацию.

Модернизированный процесс (рис. 2) даст возможность службам технологической подготовки производства (ТПП) проработки на технологичность и расцеховки всех видов КД. При условии выпуска всей КД на предприятии в электронном виде, возможно исключение бумажного документооборота и переход к запуску КД в производство в PDM-системе. Также службы ТПП смогут получать различные отчеты в электронном виде о ходе проработки КД на технологичность, о задержках процесса расцеховки и её согласования, а также осуществлять контроль за внедрением КД в производство.

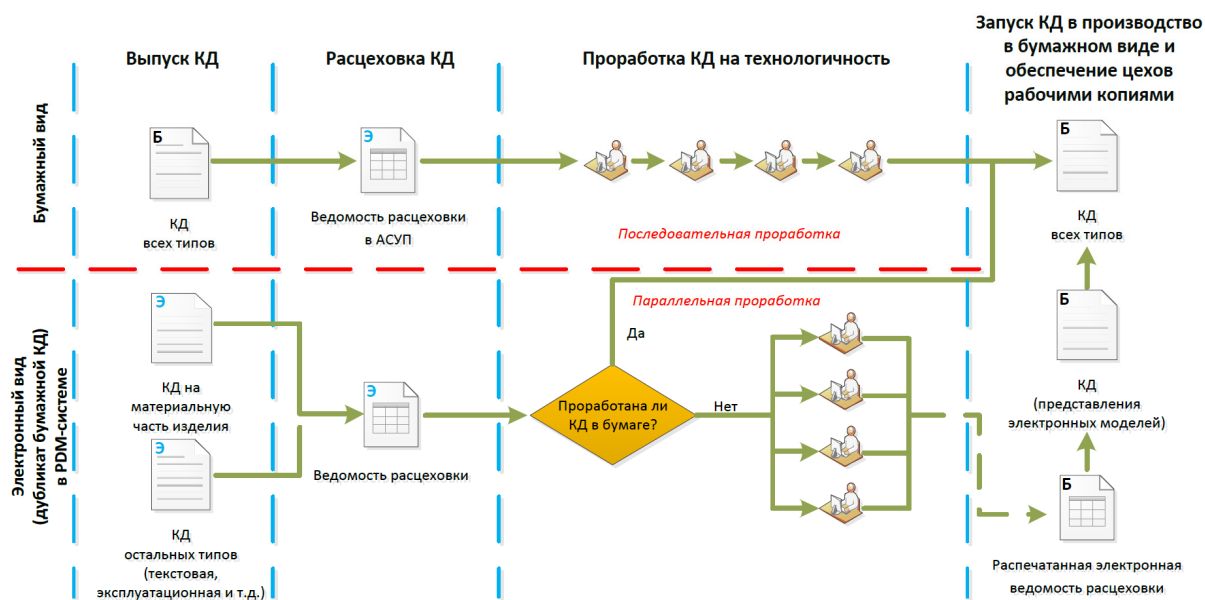


Рис. 2. Модернизированный электронно-бумажный процесс

В ходе тестовой отработки уже подтверждена работоспособность процесса для всех видов КД. Существенно снизилось время формирования объектов в ПО, даже для большого количества выпущенной КД, что существенно сокращает сроки выполнения пользователями своей работы в данном процессе. Модернизация процесса позволит создать

условия для дальнейших этапов цифровизации процессов ТПП на предприятии, таких как:

- запуск КД в производство;
- контроль внедрения КД в производство.

Цифровизация процессов ТПП позволит исключить трудовые затраты на перемещение бумажной КД между подразделениями предприятия, т.к. все процессы будут происходить в PDM-системе. На рис. 3 изображена схема данного процесса в перспективе.

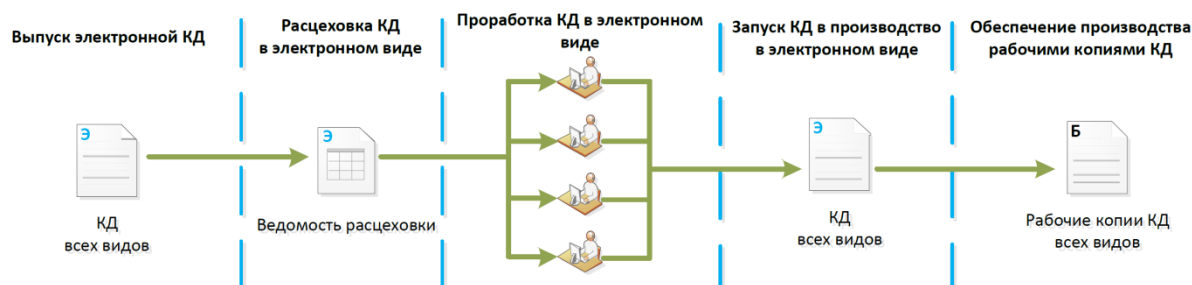


Рис. 3. Электронный процесс (перспектива)

Список литературы

1. Туркова В.А. Применение CALS-технологий для повышения эффективности технологической подготовки производства // Компьютерная интеграция производства и ИПИ-технологии: материалы VIII Всерос. науч.-практ. конф. Оренбург, 2017. С. 664–666.
2. Направления деятельности РКЦ Прогресс [Электронный ресурс]. URL: https://www.samspace.ru/about/areas_of_activity (дата обращения: 15.09.2020).

ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ МАГИСТРАЛЬНЫХ ГАЗОПРОВОДОВ

INCREASED OPERATING SAFETY OF MAIN GAS PIPELINES

Н.С. Иванов

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь, Россия

avetisyannellika@mail.ru

N.S. Ivanov

Research and Production Association «Iskra», Perm, Russia

avetisyannellika@mail.ru

Аннотация. В работе предлагается использовать для магистральных газопроводов металлических труб, усиленных стеклопластиком, Дополнительный подкрепляющий композитный слой в значительной степени позволит повысить безопасность эксплуатации магистральных газопроводов. При переходе металла в зону пластичности внутреннюю нагрузку давлением начинает воспринимать композитная оболочка, обладающая большим в 3-4 раза пределом прочности, что предотвратит развитие продольных трещин. Результаты проведенных разрушающих испытаний показали высокую эффективность применения стеклопластикового усиления металлической трубы.

Ключевые слова: композиционный материал, магистральный газопровод, стеклопластик.

Abstract. In this work, it is proposed to use metal pipes reinforced with fiberglass for main gas pipelines. An additional reinforcing composite layer will significantly increase the safety of operation of main gas pipelines. When the metal passes into the plasticity zone, the composite shell begins to perceive the internal pressure load, which has a 3-4 times higher ultimate strength, which will prevent the development of longitudinal cracks. The results of the destructive tests carried out have shown the high efficiency of the use of fiberglass reinforcement of a metal pipe.

Keywords: composite material, main gas pipeline, fiberglass.

ПАО НПО «Искра» располагает технологиями изготовления изделий из композиционных материалов. Данные технологии применяются в основном для создания ракетных двигателей на твердом топливе. В связи с поручением президента РФ по наращиванию доли высокотехнологичной продукции как гражданского, так и двойного назначения предлагаем использовать имеющиеся технологии для производства усиленных стеклопластиком металлических труб магистральных газопроводов.

Решение в значительной степени повышает безопасность эксплуатации магистральных газопроводов в условиях:

- пересечения газопроводов с объектами транспортной инфраструктуры (автомобильные дороги и железнодорожные пути и т.д.);
- прохода газопроводов по территории населенных пунктов;
- снижения расстояний от газопроводов до объектов инфраструктуры.

Качественным критерием безопасности эксплуатации магистрального газопровода является:

- повышение несущей способности отдельных участков;
- повышение вязкости разрушения, снижения протяженности участка развития трещины;
- снижение радиуса разлета осколков при аварии.

Принцип работы комбинированной оболочки находящейся под давлением заключается в следующем. При штатной работе металлическая труба находится в напряжении от действующего давления газа, но в зоне упругих деформаций. Дополнительное подкрепление порядка 15...20 % металлической трубы оказывает намотанный подкрепляющий слой из композиционного материала. При возникновении нештатной ситуации, приводящих к потере несущей способности металлической трубы, т.е. когда металл входит в зону пластической деформации, всю нагрузку от внутреннего давления начинает воспринимать композиционная оболочка, предел прочности которой в 3–4 раза выше металла, которая и предотвратит дальнейшее разрушение. Относительное удлинение металла больше относительного удлинения пластика. При обстоятельствах, когда сохранить целостность трубопровода не представляется возможным, композиционная оболочка предотвращает развитие продольных трещин.

Для подтверждения выполнения указанных критериев ПАО НПО «Искра» проведена научно-исследовательская работа. В частности:

- исследовано НДС комбинированной оболочки (металл–стеклопластик), смоделированы процессы разрушения;
- спроектированы и изготовлены модели образцов металлических трубопроводов со стеклопластиковой подмоткой, проведены разрушающие испытания внутренним давлением.

Результаты проведенных работ показали высокую эффективность применения стеклопластикового усиления металлической трубы с точки зрения повышения безопасности эксплуатации магистральных газопроводов и в общем металлических сосудов высокого давления.

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС МОДЕЛИРОВАНИЯ
ДВИЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ FOCUSS**

**SOFTWARE PACKAGE FOCUSS FOR SPACECRAFT
WITH A SOLAR SAIL MOVEMENT AND
ORIENTATION SIMULATION**

В.Г. Мельникова¹, С.М. Тененбаум, К.А. Фролов, Н.А. Неровный

*Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия*

¹vg-melnikova@yandex.ru

V.G. Melnikova¹, S.M. Tenenbaum, K.A. Frolov, N.A. Uneven

Moscow State Technical University named after N.E. Bauman, Moscow, Russia

1vg-melnikova@yandex.ru

Аннотация. Программный комплекс предназначен для проведения расчетов движения и ориентации космического аппарата с солнечным парусом на орбите Земли под действием различных сил, а также моделирования алгоритмов управления ориентацией космического аппарата с использованием системы ориентации на магнитных катушках. Исходные данные для расчета могут задаваться как в графическом интерфейсе программы, так и через внешний файл. Данный программный комплекс используется для расчета построения и поддержания группировки с помощью солнечного паруса, пассивного сведения аппаратов после срока активного существования и расчета рабочих режимов ориентации аппаратов «Ярило» размерностью 1.5U CubeSat, предназначенных для мониторинга космической погоды. Расчеты будут подтверждены летным экспериментом, запланированным на осень 2020 г. Также программный комплекс связан с бортовым кодом космического аппарата и может служить имитатором данных, поступающих с двух блоков датчиков, включающих магнитометр, акселерометр и датчик Солнца, данных от системы энергоснабжения по напряжению и току на солнечных панелях, датчиков освещенности. Возможна имитация режима поломки/выключения датчиков и магнитных катушек в разных комбинациях.

Ключевые слова: моделирование полета, баллистика, солнечный парус, наноспутник, программный комплекс, режим ориентации, кубсат, орбита, управление траекторией, космический аппарат.

Abstract. The software package is developed for simulating the motion and orientation of a spacecraft with a solar sail in Earth orbit under the influence of various forces, as well as modeling algorithms for controlling the orientation of the spacecraft using a magnetic coil orientation system. The source data for the calculation can be set either in the program's graphical interface or via an external file. This software package is used for calculating the construction

and maintenance of the grouping, spacecraft deorbiting after the active life period using solar sail, and calculating the operating orientation modes of the 1.5 U CubeSat “Yareelo” designed for space weather monitoring. The simulations will be confirmed by a flight experiment scheduled for autumn 2020. The software package is also connected to the onboard code of the spacecraft and can serve as a simulator of data coming from two sensor blocks, including a magnetometer, accelerometer, and Sun sensor, data from the power supply system for voltage and current on solar panels, and light sensors. It is possible to simulate the mode of breakage/shut-down of sensors and magnetic coils in different combinations.

Keywords: flight simulation, ballistics, solar sail, nanosatellite, software package, orientation mode, CubeSat, orbit, trajectory control, spacecraft.

Программный комплекс предназначен для проведения расчетов движения и ориентации космического аппарата с солнечным парусом на орбите Земли под действием различных сил, а также моделирования алгоритмов управления ориентацией космического аппарата с использованием системы ориентации на магнитных катушках. В качестве исходных данных используются инерционно-массовые характеристики аппарата, механические и физические свойства его систем, а также его начальное положение и ориентация на орбите. Эти данные могут задаваться как в графическом интерфейсе программы (рисунок), так и через внешний файл.

В зависимости от выбора расчет движения и ориентации аппарата могут производиться аналитическим методом или с помощью численного решения уравнений движения и уравнений Эйлера методом Рунге–Кутты 4-го порядка. При этом интегрирование систем уравнений баллистики и динамики происходит с разным шагом по времени.

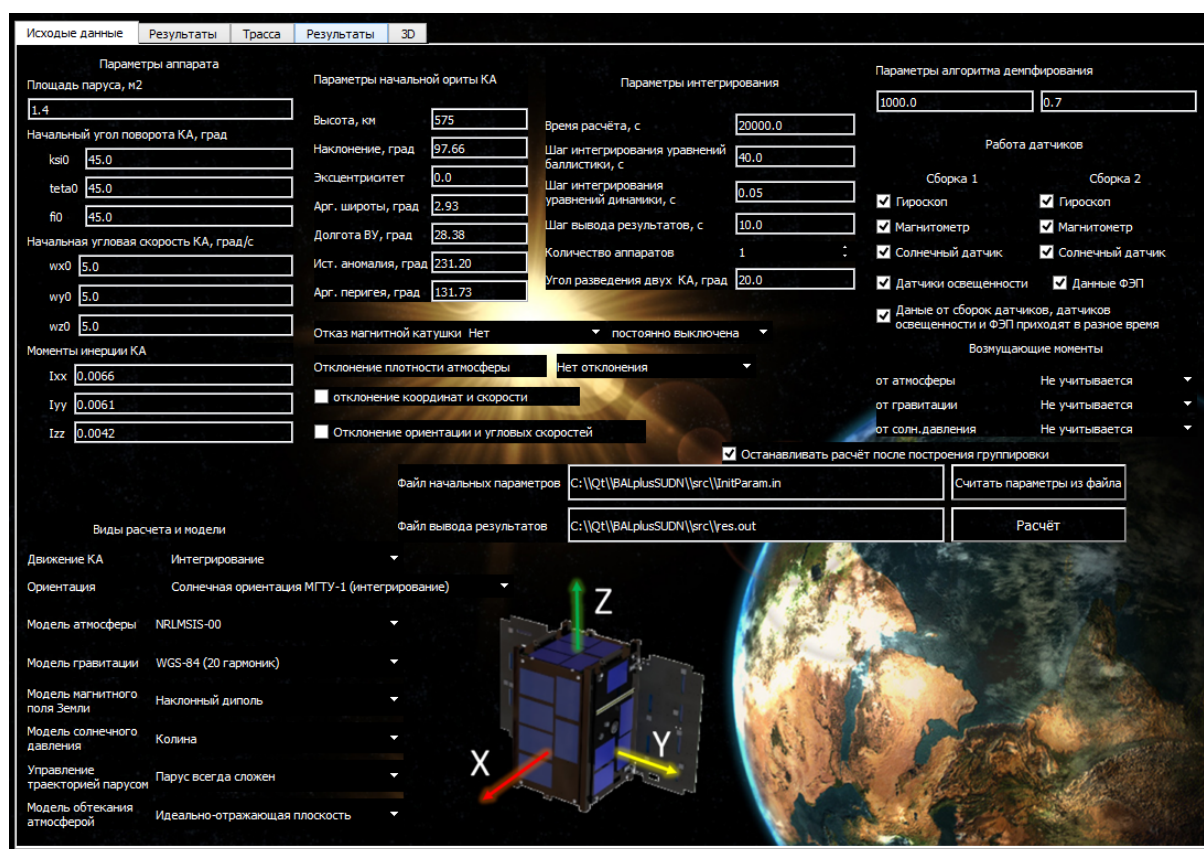


Рис. Графический интерфейс разработанной программы

При настройке расчётного случая существует возможность выбора учета влияния на космический аппарат различных факторов космического пространства: гравитационного поля Земли (3 модели), магнитного поля Земли (4 модели), атмосферы Земли (2 модели), а также давления солнечного света (2 модели). Программа позволяет управлять траекторией с помощью паруса в четырех режимах: парус всегда сложен, парус всегда раскрыт и два алгоритма построения группировки на заданный угол. Также существует возможность задания отклонения начальных параметров от заданных.

Программный комплекс связан с бортовым кодом космического аппарата «Ярило» и может служить имитатором данных, поступающих с двух блоков датчиков, включающих магнитометр, акселерометр и датчик Солнца, данных от системы энергоснабжения по напряжению и току на солнечных панелях, датчиков освещенности. Возможна имитация режима поломки/выключения датчиков и магнитных катушек в разных комбинациях.

Данный программный комплекс используется для расчета построения и поддержания группировки с помощью солнечного паруса, пассивное сведение аппаратов после срока активного существования и расчета рабочих режимов ориентации (раскрутка, демпфирование и ориентация на Солнце) аппаратов «Ярило» размерностью 1.5U CubeSat, предназначенных для мониторинга космической погоды. Расчеты будут подтверждены летным экспериментом, запланированным на осень 2020 г.

**РАЗРАБОТКА АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО
КОМПЛЕКСА МОДЕЛИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-
УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ
ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**DEVELOPMENT OF HARDWARE AND SOFTWARE
COMPLEX FOR MODELING OF INFORMATION
AND CONTROL SYSTEMS FOR ROCKET
AND SPACE TECHNOLOGY**

С.М. Шаркова, А.С. Хороших, А.В. Лазовский

*Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

shsm87@mail.ru

СМ. Sharkova, А.S. Khoroshikh, А.V. Lazovsky

*Baltic State Technical University «VOENMEKH»
named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, Russia*

shsm87@mail.ru

Аннотация. Создание интегрированных бортовых информационно-управляющих систем традиционно было основано на методе поэлементного проектирования. Соответствие интегрированной системы требованиям назначения могло быть проверено только в натуральных условиях испытательного полигона, в рамках которого невозможно проверить все физические условия и выполнить в случае необходимости доработку программного обеспечения. В настоящее время решить данную проблему возможно с помощью систем автоматизированного управления (САПР). Использование САПР для создания алгоритмов интегрированной модульной авионики позволило добиться максимальной эффективности проектных работ, надёжности и качества программ, а также значительно сократить сроки разработки.

Ключевые слова: интегрированная информационно-управляющая система, система автоматизированного проектирования, ракетно-космическая техника.

Abstract. The creation of integrated on-board information management systems has traditionally been based on the method of element-by-element design. The compliance of the integrated system with the requirements of the intended use could only be checked in the natural conditions of the test site, within which it was impossible to check all physical conditions and to perform, if necessary, the software modification. Currently, this problem can be solved using automated control systems (CAD). The use of CAD systems for the creation of integrated modular avionics algorithms made it possible to maximize the efficiency of design work, the reliability and quality of programs, as well as significantly reduce the development time.

Keywords: integrated information and control system, computer-aided design system, rocket and space technology.

При создании современных радиотехнических систем ракетно-космической техники, как правило, необходимо решать задачи повышенной алгоритмической сложности бортовых радиоэлектронных систем, которые в настоящее время представляют собой интегрированные информационно-управляющие системы. Интегрированные бортовые информационно-управляющие системы имеют в своём составе различные системы наблюдения с цифровой обработкой больших потоков сигнальной информации и реализуют комплексные модели сложных управляемых систем с выходом на видеоинформационные системы и системы управления.

Создание подобных радиотехнических систем традиционно было основано на методе поэлементного проектирования, суть которого состояла в том, что сложная система представлялась как совокупность отдельных замкнутых по своему функциональному назначению элементов. Технические требования к таким элементам формулировались путём декомпозиции тактико-технических требований, предъявляемых к системе в целом. Основным технологическим приёмом при проектировании на первом этапе была разработка функционального алгоритмического обеспечения отдельно для каждого элемента системы. Соответствие интегрированной системы требованиям назначения могло быть проверено только в натуральных условиях испытательного полигона, но такая проверка носила ограниченный характер. Возможность испытать и при необходимости доработать программное обеспечение (ПО) изделия в различных физических условиях и тактических ситуациях отсутствовала. Отсюда возникала потребность в длительном авторском сопровождении ПО опытного образца, которое затягивалось на годы.

На современном этапе основным способом решения проблемы создания качественного алгоритмического обеспечения для интегрированных информационно-управляющих систем может стать переход к разработке программной продукции на основе применения развитой Системы автоматизированного проектирования (САПР).

Опыт применения САПР для создания алгоритмического и программного обеспечения сложных технических систем в других отраслях производства техники сформировался за многие годы и показал высокое технико-экономическое значение такого метода проектирования. Например, САПР использовались при разработке ПО информационно-управляющих систем таких авиационных объектов поколений 4+ и 5, как Су-35, Ка-52, Т-50, Су-34. Как показано в упомянутой работе, использование САПР для создания алгоритмов интегрированной модульной авионики позволило добиться максимальной эффективности проектных работ, надёжности и качества программ, а также значительно сократить сроки разработки. Это произошло за счёт того, что алгоритмы создаются в привычном для восприятия виде структурно-функциональной схемы и легко читаемы, масштабируемы по уровню вложения, автоматизированы и тестируемы.

Новизна разрабатываемого аппаратно-программного комплекса заключается в новом подходе в проектировании сложных технических систем, который основывается на анализе результатов моделирования. Анализ предполагает оценку эффективности реализованных вариантов проектных решений и заключение о достижении целей проектирования в целом.

Создание САПР на предложенных принципах в различных организациях, занятых разработкой как отдельных систем наблюдения и управления в ракетно-космической технике, так и интегрированных систем, обеспечит снижение затрат (зачастую, довольно существенных) на проведение исследований, проектирование и построение таких систем, а также позволит поднять на качественно новый уровень творческую деятельность конструкторов и специалистов в области создания радиоэлектронного оборудования.

**РАЗРАБОТКА БОРТОВЫХ АНТЕНН ВОЗВРАЩАЕМЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ХАРАКТЕРИСТИКАМИ,
МАЛОЧУВСТВИТЕЛЬНЫМИ К ВОЗДЕЙСТВИЮ
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА**

**DESIGN OF ON-BOARD ANTENNAS FOR RE-ENTRY SPACE
VEHICLES WITH CHARACTERISTICS A LITTLE SENSITIVE
TO THE EFFECTS OF AERODYNAMIC HEATING**

И.В. Мажник

*Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург, Россия*

spb.guap24@gmail.com

I.V. Mazhnik

St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg, Russia

spb.guap24@gmail.com

Аннотация. Представлен метод разработки бортовых антенн на основании результатов численного расчета потерь электромагнитной энергии в нагретой теплозащите круглого волновода по полученной математической модели. Предложен алгоритм расчета математической модели. Проведен расчет с целью определения влияния изменения толщины и электрических параметров теплозащиты на диаграмму излучения.

Ключевые слова: бортовая антенна, круглый волновод, математическая модель, однородная теплозащита, диаграмма излучения.

Abstract. A method for the design of on-board antennas is presented based on the results of a numerical calculation of electromagnetic energy losses in the heated thermal protection of a circular waveguide using the obtained mathematical model. An algorithm for calculating a mathematical model is proposed. A calculation was performed to determine the effect of changes in thickness and electrical parameters of thermal protection on the radiation pattern.

Keywords: onboard antenna, round waveguide, mathematical model, uniform thermal protection, radiation pattern.

В настоящее время на траектории спуска космического аппарата связь нарушается. Объясняется это тем, что в условиях гиперзвукового полета в плотных слоях атмосферы образующаяся вокруг аппарата ударная волна порождает высокотемпературный нагрев [1–3]. Для защиты от нагрева бортовая антенна закрывается нагревостойкой радиопрозрачной теплозащитой. В этих условиях, из-за температурного изменения электрических характеристик теплозащиты, ухудшается распространение радиоволн через образовавшееся нагретое, оплавленное защитное покрытие [4, 5]. Для обеспечения непрерывной радиосвязи на траектории спуска необходимо создание бортовых антенн с минимальными потерями энергии в условиях эксплуатации.

Бортовые антенны космических аппаратов являются слабонаправленными, что достигается излучением из открытого конца волновода. Задачи расчета взаимодействия бортовой антенны с диэлектрической теплозащитой являются весьма сложными и мало разработанными. Первоначально рассмотрим простейший случай однородной теплозащиты антенного окна, который можно интерпретировать как нагрев равномерный по толщине теплозащиты. В теоретическом плане электродинамическая задача разработки математических моделей в общем виде может быть сформулирована следующим образом. Имеется излучающее раскрытие антенны, изображённое на рис. 1, расположенной на бесконечном экране, перед которым находится диэлектрический слой толщиной d .

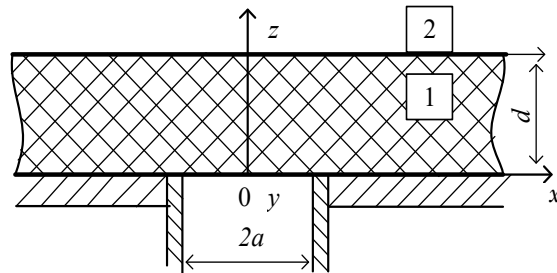


Рис. 1. Электродинамическая модель антенного окна:

d – толщина однородного слоя теплозащиты; a – радиус волновода;
 x, y, z – декартовы координаты; 1 – область, занимаемая диэлектрической защитой;
 2 – область за пластиной

Пусть круглый волновод в проводящем экране излучает основную волну H_{11} , тогда составляющие электрического поля в раскрытии при $z = 0$ имеют следующий вид [6, 7]:

$$E_x(x', y', 0) = E_r(r', \varphi') = \frac{-jH_0 a^2 \omega \mu_0}{\eta_{11}^2 r'} J_1\left(\frac{\eta_{11} r'}{a}\right) \cos\varphi', \quad (1)$$

$$E_y(x', y', 0) = E_\varphi(r', \varphi') = \frac{jH_0 a \omega \mu_0}{\eta_{11}} J_1'\left(\frac{\eta_{11} r'}{a}\right) \sin\varphi', \quad (2)$$

где r', φ' – цилиндрическая система координат, H_0 – амплитуда, определяемая мощностью источника поля, μ_0 – абсолютная магнитная проницаемость воздуха, ω – угловая частота, J_1 – функция Бесселя первого порядка, η_{11} – корень функции Бесселя, J_1' – производная функции Бесселя первого порядка, которая имеет вид [8]

$$J_1' = \frac{1}{2} \left(J_0\left(\frac{\eta_{11} r'}{a}\right) - J_2\left(\frac{\eta_{11} r'}{a}\right) \right).$$

Расчёт волновых уравнений [9] совместно с (1) и (2) дает диаграмму излучения. Результаты расчета изображены на рис. 2.

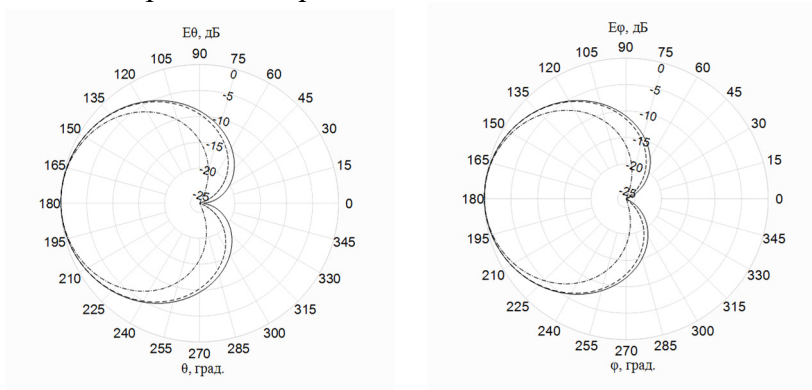


Рис. 2. Нормированная диаграмма излучения круглого волновода, с однородной теплозащитой при $d = 1,5$ см., $\operatorname{tg}\delta = 0,0001$; (—) $\varepsilon = 1$, (---) $\varepsilon = 3$, (····) $\varepsilon = 6$

Расчет по разработанным математическим моделям основных характеристик бортовых антенн базируется на известных температурных зависимостях $\varepsilon(T)$ и $\operatorname{tg}\delta(T)$, где ε – относительная диэлектрическая проницаемость материала теплозащиты антенны, $\operatorname{tg}\delta$ – тангенс угла диэлектрических потерь материала теплозащиты антенны. Температурные зависимости определяются видом теплозащиты антенны, а значение температуры траекторией полета. По результатам расчета можно определить вид теплозащиты, обеспечивающей наивысшую стабильность характеристик антенн в условиях эксплуатации.

Разработаны математические модели бортовых антенн возвращаемых космических аппаратов, учитывающие высокотемпературный аэродинамический нагрев в условиях эксплуатации, и программы расчета разработанных моделей. Результаты являются исходными данными для разработки антенн с характеристиками малочувствительными к нагреву, потому что по результатам расчета получаем исходные данные по выбору наиболее термостабильных видов теплозащиты. Это дает новые научные данные о влиянии аэродинамического нагрева на характеристики антенн и открывает пути создания и модернизации бортовых антенн с улучшенными характеристиками.

Список литературы

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Thermal protection systems // *Spacecraft Thermal Control*. 2012. P. 305–325.
2. Martin J.J. Atmospheric reentry: An introduction to its science and engineering. New Jersey: Prentice-Hall, 1966.
3. Тамбовцев В.И., Литвинов А.А., Шевяков И.А. Радиопрозрачность ионизированной оболочки, образующейся вокруг гиперзвукового объекта в ионосфере // *Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника*. 2015. Т. 15, № 3. С. 141–143.
4. Vasilieva D.V., Mikhailov V.F. Radio-Technical Characteristics of a Flat-Layered Medium // *Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF)*. 2020. P. 1–4. DOI: 10.1109/WECONF48837.2020.9131456.
5. Mikhailov V.F. Radiotechnical Characteristics of a Dielectric Layer with Turbulent Parameters // *Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF)*. 2020. P. 1–4. DOI: 10.1109/WECONF48837.2020.9131437.
6. Мажник И.В., Михайлов В.Ф. Расчёт характеристик излучения круглого волновода, закрытого теплозащитой // *Волновая электроника и инфокоммуникационные системы: Двадцать третья междунар. науч. конф.: сб. ст. СПб., 2020. Ч. 2*. С. 118–124.
7. Mazhnik I.V., Mikhailov V.F. Calculation of Radiation Characteristics of a Circular Waveguide Covered by Thermal Protection // *Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF)*. 2020. P. 1–5. DOI: 10.1109/WECONF48837.2020.9131552.
8. Li S., Zhu Z. A numerical method to determine mode content in circular waveguide based on an integral identity equation // *Applied Mathematical Modelling*. 2012. Vol. 36, – no. 7. P. 2926–2934.
9. Михайлов В. Ф. Характеристики излучения круглого волновода через плоскую однородную теплозащиту // *Электромагнитные волны и электромагнитные системы*. 2019. №1. С. 12–19.

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ И МЕТОДОВ
ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РАДИОКАНАЛА
«БОРТ – ЗЕМЛЯ» В УСЛОВИЯХ ТЕПЛОВОГО
И ПЛАЗМЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ**

**DEVELOPMENT AND RESEARCH OF MODELS AND
METHODS FOR PREDICTING THE CHARACTERISTICS
OF THE «BOARD – EARTH» RADIO CHANNEL
UNDER THERMAL AND PLASMA CONDITIONS**

Е.В. Окунев¹, А.О. Жуков²

*Особое конструкторское бюро
Московского энергетического института, Москва, Россия*

¹kve0r@rambler.ru, ²aozhukov@mail.ru

E.V. Okunev¹, A.O. Zhukov²

*Special design Bureau of the
Moscow power engineering Institute, Moscow, Russia*

¹kve0r@rambler.ru, ²aozhukov@mail.ru

Аннотация. В работе рассмотрены особенности функционирования радиоканала «борт – Земля» высокоскоростных летательных аппаратов. Проведен анализ влияния внешних воздействий на их бортовые радиотехнические системы и особенности функционирования антенных систем при передаче сигналов с учетом интенсивного нагрева и образования плазменного слоя вокруг летательного аппаратов на высоких скоростях. В частности, исследовано влияние воздействий на антенные системы ЛА и на энергетику радиоканала. Для этого были рассчитаны электрофизические характеристики материала теплозащиты антенны и пристеночного слоя плазмы и проведен анализ изменения эксплуатационных характеристик бортовых радиотехнических систем гиперзвуковых ЛА в условиях теплового и плазменного воздействий. Основными характеристиками плазмы являются интенсивность теплового потока, концентрация и температура электронов, а также распределение их в слое по его толщине, величина эффективной частоты соударений.

При расчётах характеристик пристеночного слоя плазмы необходимо учитывать много факторов. Экспериментальные исследования показывают, что основное влияние на уровень электрофизических параметров плазменной оболочки оказывают скорость, высота полета ЛА.

Однако при расчётах необходимо учитывать не только характеристики радиопрозрачных теплозащитных материалов антенн, но и влияние продуктов абляции материалов теплозащитного покрытия (ТЗП) корпуса аппарата.

Разработаны модели радиотехнических характеристик антенных систем с неоднородной диэлектрической теплозащитой и шумовой температура антенных окон в условиях воздействия плазмы и высокотемпературного нагрева, на основе которых разработаны методики оценки радиотехнических характеристик антенных систем в условиях теплового и плазменного воздействия.

Ключевые слова: бортовые радиотехнические системы, плазма, гиперзвуковой летательный аппарат, теплозащитный материал, радиосвязь, диэлектрический материал, бортовые антенны, тепловой нагрев, число Маха, теплозащитное покрытие, радиоканал.

Abstract. The paper considers the features of the functioning of the "board-Earth" radio channel of high-speed aircraft. The analysis of the influence of external influences on their on-board radio systems and the features of the functioning of antenna systems during signal transmission, taking into account the intense heating and the formation of a plasma layer around the aircraft at high speeds. In particular, the influence of impacts on the antenna systems of aircraft and on the energy of the radio channel was studied. For this, the electrophysical characteristics of the antenna thermal protection material and the near-wall plasma layer were calculated, and an analysis was made of changes in the operational characteristics of the on-board radio systems of hypersonic aircraft under thermal and plasma effects. The main characteristics of plasma are the intensity of the heat flow, the concentration and temperature of electrons, as well as their distribution in the layer along its thickness, and the value of the effective frequency of collisions.

When calculating the characteristics of the near-wall plasma layer, many factors must be taken into account. Experimental studies show that the main influence on the level of electrophysical parameters of the plasma envelope is exerted by the speed and altitude of the aircraft flight.

However, when calculating, it is necessary to take into account not only the characteristics of the radio-transparent heat-shielding materials of the antennas, but also the effect of the products of ablation of the materials of the heat-shielding coating (HSC) of the apparatus body.

Models of radio technical characteristics of antenna systems with inhomogeneous dielectric thermal protection and noise temperature of antenna windows in conditions of plasma exposure and high-temperature heating have been developed, on the basis of which methods have been developed for assessing the radio-technical characteristics of antenna systems in conditions of thermal and plasma effects.

Keywords: on-board radio systems, plasma, hypersonic aircraft, heat-shielding material, radio communication, dielectric material, on-Board antennas, thermal heating, Mach number, heat-shielding coating, radio channel.

Эффективность использования современных летательных аппаратов (в том числе и аэрокосмических) различного назначения во многом определяется техническими характеристиками бортовых радиотехнических систем. В современных условиях при разработке аэрокосмических аппаратов, особое внимание уделяется радиотехническим системам, обеспечивающим радиосвязь между бортовыми и наземными комплексами.

Как показывает практика, наиболее сложно обеспечить функционирование радиолинии «борт – Земля» в зонах возникновения сильных тепловых потоков и плазменных образований вследствие воздействия земной атмосферы на быстродвижущийся летательный аппарат. Решение данной проблемы особенно актуально при проведении разработок гиперзвуковых управляемых ракетных систем противоракетной и противокосмической обороны. Также очень важной задачей является обеспечение связи «борт – Земля» при запуске КА, а также в интересах обеспечения безопасности пилотируемых программ, особенно в моменты проведения спуска. Также данная проблема возникает для поддержания требуемых эксплуатационных характеристик антенных систем много-разовых космических аппаратов [1–7].

Гиперзвуковые летательные аппараты перемещаются в плотных слоях атмосферы Земли со скоростями более 1–2 км/с. Перед летящим с такой скоростью аппаратом возникает и непрерывно поддерживается мощная ударная волна. Воздух за этой ударной волной сильно сжат и нагрет, вследствие чего вокруг ракеты возникает слой сильно ионизированного воздуха – плазмы, и одновременно происходит сильный нагрев ее поверхности, приводящий к интенсивному обгоранию, оплавлению и уноса массы

(абляции) всех защитных покрытий. В этих условиях возможна полная потеря работоспособности бортовых радиотехнических систем радиосвязи.

Космические аппараты (КА) входят в плотные слои атмосферы Земли со скоростью более 6 км/с. Начиная с высот 100–110 км, возникает аналогичный эффект воздействия на бортовые радиотехнические системы теплового и плазменных воздействий.

Для защиты от внешних воздействий бортовые антенны закрываются плоской диэлектрической теплозащитой. Причем бортовая антенна вместе с теплозащитой образует единую конструкцию – антенное окно.

Основными причинами, затрудняющими или полностью нарушающими работу радиолиний «борт – Земля», являются уменьшение КПД антенного окна вследствие изменения характеристик излучения бортовых антенн при высокотемпературном нагреве диэлектрика теплозащиты и потерями в плазменной оболочке.

В ходе исследований было обнаружено появление в результате теплового нагрева полупроводящего слоя на поверхности теплозащитного радиопрозрачного диэлектрика бортовых антенн, который может вносить потери до 30 дБ и более, что соизмеримо (а иногда и превосходит) с потерями радиосигнала в плазменном слое.

Для расчёта величины затухания электромагнитных волн в диэлектрике теплозащиты антенны и пристеночном слое плазмы необходимо знать их электрофизические характеристики. Основными характеристиками пристеночной плазмы и следа являются интенсивность теплового потока и давление в газе, концентрация и температура электронов, а также распределение их в слое по его толщине, величина эффективной частоты соударений.

При расчётах характеристик пристеночного слоя плазмы необходимо учитывать много факторов. Экспериментальные исследования показывают, что основное влияние на уровень электрофизических параметров плазменной оболочки оказывают скорость, высота полета ЛА [7–11].

Однако при расчётах необходимо учитывать не только характеристики радиопрозрачных теплозащитных материалов антенн, но и влияние продуктов абляции материалов теплозащитного покрытия (ТЗП) корпуса аппарата.

Задача прогнозирования характеристик радиоканала «борт – Земля» в условиях теплового и плазменного воздействия не имеет непосредственно экспериментального решения в натуральных условиях гиперзвукового полета. Существующие методы прогнозирования также в полной мере не решают поставленной задачи. Использование математических методов прогнозирования характеристик радиоканала «борт – Земля» в настоящее время ограничивается отсутствием математических моделей радиотехнических устройств при их эксплуатации в условиях сильного теплового и плазменного воздействий.

Все это приводит к необходимости решения актуальной проблемы, заключающейся в разработке и исследовании моделей и методов прогнозирования характеристик радиоканала «борт – Земля» в условиях теплового и плазменного воздействия.

Суть данной проблемы заключается в создании системы положений, определяющих задачи, логическую организацию, модели, методы и методики прогнозирования характеристик радиоканала «борт – Земля» в условиях теплового и плазменного воздействия.

Целью настоящей работы является повышение эффективности функционирования радиолиний «борт – Земля» гиперзвуковых ракет и космических аппаратов в условиях воздействия земной атмосферы.

Список литературы

1. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Авдеевский В.С., Галицкий Б.М. [и др.]; под общ. ред. академика В.С. Авдеевского и проф. В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
2. Кордеро Л. Способы уменьшения перерыва радиосвязи с возвращаемыми космическими аппаратами // Сб. докл. научная сессия / ГУАП. 2008.

3. Starkey R., Lewis M., and Jones C. Active Flowfield Modification for Plasma Telemetry // Proceedings of the 6th International Test and Evaluation Association Instrumentation Conference, Lancaster, California.2002.
4. Михайлов В.Ф., Победоносцев К.А., Брагин И.В. Прогнозирование эксплуатационных характеристик антенн с теплозащитой. СПб.: Судостроение, 1994. 300 с.
5. Кордеро Л. Характеристики излучения антенн с теплозащитой // Известия вузов. Радиоэлектроника. 2011. Вып. 4. С. 78–84.
6. Оценка влияния аэродинамического нагрева на характеристики антенных систем летательных аппаратов, двигающихся на гиперзвуковых скоростях / А.О. Жуков, В.В. Буторин, Е.В. Окунев, В.И. Татевосян // V Всероссийская научно-техническая конференция «РТИ Системы ВКО – 2017». М., 2017. С. 922–930.
7. Wen G., Wu G.L., Lei T.Q. Co-enhanced SiO₂-BN Ceramics for High-temperature Dielectric Application // J. Euro Ceram. Soc. 2000. № 11. P. 19–23.
8. Окунев Е.В., Жуков А.О. Влияние внешних воздействий на эксплуатационные характеристики бортовых радиотехнических систем высокоскоростных ЛА // 15-я Конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования», Серия: Механика, управление и информатика. М., 2017. С. 83–83.
9. Simulation of electromagnetic wave propagation through plasma sheath using the moving-window finite-difference time-domain method / J.-F. Liu, Xi X.-L., Wan G.-B., Wang L.-L. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2011. Vol. 39, No. 3, P. 852–855.
10. Analytical model of electromagnetic waves propagation and location of inclined plasma layers using occultation data / A.G. Pavelyev, Y.-A. Liou, J. Wickert, K. Zhang, C.S. Wang, Y. Kuleshov // Progress In Electromagnetics Research. 2010. Vol. 106, P. 177–202.
11. Rose D.V., Thoma C.H., Sotnikov V. Analysis of plasma communication schemes for hypersonic vehicles: Final report / Rose D.V., Thoma C.H., Sotnikov V. // AFRL-SR-AR-TR-09-0129. 2009. P. 1–71.

РАЗРАБОТКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО СТЕНДА ДЛЯ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

DEVELOPMENT OF AN OPTICAL-ELECTRONIC STAND FOR QUALITY CONTROL OF INTEGRATED CIRCUITS SPACE PURPOSE

А.А. Голицын, Н.А. Сейфи

*Филиал Института физики полупроводников им. А.В. Ржанова СО РАН «КТИПМ»;
Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск, Россия*

aag-09@yandex.ru

A.A. Golitsyn, N.A. Safe

*Branch of the Institute of Semiconductor Physics. A.V. Rzhanov SB RAS «KTIPM»;
Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia*

aag-09@yandex.ru

Аннотация. Дефекты, возникающие на этапе производства образцов микроэлектронной техники, могут быть потенциальными причинами сбоев при дальнейшей эксплуатации. При этом часть изделий можно отбраковать на стадии корпусирования при визуальном контроле. Осмотр каждой микросхемы занимает значительное время и возникает необходимость в автоматизации процесса. Для этих целей был разработан специальный оптико-электронный стенд, осуществляющий сканирование тестируемого образца и определяющий наличие дефектов.

Ключевые слова: микроэлектроника, дефект, автоматизация.

Abstract. Defects arising at the stage of production of microelectronic equipment samples can be potential causes of failures during further operation. Moreover, some of the products can be rejected at the packaging stage with visual inspection. Inspection of each microcircuit takes a long time and there is a need to automate the process. For these purposes, a special optoelectronic stand was developed that scans the test sample and determines the presence of defects.

Keywords: microelectronics, defect, automation.

Одной из важнейших задач при производстве микроэлектронной техники различного, в том числе космического назначения, является контроль качества образцов и своевременное выявление среди них дефектных. При производстве микроэлектронной техники неизбежно возникает брак. Чтобы отбраковать неисправные микросхемы и не поставить их заказчику в качестве работоспособных, необходимо провести целый ряд тестов, чтобы определить, какие из изделий являются на 100 % исправными и предсказуемо работоспособными во всех условиях.

Вместе с тем часть изделий можно отбраковать еще на стадии корпусирования при их визуальном контроле. Типичным браком является:

- неправильная распайка кристалла микросхемы;
- неправильная ориентация или смещение кристалла, превышающее допуск;
- переплетение токопроводящих проволочек между собой;

- отрывы проволочек;
- чрезмерная длина проволочек, из-за чего после корпусирования они могут торчать наружу микросхемы, отломиться или задевать за окружающие предметы;
- наличие мусора / пылинок / посторонних частиц.

Часть дефектов, таких как наличие посторонних частиц или излишняя длина проволочек не могут быть достоверно выявлены электроконтролем, так как на момент проверки цепь может быть исправной. Но эти дефекты могут быть потенциальными причинами сбоев в работе микросхемы в будущем при ее длительной эксплуатации, а поведение микросхемы с такими дефектами не предсказуемо.

Не только последние, но и все вышеперечисленные дефекты в настоящее время хорошо определяются визуально вручную при помощи микроскопа. Вместе с тем осмотр каждой микросхемы занимает достаточно длительное время, поэтому имеется необходимость автоматизировать данный процесс и тем самым ускорить отбраковку явно дефектных изделий. Изделия, маркированные как потенциально дефектные, в дальнейшем для принятия окончательного решения могут быть осмотрены человеком уже более подробно, чем автоматизированным комплексом. Изделия, маркированные как прошедшие визуальный контроль, корпусируются и затем проходят полный цикл испытаний и приемки.

Для этих целей был разработан специальный оптико-электронный стенд, осуществляющий послойное, с шагом 5 мкм, сканирование тестируемого образца, построение объемной модели по результатам сканирования и определяющий наличие или отсутствие дефектов и брака распайки кристалла микросхемы и взаимного расположения ее составных частей.

В настоящее время оптические, механические и электронные детали комплекса разработаны, изготовлены и проходят тестирование и апробацию. Программное обеспечение частично написано, частично еще находится в процессе разработки, исследования и уточнения работы алгоритмов определения наличия/отсутствия дефектов.

СИСТЕМА ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА

POWER SUPPLY SYSTEM OF THE NANOSATELLITE

Е.Д. Живило, А.Е. Игнатьева, Д.А. Рачкин, С.М. Тененбаум, С.М. Терехова

*Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия*

E.D. Zhivilo, S.M. Terekhova, D.A. Rachkin, A.E. Ignat'eva, S.M. Tenenbaum

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Аннотация. Работа посвящена системе энергоснабжения наноспутника формата CubeSat. В состав данной системы входят солнечные батареи, генерирующие электроэнергию на освещенной части орбиты, и модуль энергоснабжения, осуществляющий распределение электроэнергии от солнечных батарей потребителям (служебным системам наноспутника и полезной нагрузке). В тени питание бортовых систем обеспечивают аккумуляторные Li-Ion батареи из состава модуля энергоснабжения. Система энергоснабжения, ее составные части и программное обеспечение микроконтроллера управления модуля энергоснабжения разработаны коллективом студентов и молодых специалистов Молодежного космического центра МГТУ им. Н.Э. Баумана. Система энергоснабжения установлена на борт двух наноспутников группировки «Ярило», предназначенных для исследования Солнца и солнечно-земных связей при помощи научных приборов разработки НИИЯФ МГУ и ФИАН им. П.Н. Лебедева. Система энергоснабжения прошла полный цикл экспериментальной отработки: автономные испытания составных частей и комплексные испытания в составе наноспутников. Результаты экспериментальной отработки подтвердили достижение заявленных характеристик системы для обеспечения функционирования служебных систем и полезных нагрузок наноспутников «Ярило» № 1, 2. Летные испытания группировки наноспутников запланированы на третий квартал 2020 г. в рамках программы «УниверСат» ГК «Роскосмос».

Ключевые слова: система энергоснабжения, наноспутник, солнечные батареи, фотоэлектрические преобразователи, модуль энергоснабжения, средневитковая выработка электроэнергии.

Abstract. The paper presents the electrical power system for CubeSats. The electrical power system consists of solar panels generating electricity when being illuminated by the Sun and power supply module, which distributes electrical power between consumers (service onboard systems and the payload). In the shadow electrical power is provided by Li-Ion batteries of the power supply module. The whole electrical power system, its components and microcontroller software is designed by students and young professionals of Youth space center at Bauman Moscow State Technical University. The electrical power system is integrated onboard of two “Yareelo” nanosatellites. The “Yareelo” project mission is to carry out solar and sun-weather correlations research using scientific equipment developed by Lebedev Physical Institute and Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University. The power supply

system has passed a full cycle of experimental testing: autonomous tests of components and complex tests as part of nanosatellites. The results of experimental testing confirmed the achievement of the declared characteristics of the system for ensuring the functioning of service systems and payloads of the "Yarelo" nanosatellites No. 1, 2. Flight tests of the nanosatellite constellation are planned for the third quarter of 2020 as part of the "Universat" program of the Roscosmos.

Keywords: electrical power system, nanosatellite, solar panels, solar cells, power supply module, average power generation on orbit.

Система энергоснабжения (СЭС) наноспутника предназначена для выработки электрической энергии при помощи солнечных батарей и последующего преобразования электрической энергии с заданными уровнями выходных напряжений для питания служебных систем и полезной нагрузки. СЭС позволяет заряжать аккумуляторные батареи, как при включенных бортовых системах наноспутника, так и при обесточенных. Кроме того, СЭС, совместно с измерителями мощности, служит для измерения токов и напряжений по требуемым каналам с последующей передачей по шине CAN файла с текущими показаниями солнечных и аккумуляторных батарей.

Система энергоснабжения подразделена на модуль энергоснабжения и солнечные панели (панели солнечных батарей). Модуль энергоснабжения включает в свой состав следующие составные части: аккумуляторные батареи и их зарядные устройства, преобразователи напряжения, экстремальные регуляторы мощности и унифицированный микроконтроллер. Также данный модуль включает в себя элемент, полностью обесточивающий наноспутник, элемент, развязывающий аккумуляторные батареи от остальных система наноспутника для предотвращения их самопроизвольного разряда (с использованием конечных выключателей), и элемент, перезагружающий всё питание аппаратуры с определённым периодом.

Солнечные батареи предназначены для генерации электрической энергии при помощи фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) [1]. Солнечные батареи размещаются на внешних панелях (гранях) наноспутника. Для дополнительной выработки электроэнергии предусмотрены две откидные (динамические) панели, раскрываемые после выхода наноспутника из транспортного-пускового контейнера. Средневитковая выработка электроэнергии варьируется в зависимости от ориентации наноспутника на орбите и числа освещённых Солнцем панелей и составляет от 0,5 Вт (освещена одна панель с 5 ФЭП) до 2,7 Вт (освещены три панели с 6 ФЭП на каждой).

В ходе работы над проектом был изготовлен опытный образец СЭС, состоящей из модуля энергоснабжения и солнечных батарей. Проведен цикл автономных испытаний составных частей СЭС, а также комплексные испытания СЭС в составе наноспутника. По результатам экспериментальной отработки был изготовлен образец СЭС для участия в летных испытаниях в третьем квартале 2020 г. Данное устройство удовлетворяет заявленным требованиям и обеспечивает функционирование служебных систем и полезной нагрузки наноспутников группировки «Ярило» [2, 3] формата CubeSat [4], которые осуществят сбор научных данных, востребованных ведущими научными организациями РФ: НИИЯФ МГУ и ФИАН им. П.Н. Лебедева [5, 6].

Список литературы

1. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. М.: Энергоатомиздат, 1983. 360 с.
2. Nanosatellite sun observation system / V. Mayorova, E. Timakova, V. Melnikova, A. Ignateva, S. Kuzin // International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET). 2018. Vol. 9, issue 10, P. 990–1000.

3. «Ярило» – проект построения группировки наноспутников для исследования Солнца / Н.В. Гончаров, М.Ю. Корецкий, В.И. Майорова, В.Г. Мельникова, Н.А. Неровный, Д.А. Рачкин, С.М. Тененбаум, Е.Д. Тимакова, К.А. Фролов, И.В. Ястребова, С.А. Богачев, С.Ю. Дятков, А.С. Кириченко, С.В. Кузин, А.А. Перцов // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 100 (1). С. 69–78.
4. CubeSat Design Specification. Rev 13. Cal Poly SLO, 2014.
5. TESIS Experiment on. EUV Imaging Spectroscopy of the Sun / Kuzin S.V., Bogachev S.A., Zhitnik I.A., [et al.] // Advances in Space Research. 2009. Mar. Vol. 43. P. 1001–100.
6. Программа «Универсат-Сократ»: первый этап летных экспериментов / М.И. Панасюк, В.В. Богомолов, Ю.Н. Дементьев [и др.] // Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского: материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 2019. С. 49–51.

**СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСА ПРОГРАММНО-ТЕХНИЧЕСКИХ
СРЕДСТВ ПЛАНИРОВАНИЯ И КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ
ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ «РЕСУРС-П»**

**CREATION OF THE COMPLEX OF SOFTWARE AND
TECHNICAL MEANS FOR PLANNING AND CONTROL OF
THE STATE OF THE HYPERSPECTRAL EQUIPMENT OF
SPACE VEHICLES «RESURS-P»**

Ю.И. Бодров, А.В. Кондрашов, С.А. Ларин
РКЦ «Прогресс» – ОКБ «Спектр», Рязань, Россия
reg.site@outlook.ru

Yu.I. Bodrov, A.V. Kondrashov, S.A. Larin
RCC «Progress» – ОКБ «Spectr», Ryazan, Russia
reg.site@outlook.ru

Аннотация. Выведенная на орбиту уникальная гиперспектральная съемочная аппаратура (ГСА) позволяет производить съемку поверхности Земли в большом количестве узких спектральных каналов. Выведенная система позволяет решать важные государственные задачи по наблюдению за земной растительностью, загрязненными природными ресурсами. С целью контроля и планирования работы ГСА филиалом АО «РКЦ «Прогресс» – ОКБ «Спектр» был создан комплекс программно-технических средств планирования и контроля состояния гиперспектральной аппаратуры космических аппаратов «Ресурс-П». Комплекс позволяет подготавливать исходные данные для планирования съемки поверхности Земли и проведения технологических режимов, а также контроля и анализа текущего состояния и динамики изменения параметров ГСА.

Ключевые слова: гиперспектральная съемочная аппаратура, космический аппарат, съемка поверхности, программно-технический комплекс.

Abstract. The unique hyperspectral imaging equipment (HSA) launched into orbit makes it possible to survey the Earth's surface in a large number of narrow spectral channels. The derived system makes it possible to solve important state tasks for monitoring terrestrial vegetation, pollution, and natural resources. In order to control and plan the work of the GSA, the branch of JSC "RCC" Progress "- ОКБ" Spectr "created a complex of software and hardware for planning and monitoring the state of hyperspectral equipment of spacecraft" Resurs-P ". The complex allows you to prepare initial data for planning surveying of the Earth's surface and carrying out technological modes, as well as monitoring and analyzing the current state and dynamics of changes in the parameters of GAW.

Keywords: hyperspectral imaging equipment, spacecraft, surface survey, software and hardware complex.

Во исполнение Федеральной космической программы в части предоставления услуг в интересах социально-экономической сферы, науки и международного сотрудничества впервые в России была создана и выведена на орбиту в составе космических аппаратов «Ресурс-П» №1, №2, №3 уникальная по своим характеристикам гиперспектральная съемочная аппаратура (ГСА).

Ее особенность состоит в возможности съемки поверхности Земли в большом количестве узких спектральных каналов, обеспечивая тем самым высокоточную идентификацию объектов наблюдения по их спектральным характеристикам.

Гиперспектральная съемка позволяет решать важные государственные задачи в интересах социально-экономического развития Российской Федерации, например, определять вид и состояние растительности, состав пленки загрязнений на поверхности воды, идентифицировать минералы, почвы, определять степень созревания злаковых культур, проводить инвентаризацию природных ресурсов, создавать земельные кадастры и контролировать хозяйственные процессы для обеспечения рациональной деятельности в различных отраслях хозяйства и т.д.

Успешное решение указанных задач возможно только при условии постоянного полетного контроля состояния спектрорадиометрических параметров ГСА и высокоточного планирования ее работы с учетом многочисленных параметров съемки.

С этой целью филиалом АО «РКЦ «Прогресс» – ОКБ «Спектр» был создан комплекс программно-технических средств планирования и контроля состояния гиперспектральной аппаратуры космических аппаратов «Ресурс-П» (далее – КППС ПиК ГСА), который к настоящему моменту времени не имеет аналогов, как в России, так и в ближнем зарубежье.

В основе построения КППС ПиК ГСА лежат современные прогрессивные принципы, такие как: переносимость, универсальность, масштабируемость, модульность, обусловленные требованиями открытости и возможности наращивания дополнительными программными модулями.

КППС ПиК ГСА разработан с использованием современных инструментальных средств: языков программирования, средств разработки приложений и системы управления базами данных.

Основным назначением комплекса является подготовка исходных данных для планирования съемки поверхности Земли и проведения технологических режимов, а также контроля и анализа текущего состояния и динамики изменения параметров гиперспектральной аппаратуры, как на этапе летно-конструкторских испытаний, так и в процесс штатной эксплуатации.

Подготовка исходных данных для планирования съемки поверхности Земли осуществляется как в ручном режиме оператором комплекса, так и в автоматическом режиме по заявкам от автоматизированного наземного комплекса целевого планирования космической системы «Ресурс-П» с использованием заранее выбранных параметров массива исходных данных на планируемый режим (МИДР).

В процессе лётной эксплуатации ГСА в части контроля состояния аппаратуры при помощи комплекса проводятся:

– периодический контроль текущего температурного состояния и анализ динамики изменения температуры системы оптико-механической (СОМ) по данным протоколов измерительных циклов (ПИЦ) (*цель – своевременно обеспечить включение режима регулирования температуры оптико-механической системы ГСА на космическом аппарате*);

– периодический контроль стабильности и анализ динамики изменения радиометрических параметров (*цель – обеспечить своевременную радиометрическую калибровку ГСА на космическом аппарате*);

– радиометрическая калибровка ГСА, при которой осуществляется расчет величины смещения и нового положения шкалы длин волн, величины смещения положения

поля зрения прибора, массива коэффициентов радиометрической коррекции и параметров градуировочных характеристик, необходимых для проведения радиометрической коррекции видеоинформации (ВИ), получаемой от ГСА (*цель – обеспечить актуальность набора радиометрических параметров для проведения радиометрической коррекции видеоинформации*);

– пополнение электронной базы данных эксплуатационных радиометрических параметров (*цель – обеспечить хранение наборов радиометрических параметров с привязкой к датам проведения калибровочных мероприятий*);

– периодический контроль появления новых дефектных элементов и их паспортизация в случае обнаружения (*цель – обеспечить поддержание в актуальном состоянии карты дефектных элементов для устранения их влияния при формировании видеоинформации*);

– расчёт актуальных значений фотограмметрических параметров и пополнение электронной базы данных эксплуатационных фотограмметрических параметров (*цель – обеспечить проведение фотограмметрической калибровки ГСА и хранение наборов фотограмметрических параметров с привязкой к датам проведения калибровочных мероприятий*).

КПТС ПиК ГСА успешно прошел летно-конструкторские испытания космической системы «Ресурс-П» с космическими аппаратами №1, №2, №3 и введен в штатную эксплуатацию.

С применением комплекса проведен успешный ввод в эксплуатацию космических аппаратов высокодетального наблюдения поверхности Земли «Ресурс-П» №1, №2, №3 и космической системы в целом.

В настоящее время КПТС ПиК ГСА в составе наземного комплекса приема, обработки и распространения информации (НКПОР-РП) обеспечивает штатную работу космической системы «Ресурс-П» с космическими аппаратами №1, №2, №3.

По мере роста группировки космической системы высокодетального наблюдения поверхности Земли комплекс постоянно модернизируется и в настоящее время подготовлен к летно-конструкторским испытаниям космических аппаратов «Ресурс-П» №4 и №5.

Подходы, использованные при создании КПТС ПиК ГСА, были апробированы на научно-технических конференциях, опубликованы в форме тезисов докладов в научных издательствах.

Секция 6

Фундаментальные
космические исследования.
Пилотируемые космические полеты

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА
«БЫСТРЫХ» СТЫКОВОК С МКС
ПРИ ПОЛЁТАХ К ЛУНЕ ПО ДВУХПУСКОВОЙ СХЕМЕ**

**USE OF EXPERIENCE
«FAST» CONNECTIONS WITH ISS FOR FLIGHTS
TO THE MOON ON A TWO-STATE CIRCUIT**

Н.А. Чудинов

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

chudo-26@yandex.ru

N. A. Chudinov

Rocket Space Corporation «Energia» named after S.P. Korolev

chudo-26@yandex.ru

Аннотация. Статья посвящена решению задачи лунных полетов по двух пусковой схеме. Многолетний опыт успешных стыковок космических кораблей (КК) с орбитальными станциями (ОС) подтверждает возможность реализации двух пусковой схемы. Недостатком, ограничивающим использование таких схем, являются жёсткие требования к времени последовательного запусков КК и разгонного блока. В работе предлагается использовать ОС для снижения требований к времени запусков. Результаты показывают, что двухпусковые схемы позволят выполнять полёты к Луне с использованием ракетносителей меньшей грузоподъёмности, при этом уровень надёжности будет соответствовать однопусковой схеме. Квазикомпланарное выведение при сближении по «быстрым» схемам существенно расширяет их диапазон применения.

Ключевые слова: лунная программа, пилотируемый корабль, разгонный блок, квазикомпланарное выведение, схема сближения.

Abstract. The article is devoted to solving the problem of lunar flights according to two launching schemes. Long-term experience of successful docking of spacecraft (SC) with orbital stations (OS) confirms the possibility of implementing two launching schemes. The disadvantage limiting the use of such schemes is the stringent requirements for the time of sequential starts of the spacecraft and the overclocking unit. The work proposes to use the OS to reduce the requirements for startup time. The results show that two-launch schemes will allow flights to the Moon with the use of launch vehicles with a lower payload, while the level of reliability will correspond to the single-launch scheme. Quasi-coplanar launching at rendezvous according to "fast" schemes significantly expands their range of application.

Keywords: lunar program, manned spacecraft, upper stage, quasi-coplanar launch, rendezvous scheme.

При решении задач современной лунной программы доставка экипажа к объектам лунной инфраструктуры предполагается с использованием ракет-носителей (РН) сверхтяжёлого класса. Разработка и эксплуатация таких РН являются крайне дорогостоящими. Многолетний опыт проведения стыковок космических кораблей (КК) с

орбитальными станциями (ОС) позволит решить задачу полёта к Луне без использования сверхтяжёлых РН по двухпусковой схеме. Такие схемы предполагают отдельный запуск пилотируемого корабля (ПК) и разгонного блока (РБ), их стыковку на околоземной орбите и выполнение отлётно-импульса. При этом возникают ограничения, связанные с проведением двух близких по времени пусков РН, с последовательностью запусков ПК и РБ, а также с допустимой длительностью автономного полёта экипажа в ожидании очередного окна отлёта.

Целью работы было выработать концепцию сближения и стыковки ПК с РБ для полёта к Луне по двухпусковой схеме с учётом её ограничений.

В числе задач рассматривается возможность полёта экипажа ПК к Луне с промежуточным ожиданием старта РБ в составе околоземной ОС, разработка методики сближения и стыковки РБ с ПК после расстыковки с ОС, а также оценка периодичности появления условий, при которых имеется возможность выполнения отлёта к Луне.

В последние годы в практике пилотируемых полётов всё чаще используются «быстрые» схемы сближения. Начиная с 2012 г. по «быстрой» шестичасовой четырёхвитковой схеме было проведено 29 стыковок космических кораблей, из которых 19 стыковок пилотируемых КК «Союз». Успешная отработка этой схемы позволила подготовить и реализовать в 2018 г. двухвитковое сближение и стыковку на КК «Прогресс», что позволит начать отработку этой схемы в 2020 г. на КК «Союз». Полёт по «быстрой» схеме позволит экипажам КК стыковаться с Международной космической станцией (МКС) через 3 ч после старта. В перспективе рассматривается переход к «сверхбыстрой» одновитковой схеме.

Комфортные условия для экипажа при доставке на МКС являются лишь частью преимуществ «быстрых» стыковок, которые также позволят использовать двухпусковые схемы при полётах к лунной орбитальной станции (ЛОС). Поскольку двухпусковые схемы предполагают отдельный запуск КК и разгонного блока, они позволят реализовать эффективный транспортный поток к Луне при использовании ракет-носителей меньших размеров. Разнесение запусков РН по времени и нахождение корабля в составе околоземной орбитальной станции в ожидании успешного запуска разгонного блока существенно повышают надёжность двухпусковой схемы.

Первым примером успешной реализации двухпусковой схемы можно считать полёт КК «Джемини-10», в ходе которого было выполнено сближение с космическим аппаратом (КА) «Аджена», представлявшим собой РБ со стыковочным узлом. После стыковки двигателя КА «Аджена» подняли апогей орбиты выше 700 км.

Первоначально лунная программа «Аполлон», объявленная в США в 1961 г., рассматривалась по однопусковой схеме с использованием колоссальной ракеты Nova массой примерно 4500 тн, сроки создания которой уходили далеко за 1970 г. Выведение на окололунную орбиту аппарата с возможностью посадки и старта с Луны предполагалось без промежуточных стыковок из-за отсутствия уверенности в их надёжном проведении. Следующий проект предусматривал уже двухпусковую схему со стыковкой КК и РБ на околоземной орбите и непосредственную посадку и старт с Луны. Этот проект требовал меньшую по размерам ракету, а стыковка на околоземной орбите при поддержке центра управления полётом (ЦУП) уже не казалась неординарной. Однако в 1962 г. по экономическим соображениям вновь вернулись к однопусковой схеме, но со стыковкой на окололунной орбите. Преимуществом двухпусковых схем полёта к Луне остаётся существенное снижение стоимости миссии за счёт применения РН среднего и тяжёлого класса вместо сверхтяжёлого класса [1, 2]. Так необходимая грузоподъёмность РН может быть снижена в 2,5 раза.

Недостатком, ограничивающим использование таких схем, являются жёсткие требования к последовательности запусков КК и РБ. Окна отлёта к Луне появляются примерно раз в 10 суток, и в случае невозможности осуществить запуск РБ в срок потребуются досрочное прекращение полёта КК ввиду ограничений на длительность его автономного полёта. Использование околоземной ОС позволит разнести по времени пуски

КК и РБ и снять жёсткие требования по последовательности запусков.

Другим недостатком является ограничение срока работоспособного существования РБ на низкокипящих компонентах топлива, что потребует проведения «быстрых» стыковок, опыт которых получен при сближении с МКС.

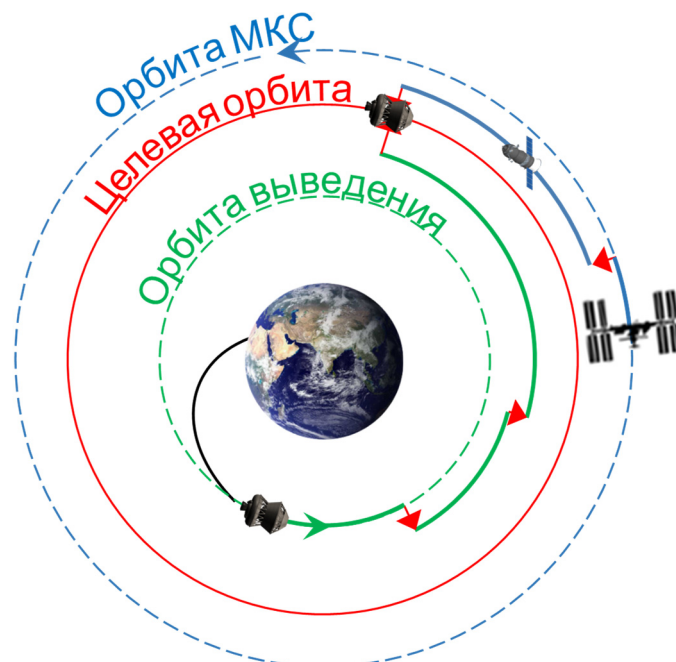


Рис. 1. Орбита выведения космического корабля

В предлагаемом способе стыковка КК и РБ предполагается на орбите, коэллиптической орбите ОС. Переход РБ в точку встречи с КК осуществляется по циклограмме двухвитковой схемы сближения, используемой для стыковки российских транспортных кораблей с МКС. По факту успешного выведения РБ экипаж КК выполняет расстыковку с ОС и переход в точку встречи с РБ. После стыковки РБ выполняет отлётный импульс к Луне. Однако совпадение условий для проведения сближения и отлёта к Луне маловероятно, поскольку фазовый диапазон двухвитковой схемы позволяет проводить сближение лишь 50 дней в году, а окна для отлёта к Луне появляются раз в 9–10 суток. Квазикомпланарное выведение РБ, то есть выведение с некоторым рассогласованием плоскостей орбит РБ и ОС, позволит выполнять «быструю» стыковку каждые четвертые сутки и обеспечит появление условий для сближения практически в каждое окно отлёта к Луне. Такое техническое решение с использованием опыта «быстрых» стыковок и ожиданием экипажем старта РБ на борту ОС позволяет повысить надёжность схемы полёта к Луне (рис. 1).

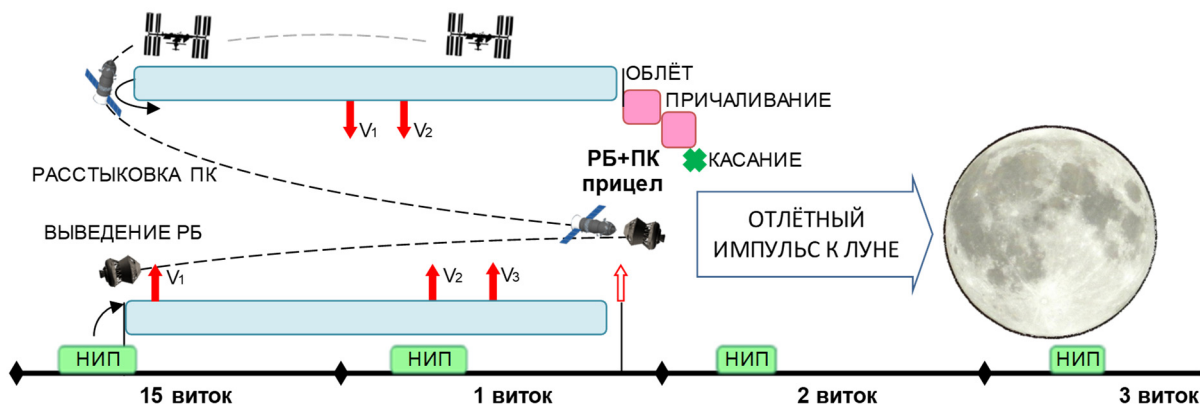


Рис. 2. Полет к Луне

Таким образом, в работе выработана концепция сближения при реализации двухпусковой схемы полёта к Луне. Сближение КК с РБ предлагается на орбите, коэллиптической МКС. Поскольку одновременное совпадение окна старта для отлёта к Луне и условий для проведения «быстрого» сближения КК с РБ маловероятно, предлагается квазикомпланарное выведение РБ для совместного обеспечения этих условий (рис. 2).

Результаты показывают, что двухпусковые схемы позволят выполнять полёты к Луне с использованием РН меньшей грузоподъёмности, при этом уровень надёжности будет соответствовать однопусковой схеме. Квазикомпланарное выведение при сближении по «быстрым» схемам существенно расширяет их диапазон применения. Так, при использовании квазикомпланарного выведения условия для сближения по двухвитковой схеме будут появляться к очередному окну отлёта к Луне по двухпусковой схеме.

В будущем двухпусковые схемы с использованием ОС могут быть востребованы для обеспечения перелётов многоразовых КК, например российского корабля нового поколения, от ОС к ЛОС и обратно [3, 4].

Список литературы

1. The Cislunar Spaceport: an Effective Approach for the Crew Delivery to the Lunar Surface / Yu. Makushenko., R. Murtazin., A. Derechin, D. Zarubin // IAC-17-A5.1.2, 68th International Astronautical Congress. Adelaida, Australia, 2017.
2. Батурин Ю.М. Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди. М.: Изд-во РТСофт, 2005.
3. Murtazin R. New Generation Space Transportation System For Lunar Space Exploration Program // IAC-16, D2.4.7, 67th International Astronautical Congress, Guiadalajara, Mexico, 2016.
4. Пат. 2605463 Российская Федерация, МПК: В 64 G 1/12, 1/26. Способ управления транспортной космической системой / Муртазин Р.Ф.; заявитель и патентообладатель ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва». – № 2015112124/11; заявл. 03.04.15; опубл. 20.12.16, Бюл. №35.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ – ЛУНА
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ CUBESAT**

**INVESTIGATION OF THE EARTH – MOON FLIGHT
OF THE CUBESAT**

О.Л. Старинова¹, Т.В. Старостина²

Самарский университет, Самара, Россия

¹solleo@mail.ru, ²samara-tanya2000@mail.ru

O.L. Starinova¹, T.V. Starostina²

Samara State University, Samara, Russia

¹solleo@mail.ru, ²samara-tanya2000@mail.ru

Аннотация. Целью работы является теоретическое обоснование перспектив выхода CubeSat в дальний космос, а также определение оптимального прямого баллистического перелета КА с минимальными энергетическими затратами с низкой околоземной орбиты в точку либрации L1 системы Земля – Луна в заданную дату попадания.

В данной работе подобрано и оценено все необходимое оборудование для предполагаемого космического аппарата. Убедившись в том, что спутник формата CubeSat может быть использован в дальнем космосе, был рассмотрен перелет традиционным способом – с помощью разгонного блока с химическими двигателями. Так, в работе было выявлено, что КА достигнет точки либрации за 8 дней, что является намного быстрее, чем перелет с электроракетными двигателями малой тяги.

Чтобы описать баллистический перелет, необходимо рассматривать движение КА в поле притяжения Земли и Луны. Для решения уравнения движения в прямоугольных координатах необходимо использовать данные о положении и скорости небесных тел в рассматриваемых системах координат. Для этого используются математические модели для расчета эфемерид. В данной работе используется модель DE-403 производства JPL (Jet Propulsion Laboratory). А все расчеты ведутся в математическом пакете Mathcad.

Для оптимального перелета необходимо, чтобы значение наклона Луны было максимальным. После проведения сравнительного анализа, было выявлено, что оптимальной датой запуска КА будет являться март 2025 г., в это время наблюдается максимальный угол наклона орбиты Луны – 28,721°.

Ключевые слова: малые космические аппараты, CubeSat, дальний космос, Луна, точка либрации L1.

Abstract. The purpose of this work is to theoretically substantiate the prospects for CubeSat's deep space launch, as well as to determine the optimal direct ballistic flight of a spacecraft with minimal energy costs from low earth orbit to the L1 libration point of the Earth – Moon system on a given hit date.

In this work, all the necessary equipment for the proposed spacecraft has been selected and evaluated. After making sure that The cubesat satellite can be used in deep space, the flight was considered in the traditional way – using an upper stage with chemical engines. Thus, it was found that the spacecraft will reach the libration point in 8 days, which is much faster than the flight with low-power electric rocket engines.

To describe a ballistic flight, it is necessary to consider the movement of the spacecraft in the field of attraction of the Earth and the moon. To solve the equation of motion in rectangular coordinates, it is necessary to use data on the position and speed of celestial bodies in the coordinate systems under consideration. To do this, mathematical models are used to calculate ephemerides. This paper uses the DE-403 model produced by JPL (Jet Propulsion Laboratory). And all calculations are performed in the Mathcad package.

For optimal flight, it is necessary that the value of the moon's inclination is the maximum. After conducting a comparative analysis, it was found that the optimal launch date for the spacecraft will be March 2025, at which time the maximum angle of inclination of the moon's orbit is observed – 28.721.

Keywords: small spacecraft, CubeSat, deep space, Moon, libration point L1.

Малые космические аппараты класса нано являются относительно новой ветвью в Российской космической индустрии. Их развитие связано с многофункциональностью малых космических аппаратов, их низкой стоимостью, короткими сроками изготовления, технологичностью и простотой выведения на орбиту. Анализ тенденций коммерческого применения космических технологий показывает, что одним из наиболее перспективных путей является создание и применение малых аппаратов и систем на их основе [1].

Целью работы является теоретическое обоснование перспектив выхода CubeSat в дальний космос, а также определение оптимального прямого баллистического перелета КА с минимальными энергетическими затратами с низкой околоземной орбиты в точку либрации L1 системы Земля – Луна в заданную дату попадания.

В данной работе подобрано и оценено все необходимое оборудование для предполагаемого космического аппарата. Убедившись в том, что спутник формата CubeSat может быть использован в дальнем космосе, был рассмотрен перелет традиционным способом – с помощью разгонного блока с химическими двигателями. Главным преимуществом такого способа является высокий удельный импульс тяги, с помощью которого возможно реализовать дальние перелеты за относительно небольшой промежуток времени. Так, в работе было выявлено, что КА достигнет точки либрации за 8 дней, что является намного быстрее, чем перелет с электроракетными двигателями малой тяги. В данной работе главной причиной выбора ХРД было малое время перелета. Однако стоит отметить, что данный способ имеет немало минусов. Например, для реализации перелета понадобится огромное количество топлива в сравнении с массой полезной нагрузки (в десятки раз больше полезной нагрузки, особенно в случае, если разгонный блок использовать только под наш наноспутник). Вторым минусом является невозможность коррекции орбиты, так как после сообщения импульса, разгонный блок отделяется от полезной нагрузки, и спутник летит самостоятельно. К сожалению, в наши дни нет подходящего разгонного блока для наноспутников, поэтому Cubesat будет отправляться попутным грузом.

Чтобы описать баллистический перелет, необходимо рассматривать движение КА в поле притяжения Земли и Луны. Таким образом, необходимо решить задачу трех тел. Конечно, данный способ является приближенным, однако для составления математической модели движения КА является достаточным. Для решения уравнения движения

в прямоугольных координатах необходимо использовать данные о положении и скорости небесных тел в рассматриваемых системах координат. Для этого используются математические модели для расчета эфемерид. Таким образом возможно определить положение и скорость небесных тел в любой выбранный момент времени. В данной работе используется модель DE-403 производства JPL (Jet Propulsion Laboratory) [2]. А все расчеты ведутся в математическом пакете Mathcad.

Для определения радиус-вектора точки схода с базовой орбиты в геоцентрической экваториальной системе координат (ГЭСК) воспользуемся матрицей перехода от перигеокцентрической к экваториальной системе координат [1].

В данной работе рассматривается траектория перелета из восходящего узла орбиты, однако при заданном наклонении базовой орбиты существуют два способа определения радиус-вектора точки схода КА с базовой орбиты. Второй способ называется траекторией перелета из нисходящего узла орбиты.

Необходимо сказать, что орбита Луны прецессирует с периодом около 18,6 лет. За период прецессии наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики изменяется на величину $5,145^\circ$, т.е. за 18,6 г. наклонение Луны в геоцентрической экваториальной системе координат изменяется на промежутке $[23^\circ 27' \pm 5^\circ 14']$ [3]. Для оптимального перелета необходимо, чтобы значение наклона Луны было максимальным. После проведения сравнительного анализа, было выявлено, что оптимальной датой запуска КА будет являться март 2025 г., в это время наблюдается максимальный угол наклона орбиты Луны – $28,721^\circ$.

Итоги работы имеют следующий характер, во-первых, был сделан вывод о том, что наноспутники действительно могут работать в дальнем космосе, во-вторых, был выбран оптимальный период времени для совершения перелета и, в-третьих, с помощью математического пакета Mathcad был создан математический комплекс, способный рассчитать КА в точку либрации L1 в любой момент времени.

Список литературы

1. Попович П.Р., Скребушевский Б.С. Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.
2. Ivashkin V.V. On Trajectories for the Earth-to-Moon Flight with Capture by the Moon // AAS Publications, Science and Technology Series. 2004. Vol. 108. P. 157–166.
3. Окишев Ю.А. Математическая модель оптимального прямого двухимпульсного перелета в лунную точку либрации L1 при заданном времени попадания. М., 2014. 52 с.

КОНЦЕПТ ДИСТАНЦИОННОЙ ЭКСПРЕСС- ДИАГНОСТИКИ ЗРИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗАТОРА КОСМОНАВТА В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЁТЕ

CONCEPT OF REMOTE EXPRESS-DIAGNOSTIC OF THE COSMONAUT'S VISUAL ANALYZER IN SPACE FLIGHT

А.Е. Спирин

*Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов
им. Ю.А. Гагарина, Звёздный городок, Россия*

andrespin96@mail.ru; andrespin@mail.ru

A.E. Spirin

Gagarin Research & Test Cosmonaut Training Center, Star City, Russia

andrespin96@mail.ru; andrespin@mail.ru

Аннотация. Работа направлена на исследование возможности создания компактного и портативного инструментария для дистанционной экспресс-диагностики зрительного анализатора как космонавтов, находящихся в экстремальных воздействиях космического полёта, так и людей экстремальных и особо ответственных профессий, находящихся на критическом удалении.

В основе разработки лежат исследования визоконтрастометрии, принципов юзабилити-тестирования на основе рефлекторного кольца «зрительный анализатор – интерфейс – сенсомоторика» и взаимосовместимости средств виртуальной и дополненной реальности в системе «космонавт – робототехническая система – среда». При этом программно-аппаратная часть построена на принципах критериально-ориентированной экспертной системы и реализуется на планшетах с сенсорными экранами. Дополнительное агрегирование в такую экспертную систему детектора психофизиологических параметров, в частности видеоинтерфейса рефлекторного кольца, позволит решить одну из главных задач – задачу минимизации прогностических рисков профессиональной успешности космонавтов при полётах в дальний космос.

По материалам данных исследований создано изобретение «Способ и устройство дистанционной экспресс-диагностики зрительного анализатора», по которому получен патент RU 2 726 604 от 14 июля 2020 г.

Ключевые слова: визоконтрастометрия, частотно-контрастная характеристика, рефлекторное кольцо, зрительно-вестибулярные расстройства, сенситивная атаксия, анатомическая параметризация, кинестетическое ощущение, критериально-ориентированная экспертная система, средства виртуальной и дополненной реальности.

Abstract. The work is aimed at investigating the possibility of creating compact and portable tools for remote express-diagnostic of the visual analyzer of an astronaut under extreme conditions of space flight.

The development is based on studies of visocontrastometry, usability testing principles based on the reflex ring "visual analyzer-interface-sensorimotor" and the compatibility of virtual and augmented reality tools in the "cosmonaut-robotic system-environment" system. At the

same time, the hardware and software part is based on the principles of a criteria-based expert system and is implemented on tablets with touch screens. Additional aggregation of the psychophysiological parameters detector, in particular the reflex ring video interface, into such an expert system will allow solving one of the main tasks, the task of minimizing the prognostic risks of professional success of astronauts during flights to deep space.

Based on the materials of these studies, the invention "Method and device for remote express-diagnostic of the visual analyzer" was created, for which the patent RU 2,726,604 of July 14, 2020 was obtained.

Keywords: visocontrastometry, frequency-contrast characteristics of the, reflex ring, visual-vestibular disorders, sensitive ataxia, anatomical parametrization, kinesthetic sensing, criteria-based expert system, virtual and augmented reality tools.

В условиях космического полёта телеметрия только параметров физиологического контроля не может объективно диагностировать психоэмоциональное состояние (ПЭС) – стресса, монотонии, фрустрации и т.д. Находясь в движущихся с большими скоростями системах, в изменённых гравитационных полях, в условиях длительной изоляции, своеобразных циркадных ритмах и световой обстановке, эмоциональной напряжённости и других экстремальных воздействиях космического полёта, организм человека подвергается аномальным реакционно-релаксационным изменениям. Перестраивается вестибулярная функция, подавляется афферентация, вызываются рефлексы навигации тела, меняя взаимодействие вестибулярного аппарата с глазодвигательным. В таких условиях зрительный анализатор (ЗА) остаётся основным и фактически единственным органом, несущим максимальную информационную нагрузку, по сравнению с другой совокупностью сенсорных и сенсомоторных структур центральной нервной системы. В этой связи завышенная или заниженная оценка функций ЗА в условиях отсутствия подтверждения или опровержения каких-либо неординарных событий или фактов внештатных ситуаций может привести к неоправданным рискам.

Если в наземных условиях оценка психофизиологического состояния (ПФС) осуществляется целым рядом показателей, измеряемых множеством инструментальных средств и методов, то исследования влияния ПЭС на пространственно-контрастную чувствительность (ПКЧ) ЗА (визоконтрастometriю) находятся в начальной стадии и требуют дополнительной проверки в виде космического эксперимента. В условиях космического полёта наличие критических расстояний и ограниченность во времени сеансов прямой связи, массогабаритное ограничение полезной нагрузки и отсутствие портативных диагностических анализаторов данного функционального назначения препятствуют организации как такого космического эксперимента, так и эффективной и достоверной экспресс-диагностике ЗА. Следовательно, при планировании полётов в дальний космос требуется целенаправленное совершенствование инструментария в виде компактных и портативных дистанционных экспресс-анализаторов. И, прежде всего, для экспресс-диагностики ЗА как основного проприоцептора в многомодальной интеграции каналов восприятия и фактически единственного объективного диагностического органа, оценивающего характеристики ПФС.

С этой целью разработан концепт компактного и портативного инструментария для дистанционной экспресс-диагностики (ДЭД) зрительного анализатора методом визоконтрастometriи, и решены следующие основные задачи:

1. Исследование корреляционных зависимостей ПФС и ПКЧ ЗА космонавтов и испытателей от условий функционирования видеоинтерфейса в системе «человек – машина».

2. Разработка способа и устройства дистанционной экспресс-диагностики ЗА космонавта на основе анализа состояния развития медико-биологических технологий.

Одними из основных функций космонавта, помимо пилотирования, являются операторская деятельность и визуально-инструментальные наблюдения как наземных объектов дистанционного зондирования Земли, так и разнообразных космических явлений

и объектов искусственного или планетарного происхождения, где ключевую роль играет совокупность «ЗА – видеоинтерфейс». При этом комплексной функцией ЗА, зависящей от контрастной чувствительности, остроты зрения, реакционно-релаксационных процессов и ряда других факторов ПФС, служит ПКЧ. Её изменения могут быть первым признаком, как простого утомления, так и более серьёзных процессов перестройки ЗА. Более того, поскольку очень сходные нарушения могут возникать как при самой разнообразной патологии зрительно-нервного и оптического аппарата, так и вестибуломоторного и психофизического аппарата в целом, то данные визоконтрастотрии могут расцениваться как скрининговые для ПФС. При этом для установления корреляционной зависимости ПФС и визоконтрастотрии проанализированы три разных научных подхода:

1. Исследованы сенситометрические характеристики и обоснованы требования к оптико-электронным системам аэрокосмической фотосъёмки. Проанализирован интерфейс «ЗА оператора – оптико-электронный прибор» и экспериментально исследована ПКЧ ЗА космонавтов и испытателей при наблюдении тестовых изображений, в том числе при выполнении космических экспериментов на борту МКС. Определён критический диапазон, соответствующий частотам 0,3 и 1,0 цикл/град. Исследования ПКЧ ЗА космонавтов при воздействии на них перегрузок и перепадов барометрического давления показывают корреляционную зависимость между визоконтрастотрией и ПФС. Более того, сравнительная динамическая оценка функциональной активности ЗА как при нагрузках медико-биологической подготовки, так и послеполётного действия факторов длительного космического полёта коррелирует с морфофункциональным состоянием нейрорецепторного аппарата глаза по определённым пространственным частотам. Также установлено, что в первые две недели после длительного космического полёта ПКЧ снижается на низких пространственных частотах, что отражает уровень функциональной активности афферентных путей зрительного анализатора [1].

2. Исследованы возможности использования инструментальных методов и средств при проведении отбора кандидатов в космонавты на соответствие требованиям по профессиональной пригодности, в части операторских способностей. Анализ результатов открытого конкурса в 2017/2018 и 2020 гг. показывает возможность эффективного использования принципов юзабилити-тестирования на основе рефлекторного кольца «ЗА – интерфейс – сенсомоторика». Здесь в качестве интерфейса применены индикационно-коммуникационные информационно-измерительные приборы разного функционального назначения. Апробированные методики на разнопрофильных и разновозрастных группах специалистов позволили на этапе очного отбора по двум тест-методикам из 49 претендентов дифференцировать 12, набравших наибольшее количество баллов, восемь из которых впоследствии были зачислены в отряд космонавтов [2]. В настоящем положительный опыт тестирования положен в основу создания критериально-ориентированной экспертной системы [3]. Ожидается, что агрегирование в неё детектора психофизиологических параметров, в частности видеоинтерфейса рефлекторного кольца, позволит решить одну из главных задач – задачу минимизации прогностических рисков профессиональной успешности космонавтов при выполнении космических миссий.

3. По результатам исследований современных решений в области человеко-машинных интерфейсов, обоснованию облика и функционального назначения космических антропоморфных робототехнических систем (РТС) и устройств (экзоперчатки, экзоскелеты) по их управлению в системе «космонавт – РТС-среда» выявлены проблемы совместимости человека с андроидом. В частности, конфликт в восприятии человеком окружающего мира и самого себя, поскольку в качестве интерфейса в рефлекторном кольце с ЗА использовались средства виртуальной и дополненной реальности. Применение последних приводило к зрительно-вестибулярным расстройствам и дискомфорту ПЭС испытателей, вызванными, прежде всего, рассогласованием информации, получаемой головным мозгом по каналам многомодальной интеграции. Установленные причины обусловлены не только и не столько несовершенством искусственного интеллекта,

сколько отсутствием точности моторики исполнительных механизмов, а именно сенсомоторики дистальных конечностей и их динамической сенситивной атаксии (нарушения координации движений) [4, 5]. С целью анатомической параметризации дистальной части конечностей антропоморфных РТС и их кинестетического очувствления, в частности тактильности и проприоцепции, был предложен ряд инновационных разработок: от тензорезистивных преобразователей RU 2 661 456, RU 2 586 083, RU 2 586 259 до универсального инструментария «три в одном» RU 2 693 557, RU 2 618 473 и др.

По материалам данных исследований создано изобретение «Способ и устройство дистанционной экспресс-диагностики зрительного анализатора», по которому получен патент RU 2 726 604 от 14 июля 2020 г. В нём впервые метод визоконтрастометрии реализуется на основе планшета с сенсорным экраном, агрегированным в критериально-ориентированную экспертную систему.

Предложенная разработка позволяет проводить дистанционную экспресс-диагностику зрительного анализатора в режимах прямой видеоконференц-связи во время сеанса связи (онлайн-режим), в отсутствие сеанса связи (офлайн-режим) или в режиме самоконтроля; решает задачу оценки достоверности полученных результатов ПКЧ при удалённой диагностике ЗА, исключая субъективный фактор как со стороны медика-эксперта, так и со стороны тестируемого, его готовности к сотрудничеству и склонности занижать или завышать свои возможности; а также обеспечивает ряд других технических результатов.

Кроме того, динамика ПЭС, подтверждённая условиями функционирования разных видеоинтерфейсов в разных сценариях (в трёх разных направлениях исследования), достаточно точно коррелирует с состоянием ЗА и может диагностироваться средствами визоконтрастометрии. Это даёт валидность способу и позволяет реализовать предложенную инновационную разработку для дистанционной экспресс-диагностики ЗА как космонавтов, так и людей экстремальных и особо ответственных профессий, находящихся на критическом удалении.

Список литературы

1. Оптические и психофизические исследования зрительной системы космонавтов до и после длительных орбитальных полётов / С.Н. Даниличев, С.В. Пронин, Ю.Е. Шелепин [и др.] // Оптический журнал. 2019. Том 86, №11. С. 21–28.
2. Использование инструментальных средств при тестировании претендентов в космонавты / А.И. Крылов, Е.А. Спиринов, В.А. Сиволап [и др.] // Девятый международный аэрокосмический конгресс IAC'18. М.: МГУ, 2018. С. 433–435.
3. Подход к созданию экспертной системы для отбора претендентов в отряд космонавтов / Е.А. Спиринов, А.А. Скворцов, А.И. Крылов [и др.] / Девятый международный аэрокосмический конгресс IAC'18. – М.: МГУ, 2018. С. 431–433.
4. Кинестезия антропоморфной робототехнической системы космического назначения / А.Е. Спиринов, А.И. Крылов, А.А. Скворцов [и др.] / Материалы XIII Междунар. науч.-практ. конф. «Пилотируемые полёты в космос» – «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина». Звёздный городок, 2019. С. 51–53.
5. Спиринов А.Е., Кондратенко М.В. Подход к анатомической параметризации манипуляторов антропоморфных робототехнических систем / Сборник тезисов под ред. А.М. Садовского – Конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования» – ИКИ РАН. М., 2017. С. 85.

**КОНЦЕПТ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ
ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ С ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМОЙ
ТОРМОЖЕНИЯ И НАДУВНЫМ УСТРОЙСТВОМ
МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА БАЗЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ
«СОЮЗ-2» ЭТАПА 1Б**

**THE CONCEPT OF THE EMERGENCY RESCUE SYSTEM
PAYLOAD WITH A PARACHUTE BRAKING SYSTEM
AND AN INFLATABLE SOFT LANDING DEVICE
BASED ON THE SOYUZ-2 LV STAGE 1B**

М.С. Алейников, В.А. Литвиненко, А.А. Трусов, Н.Д. Федякин

Филиал АО «ЦЭНКИ» – КЦ «Восточный», Москва, Россия

M.S. Aleinikov, V.A. Litvinenko, A.A. Trusov, N. D. Fedyakin

Branch of JSC «TsENKI» – CC «Vostochny», Moscow, Russia

Аннотация. В проекте рассмотрена проблема отсутствия системы аварийного спасения полезной нагрузки при запуске ракеты-носителя «Союз-2» этапа 1б, в качестве решения предлагается применение парашютной системы в связке с надувным тормозным устройством.

Ключевые слова: система аварийного спасения, надувное тормозное устройство, теплозащитный экран, полезная нагрузка.

Abstract. The project considers the problem of the absence of an emergency payload rescue system during the launch of the Soyuz-2 launch vehicle of stage 1b; as a solution suggest using a parachute system in conjunction with an inflatable braking device is proposed.

Keywords: emergency rescue system, inflatable braking device, heat shield, payload.

Пуск ракеты космического назначения крайне трудоемкий процесс с огромным числом переменных. Незначительные отклонения давления или температур, при выполнении технологических процессов подготовки к старту могут привести к печальным последствиям. Но еще более трудоемкий процесс, требующий особого внимания к деталям это проектирование и запуск космических аппаратов. Все это накладывает определенную печать уязвимости и требует мер по протектированию наукоемких изделий космической промышленности [1–7]. Человечество знает успешные примеры автоматической посадки космических аппаратов (программа «Энергия» – «Буран»), возвращения отработавших ступеней РН (SpaceX Falcon 9) или спуска на поверхности других планет исследовательских аппаратов с применением надувного оборудования мягкой посадки (марсоход Spirit). Вдобавок к этому уже много лет пилотируемые РН семейства «Союз» оснащены системой аварийного спасения экипажа, которая обладает стопроцентной

надежностью. Тем не менее, учитывая имеющиеся очевидные риски, возникающие в рамках реализации любой пусковой кампании, и мировые тенденции в сфере ракетно-космической промышленности, на текущем этапе систем по защите полезных нагрузок попросту нет. В названии работы присутствует слово «Концепт», что по идее авторов означает не только то, что система до момента реализации должна пройти цикл испытаний и экспериментальных отработок, но и предполагает применение аналогичных инструментов для защиты КА на базе других РН. Наиболее критично применение САС ПН при запуске высокотехнологичных спутников. Например, на разработку и последующий пуск орбитальной астрофизической лаборатории «Спектр — РГ» ушло 14 лет работы ученых и инженеров двух стран — России и Германии. Потеря, столь дорогостоящего, в прямом и переносном смысле аппарата отбросила бы человечество в вопросе освоения космоса на полтора десятилетия назад. Нельзя не сказать и о финансовых убытках, которые например в 2011 г. по итогу аварий при запуске пяти КА («ГЕО-ИК-2», «Эксперсс-АМ4, «Меридиан», «Фобос-Грунт») превысили 18 млрд рублей. Руководствуясь этими соображениями команда из числа сотрудников стартового комплекса Филиала АО «ЦЭНКИ» – КЦ «Восточный» разработала концепт системы аварийного спасения полезной нагрузки (САС ПН) на базе РН «Союз-2» этапа 1б с применением парашютной и надувной систем торможения. Именно комбинация двух этих систем позволит добиться целевой скорости спуска отделяемой части ГБ и предотвратит повреждения космического аппарата или уменьшит их объем до незначительных.

Список литературы

1. Экспериментальные исследования эффективности гибкой теплозащиты надувных тормозных устройств / В.В. Богданов, Г.Н. Залогин, Б.А. Землянский, В.Б. Кнотько, В.П. Маринин, А.Н. Румынский, В.С. Финченко // Космонавтика и ракетостроение. М.: Изд-во ЦНИИМаш, 2001. № 22. С. 22–32.
2. Богданов В.П., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Анализ параметров эффективности использования спускаемых аппаратов с надувным тормозным устройством // Сб. научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина, Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. 2002. Вып. 4. С. 63–70.
3. Иванков А.А., Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Аэротермодинамика спускаемого контейнера надувной конструкции для доставки грузов с Международной космической станции // Тепловые процессы в технике. 2009. Т. 1, № 5. С. 204–207.
4. Проект КА, оснащённого системой удаления космического мусора (аэротермодинамика, габаритно-массовые характеристики и траектории спуска ка с околоземных орбит) // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. №1/39.
5. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита / под ред. А.В. Лыкова. М.: Энергия, 1976.
6. Панкратов Б.М. Спускаемые аппараты. М.: Машиностроение, 1984.
7. Ефимов С.Л. Страхование космических рисков // Энциклопедический словарь. Экономика и страхование. М.: Церих-ПЭЛ, 1996. С. 426–427.

**МАГНИТНОЕ БУКСИРОВАНИЕ АСТЕРОИДОВ
С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА,
ПРИВОДИМОГО В ДВИЖЕНИЕ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ**

**MAGNETIC TOWING OF ASTEROIDS
USING A SPACECRAFT WITH A SOLAR SAIL
AS A PROPULSION SYSTEM**

Р.М. Полуэктов

*Государственный космический научно-производственный центр
им. М.В. Хруничева, Москва, Россия*

tygreykun@gmail.com

R.M. Poluektov

Khrunichev State Research and Production Space Center, Moscow, Russia

tygreykun@gmail.com

Аннотация. Рассмотрена возможность изменения орбиты потенциально опасных астероидов с помощью концепции космического аппарата – магнитного тягача. Описанная концепция опирается на применение сверхпроводящего электромагнита, установленного на КА и постоянного неодимового магнита, закрепленного на поверхности астероида. Принцип действия данного типа аппаратов схож с концепцией КА – гравитационного тягача, однако рассматриваемый аппарат, помимо силы взаимного гравитационного взаимодействия использует в качестве буксира силу магнитного притяжения. В качестве движительной установки рассматриваемого типа аппаратов применен солнечный парус. В рамках работы произведен анализ эффективности применения аппаратов данного типа путём моделирования совместного движения системы астероид – космический аппарат в течение продолжительного времени на примере изменения орбиты астероида Апофис.

Ключевые слова: астероидная опасность, солнечный парус, магнитный тягач, отклонение астероидов, астероид Апофис, магнитное буксирование, сверхпроводящий магнит.

Abstract. The possibility of changing the orbit of potentially dangerous asteroids using the concept of a spacecraft – a magnetic tractor is considered. The described concept is based on the use of a superconducting electromagnet mounted on a spacecraft and a permanent neodymium magnet attached to the surface of an asteroid. The principle of operation of this type of spacecraft is similar to the concept of a spacecraft – a gravitational tractor, however, the apparatus under consideration, in addition to the force of mutual gravitational interaction, uses the force of magnetic attraction as a tug. A solar sail is used as a propulsion system for the type of spacecraft under consideration. As part of the work, the analysis of the effectiveness of the use of this type of spacecraft was carried out by modeling the joint motion of the asteroid – spacecraft system for a long time using the example of the change in the orbit of the asteroid Apophis.

Keywords: asteroid hazard, solar sail, magnetic tractor, asteroid deflection, asteroid Apophis, magnetic towing, superconducting magnet.

Перспективной технологией для решения задач отклонения астероидов может стать концепция магнитного тягача (МТ) – модификация предложенной Э. Лу и С. Лавом концепции гравитационного тягача (ГТ) [1]. Ранее [2] производилось моделирование концепции ГТ массой 2,5 тонны с солнечным парусом 90×90 м в качестве движительной установки для буксирования астероида Апофис, и был получен результат 35,5 км отклонения за 3,5 года буксирования, что является достаточной величиной для отведения астероида от гравитационной «замочной скважины» и предотвращения опасности со стороны астероида Апофис, однако по-прежнему существует потребность в новых технологиях для отклонения астероидов, имеющих надежность и точность гравитационного тягача и способность достижения больших величин отклонения за более короткие промежутки времени. Предлагается рассмотреть концепцию магнитного тягача (МТ), аналогичным образом парящего вблизи поверхности целевого астероида и использующего помимо силы взаимного гравитационного взаимодействия силу магнитного притяжения.

99942 Апофис – сближающийся с Землёй объект диаметром 370 м, открытый в 2004 г. в обсерватории Китт-Пик в Аризоне. Существует вероятность столкновения астероида с Землёй в том случае, если Апофис пройдет через так называемую гравитационную «замочную скважину» диаметром 600 м в 2029 г. При таком сценарии развития событий гравитационное воздействие Земли на траекторию астероида может привести к столкновению в 2036 г. [3].

В качестве космического аппарата рассмотрен магнитный тягач массой 2,5 т, имеющий 90-метровый солнечный парус в качестве движительной установки, создающий тягу 0,08 Н, 12 ионных двигателей коррекции положения КА относительно астероида и сверхпроводящий электромагнит со значением магнитной индукции $B_{КА} = 10$ Тл, радиусом $r_{КА} = 0,5$ м.

В рамках реализации миссии после выведения КА МТ на орбиту, близкую к орбите Апофиса, производится следующая последовательность операций:

- 1) производится развертывание солнечного паруса;
- 2) с помощью двигателей коррекции КА перемещается в требуемую точку относительно астероида;
- 3) от основного КА отделяется вспомогательный малый аппарат, несущий неодимовый постоянный магнит со значением магнитной индукции $B_{act} = 1,4$ Тл, радиусом $r_{act} = 0,5$ м и осуществляет посадку на астероид с дальнейшим к нему прикреплением;
- 4) активируется сверхпроводящий электромагнит магнитного тягача со значением магнитной индукции $B_{КА} = 10$ Тл, радиусом $r_{КА} = 0,5$ м;
- 5) осуществляется продолжительный полет КА по орбите совместно с астероидом.

Для обеспечения целесообразности применения магнитов вспомогательный КА осуществляет посадку на астероид в точку, через которую проходит его ось вращения, а МТ парит в зоне прямой видимости данной точки. Астероид Апофис имеет форму, близкую к эллипсоиду, и осью его вращения является его малая ось [4]. Посадка аппарата с магнитом на астероид и его закрепление представляет из себя отдельную весьма нетривиальную задачу и в рамках данной работы не рассматривается. Применение неодимовых магнитов целесообразно для размещения на астероиде, поскольку их магнитные свойства снижаются только при очень высоких температурах [5], следовательно, в условиях низких температур поверхности астероида Апофис (примерно -3 °С) неодимовый магнит будет эффективен.

В качестве движительной установки КА рассмотрен 90-метровый солнечный парус с высокоотражающей покрытой алюминием передней стороной и сильноизлучающей покрытой хромом задней стороной; для моделирования использовалась стандартная модель силы давления солнечного света (рис. 1) для неидеального отражения, использующая набор оптических коэффициентов [6, 7].

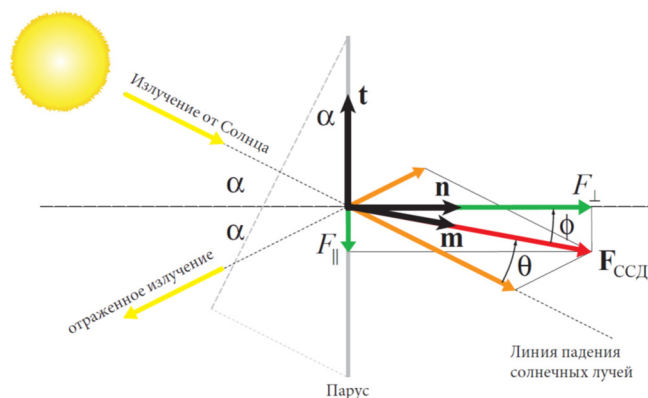


Рис. 1. Сила давления солнечного света, действующая на солнечный парус согласно несовершенной модели отражения

Для оценки магнитных сил, возникающих между КА и астероидом, сделаем допущение, что магниты являются магнитными диполями, разделенными расстоянием, значительно большим, чем размер самих магнитов. При выводе итоговой формулы применялась методика расчета магнитного момента для сверхпроводящего магнита [8], а также общее уравнение для пары диполей [9]. Учитывая, что в данной работе рассматривается система в плоскости x – y , применяя преобразования, предложенные в [10], и, опираясь на тот факт, что магнит размещен на поверхности астероида в точке, через которую проходит ось y , упрощаем формулу расчета до следующего вида:

$$F_{\text{маг}} = \frac{3\mu_0 \cdot m_{\text{КА}} \cdot m_{\text{аст}}}{4\pi \cdot (r - 185)^4},$$

где r – расстояние между центрами масс КА и астероида; 185 м – радиус астероида; $m_{\text{КА}}$, $m_{\text{аст}}$ – магнитные моменты магнита на КА и на поверхности астероида соответственно; $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7} \text{ Гн/М}$ – магнитная постоянная.

Произведено моделирование вышеназванной концепции МТ (рис. 2) (с помощью системы уравнений движения Клохесси – Уилтшира – Хилла) при его размещении в двух различных точках относительно центра масс астероида – в точке (0; 290), через которую проходит ось вращения астероида, и точке (195; 195) (координаты выбирались из соображения равновесия между тягой КА и гравитационным и магнитным притяжением между астероидом и КА).

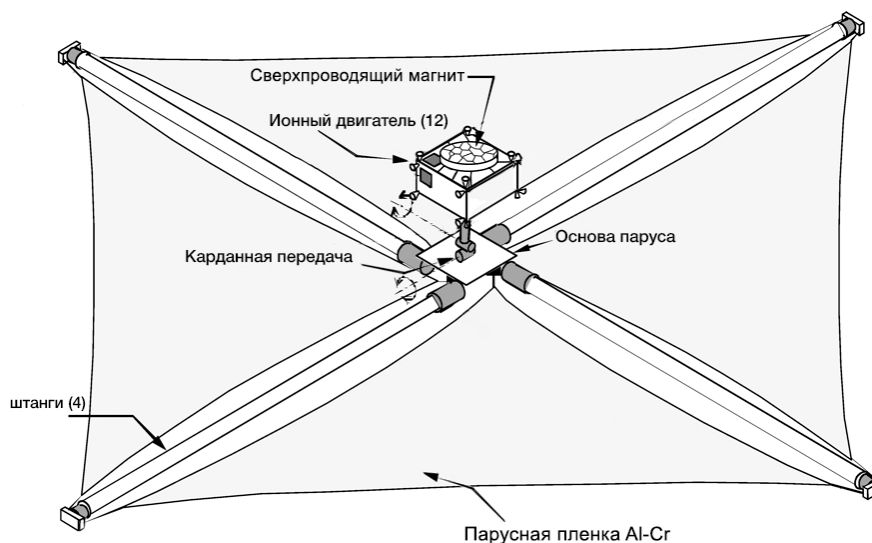


Рис. 2. Схема КА – магнитного тягача с солнечным парусом в качестве движительной установки (не в масштабе)

Выявлено, что буксирование вдоль оси вращения астероида является нецелесообразным, поскольку влияние на скорость движения астероида по орбите при оказании воздействия вдоль данной оси является слишком малым и не даёт желаемых результатов, величина отклонения астероида от своей первоначальной траектории за 3,5 года буксирования в данном случае составляет всего лишь 1,3 км.

При размещении КА в точке (195; 195) результирующая величина отклонения составила 47,9 км (что на 12,4 км больше, чем результат ГТ) за 3,5 года буксирования астероида Апофис. Оценивая результаты расчетов, можно сделать вывод, что концепция МТ всё ещё не предоставляет быстрого решения задачи отклонения астероида, однако является более эффективной, чем простое гравитационное буксирование, и сокращает временные затраты на реализацию миссии почти на год, что при определенных обстоятельствах может являться весомой величиной.

За счет повышения сил взаимного взаимодействия между КА и астероидом целесообразным является применение более мощных двигательных установок, чем солнечные паруса, что позволит применять аппараты больших масс (для повышения взаимного гравитационного взаимодействия) с более мощными магнитами (для повышения силы магнитного притяжения), что в большей степени сократит время достижения требуемых величин отклонений.

Возможной проблемой, подлежащей решению при разработке магнитного тягача, является влияние сверхпроводящего магнита и его мощного поля на электронные системы космического аппарата – необходимо произвести оценку данного влияния и рассмотреть пути преодоления данных воздействий.

Концепция магнитного тягача может быть с большей эффективностью применена в рамках задачи изменения траектории астероидов М-класса (содержащих в своем составе значительное количество металлов). В случае наличия в составе преимущественно ферромагнетиков отсутствует необходимость в прикреплении вспомогательных магнитов к поверхности астероида и возможно получение более значительных величин силы магнитного притяжения, чем в данной работе, однако при этом требуется с высокой точностью определять материальный состав космического объекта. Знание о свойствах и составе астероида становится чрезвычайно важной задачей при планировании миссий и при разработке технологии прикреплению магнита к поверхности.

Список литературы

1. Lu, E., Love, S. Gravitational Tractor for Towing Asteroids // Nature. 2005. Vol. 438. P. 177–178.
2. Полуэктов Р.М., Скроб М.В. Гравитационное буксирование астероидов космическими аппаратами с солнечным парусом в качестве движительной установки [Электронный ресурс] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020, Вып. 3. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1968> (дата обращения: 10.08.2020).
3. Башаков А.А., Питьев Н.П., Соколов Л.Л. Особенности движения астероида 99942 Апофис // Астрономический вестник. 2008. Т. 42, вып. 1. С. 20–29.
4. Ивашкин В.В., Гуо П. Анализ возможности создания стабильного спутника астероида Апофис как однородного трёхосного эллипсоида // Доклады Академии наук. 2019. Т. 489, № 1. С. 27–33. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0869-5652489127-33>.
5. Неодимовый магнит [Электронный ресурс]. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Неодимовый_магнит (дата обращения: 02.06.2020).

6. Wright, J. *Space Sailing*, Gordon and Breach Science Publishers. Philadelphia, 1992.
7. McInnes C.R. *Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications*, Springer–Praxis Series in Space Science and Technology, Springer–Praxis. Berlin, Heidelberg, New York, Chicester, 1999.
8. Serway R.A., Moses C.J., Moyer C.A. *Modern Physics – Third edition*, Belmont: Thomson Learning, 2005. P. 477–496.
9. Yung K.W., Landecker P.B., Villani D.D. An analytic solution for the force between two magnetic dipoles // *Magn. Electr. Separ.* 1998. № 9 (1). P. 39–52.
10. Brown W. A novel push-pull asteroid magnetic Tractor (MT) [Электронный ресурс] // *Acta Astronautica*. 2017. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.12.020> (дата обращения: 15.07.2020).

МНОГОРАЗОВЫЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «ЭФИР»

REUSABLE SPACEPLANE “EFIR”

Г.А. Соловьев¹, А.А. Гнатюк²

*Московский авиационный институт
(Национальный исследовательский университет), Москва, Россия*

¹germansolovey@yandex.ru, ²gnatyuk.alexander@mail.ru

G.A. Solovyev¹, A.A. Gnatyuk²

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

¹germansolovey@yandex.ru, ²gnatyuk.alexander@mail.ru

Аннотация. В настоящий момент в ходе изучения космического пространства используются одноразовые ракеты-носители и космические аппараты с коротким сроком активного существования. Наш проект способен помочь увеличить срок этого существования при помощи системы орбитального обслуживания, которая способна заправлять, ремонтировать, изменять орбиту или доставлять на Землю космические аппараты. Основным элементом системы является многоразовый орбитальный самолет «Эфир» с выдвигаемыми консолями крыла и универсальным отсеком полезной нагрузки. Для достижения всех поставленных целей «Эфир» имеет 5 модификаций, которые различаются по размеру, сроку активного существования и вспомогательных систем. «Эфир» может использоваться как демонстратор или платформа для мелкомасштабного производства в космосе. Объединенный стартово-технический комплекс и применение лазерных виброметров способны уменьшить время межполетного обслуживания. Все компоненты системы орбитального обслуживания могут быть изготовлены на отечественных предприятиях и испытаны на Земле или в космосе. В данной работе представлены основные характеристики орбитального самолета и ракеты-носителя, модели первых прототипов, аэродинамические испытания в программах динамики жидкости и газа и дизайн.

Ключевые слова: космос, орбита, космический аппарат, многоразовая ракета-носитель, орбитальный самолет, многоразовый транспортный космический корабль, система орбитального обслуживания, многоразовость, аэродинамика, демонстратор.

Abstract. Nowadays situation of space exploration is mostly stands on single use launch vehicles and spacecrafts, with short time of life. Our project can help to increase this time with orbital service system, which can refuel, repair, change the orbit or return spacecraft to Earth. The main element of system is a reusable spaceplane “Efir” with retractable wings and multipurpose payload bay. To realize all of the purposes “Efir” has 5 main modifications, which differ in size, design life and supporting systems. “Efir” can be used like a demonstrator or small space factory. United launch pad and technical complex and using of laser measuring units in service can reduce the period of time between launches. All of the components of the orbital service system can be made on domestic enterprises and tested on other products on Earth or in space. In this work presented the main characteristics of space plane and launch vehicle, models of first prototypes, aerodynamic experiments in fluid simulation software and design.

Keywords: space, orbit, spacecraft, reusable launch vehicle, spaceplane, reusable spaceship, orbital service system, reusability, aerodynamics, demonstrator.

В результате постоянного развития космической техники возникают и новые технические проблемы, требующие их решения.

Часть из них связана, например, с выходом из строя космических аппаратов раньше установленного срока их активного существования, неисправностями и отказами, выявляемыми в ходе их использования по назначению [1, 2].

Другой проблемой является возникновение значительных по размерам объектов космического мусора, который является потенциальной угрозой для активно функционирующих в космосе аппаратов.

Данная работа направлена на рассмотрение варианта создания космического аппарата, способного производить обслуживание аппарата на орбите и, в случае необходимости, сводить его с орбиты. Был сформирован вариант космической системы, включающей в свой состав многоразовый орбитальный самолет «Эфир» в нескольких модификациях для решения различных задач, а также многоразовую ракету-носитель (рис. 1) [3–5]. Кроме того предложены некоторые новации, пока не имеющие реализации в отечественной космонавтике, например, совмещенный стартово-технический комплекс, выдвижные консоли крыла у орбитального самолёта [6].



Рис. 1. Многоразовый орбитальный самолет «Эфир»

Полная масса рассмотренного в работе аппарата в базовой модификации составляет 10 т, максимальная масса выводимой нагрузки – 7 т. Объем универсального отсека полезного груза для этой модификации составляет 25 м³, что позволяет размещать в нем различную целевую аппаратуру: от манипулятора и системы орбитальной заправки, до сложных устройств автоматического дистанционного зондирования Земли и научного экспериментального оборудования. В зависимости от модификации, аппарат может находиться на орбите до 270 суток (рис. 2). Проектные параметры аппарата позволяют ему оперативно проводить дистанционное зондирование Земли и тем самым предоставлять информацию о выявляемых из космоса угрозах природного и техногенного характера [7].

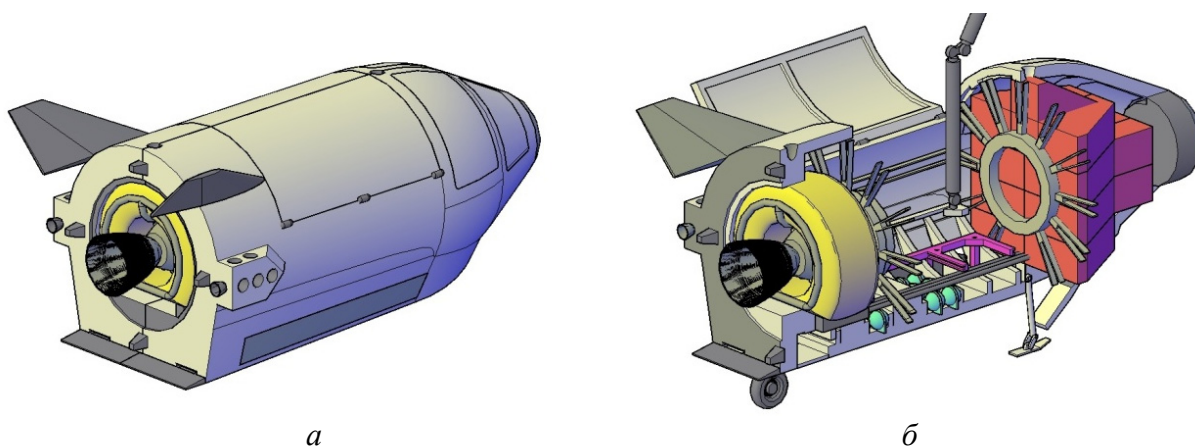


Рис. 2. «Эфир» в полетном состоянии (а) и разрез развернутого (б)

Многие из элементов корабля заимствованы, в том числе, с изделий отечественной промышленности, что позволяет создать данную систему на базе уже имеющихся мощностей промышленности [8, 9].

В работе сформированы основные требования для проведения экспериментальной отработки и межполетного обслуживания в комплексах межполетного обслуживания первой ступени ракеты-носителя и многоразового орбитального самолета с применением новых лазерных технологий при помощи анализа данных амплитудно-частотной характеристики каждого изделия и сравнения показателей с единой базой данных [10]. Это позволит быстро выявлять и устранять выявляемые дефекты изделий путем их ремонта или замены.

Рассмотрены также и варианты переоборудования аппарата в комплексе межполетного обслуживания. Варианты, рассмотренные в работе, могут быть реализованы на базе отечественного аэрокосмического комплекса.

Список литературы

1. Прохорович В.Е. Прогнозирование состояния сложных космических комплексов. СПб.: Наука, 1999. 158 с.
2. Волков В.Д., Грушанский В.А., Ильичев А.В. Эффективность проектируемых элементов сложных систем. М.: Высшая школа, 1982. 280 с.
3. Колесников К.С. Динамика ракет: учебник для вузов. 2-е изд., испр. и доп. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.
4. Ракеты-носители: учебник / К.Б. Болдырев, В.А. Грибакин, А.Ю. Карчин, С.Ю. Пирогов, А.Э. Султанов. М.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2018. 358 с.
5. Блинов В.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Средства выведения. Реальность проектов: справ. пособие: в 2 кн. / Минобрнауки России, ОмГТУ; ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», КБ «Салют», КБ «Полет». Омск: Изд-во ОмГТУ, 2015.
6. Клипер. Создание проекта [Электронный ресурс]. URL: <http://buran.ru/html/cliper.htm> (дата обращения: 22.06.2020).
7. Перминов А.Н. Роль и место космических систем в глобальных процессах становления информационного общества 21-го века // Первый международный симпозиум «Космос и глобальная безопасность человечества». Лимассол, 2009. 26 с.
8. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. Космические крылья. М.: ООО «Лента Странствий», 2009. 496 с.
9. Эксплуатация космических средств: учебник / Г.Д. Петров [и др.]; под ред. А.П. Вышинского. М.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2015. 455 с.
10. Вибрационные измерения в аэрокосмической отрасли. [Электронный ресурс] – URL: http://old.polytec.com/fileadmin/user_uploads/Applications/Aerospace_NDT/Documents/OM_BR_Aerospace_2007_08_PDF_RUS.pdf (дата обращения: 22.06.2020).

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОГО ВОЗВРАЩЕНИЯ НА ЗЕМЛЮ ПРИ ПОЛЕТЕ ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ НА ПОЛЯРНУЮ ЛУННУЮ ОРБИТУ

ENSURING SAFE RETURN TO GROUND WHILE FLYING A MANNED SHIP TO THE POLAR LUNAR ORBIT

Е.К. Беляева

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва

Gnezdova_EK@mail.ru

E.K. Belyaeva

Rocket Space Corporation Energia named after S.P. Korolev

Gnezdova_EK@mail.ru

Аннотация. В настоящее время рассматривается расширение деятельности пилотируемой космонавтики. Одним из основных направлений является построение Лунной базы в приполярных областях из-за наличия льда и практически постоянной освещенности. При пилотируемом запуске на полярную окололунную орбиту требуется подробно рассмотреть возможные нештатные ситуации (НШС) и их парирование для безопасного возвращения экипажа к Земле.

Ключевые слова: пилотируемый полет, пилотируемый транспортный корабль, Лунная программа, тормозной импульс, нештатная ситуация.

Abstract. At present, the expansion of the activities of piloted astronautics is being considered. One of the main directions is the construction of a lunar base in the circumpolar regions due to the presence of ice and almost constant illumination. During a manned launch into a polar near-lunar orbit, it is required to consider in detail possible emergency situations (NSS) and their parrying for the safe return of the crew to Earth.

Keywords: manned flight, manned transport ship, Lunar program, braking impulse, emergency situation.

Цель работы – разработать схему, позволяющую в случае нештатной ситуации, связанной с невыполнением тормозного импульса при переходе на полярную окололунную орбиту обеспечить возвращение пилотируемого транспортного корабля (ПТК) на Землю.

Для реализации поставленной цели необходимо решить следующие задачи: разработать метод возвращения ПТК в случае срыва тормозного импульса в окрестности Луны для перехода на полярную орбиту. Оценить энергетические затраты, необходимые для реализации разработанного метода.

Приоритетом в Лунной программе является построение базы в приполярных областях из-за наличия льда и практически постоянной освещенности полярной лунной орбиты. При пилотируемых запасах требуется подробно рассмотреть возможные нештатные ситуации и их парирование для безопасного возвращения экипажа к Земле.

В данной работе рассматривается нештатная ситуация, связанная со срывом выполнения тормозного импульса в окрестности Луны для перехода на полярную круговую окололунную орбиту. Примером парирования рассматриваемой НШС можно считать полет космического корабля (КК) «Аполлон-8». 21 декабря 1968 г. американский корабль «Аполлон-8» впервые в истории человечества ушел от Земли к Луне. Параметры траектории КК «Аполлон-8» выбирались исходя из условия свободного возвращения, обеспечивающего в случае невыполнения тормозного импульса для перехода на окололунную орбиту безопасное возвращение экипажа на Землю после облета Луны. Использование траекторий свободного возвращения в случае НШС при срыве тормозного импульса для перехода на окололунную орбиту предусматривались так же при стартах «Аполлон-10», «Аполлон-11», «Аполлон-12» [1].

Основным недостатком такого способа является его применимость только для траекторий, имеющих небольшое наклонение относительно экватора Луны. Так, в случае полёта КК «Аполлон-8» наклонение орбиты к плоскости экватора Луны составляло около 12° . Необходимость в малом наклонении относительно Луны определяется тем, что возврат КК к Земле осуществляется через узкую область на грависфере Луны, расположенной в приэкваториальной относительно Луны области. Это, в свою очередь, определяет необходимость входа в грависферу Луны также с минимальным наклонением относительно экватора Луны [2].

Начиная с «Аполлон-13», миссии к Луне осуществлялись по гибридной траектории и в случае НШС, связанной с невыполнением тормозного импульса у Луны они возвращались к Земле, но с промахом в 80 тыс. км. Для возвращения экипажа на Землю необходимо было использовать энергетику Лунного корабля, осуществляя дополнительные коррекции для перехода на траекторию свободного возврата. Зато гибридная траектория позволяла легко сформировать орбиту вокруг Луны, которая проходила над необходимым районом посадки (кратер Фра Мауро), что в свою очередь увеличивает наклонение у Луны в сравнении с траекториями свободного возврата. Однако использование гибридных траекторий для полета на полярные окололунные орбиты нецелесообразны, невозможно реализовать наклонение у Луны 90° , а изменение наклонения требует больших затрат характеристической скорости.

При полете на полярные окололунные орбиты в случае невыполнения тормозного импульса дальнейшая траектория КК становится перпендикулярна плоскости Земля – Луна (гиперболическая орбита), что исключает возможность свободного возвращения.

Предлагается возвращение экипажа на Землю в случае НШС, связанной с невыполнением тормозного импульса для перехода на круговую окололунную орбиту.

Полет к Луне осуществляет орбитальный блок в составе межорбитального буксира и пилотируемого транспортного корабля (ПТК). В районе переселения полярной окололунной орбиты межорбитальный блок должен выполнить тормозной импульс для перехода на круговую орбиту. В случае срыва выполнения тормозного импульса межорбитальный буксир отделяется, и ПТК за счет собственной энергетики необходимо осуществить возврат экипажа на Землю.

ПТК осуществляет тормозной импульс $V1$ (рис. 1) через небольшой промежуток времени после отделения межорбитального буксира, для перехода на высокоэллиптическую окололунную орбиту таким образом, чтобы период обращения орбиты составлял T , после чего через время ΔT выполняют отлётный импульс $V2$ для возвращения КК к Земле (рис. 2), при этом ΔT и T удовлетворяют тождеству:

$$\Delta T = (2n - 1) \cdot T/2 + \Delta t,$$

где n – натуральное число, характеризующее количество проходов апоселения при нахождении на высокоэллиптической окололунной орбите,
 Δt – время, определяемое от последнего прохождения апоселения высокоэллиптической орбиты до момента, соответствующего выполнению минимального по величине отлёт-ного импульса V_2 к Земле.

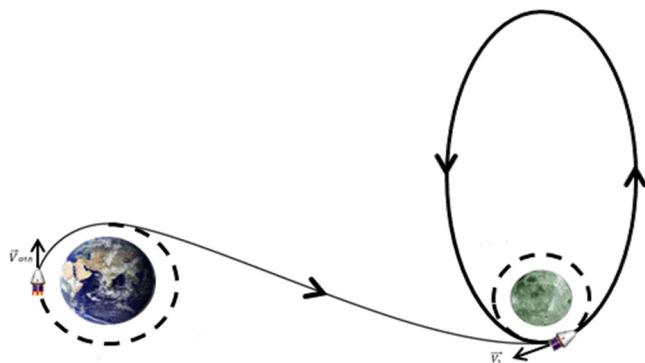


Рис. 1. ПТК осуществляет тормозной импульс

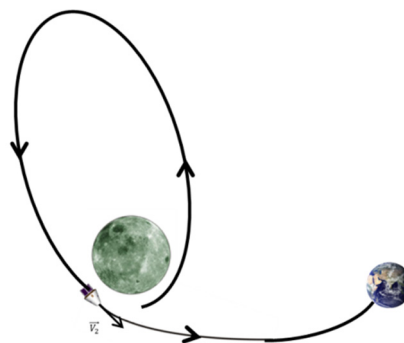


Рис. 2. Возвращение ПТК к Земле

Разработанный метод позволяет парировать нештатную ситуацию, связанную со срывом выполнения тормозного импульса в окрестности Луны, при реализации полетов пилотируемого транспортного корабля на полярные окололунные орбиты, при этом суммарные затраты топлива ПТК на проведение маневров не превышают рабочих запасов.

В работе разработан метод парирования нештатной ситуации, связанной со срывом тормозного импульса, обеспечивающего переход космического корабля на полярную окололунную орбиту. После отстыковки межорбитального блока предлагает движение космического корабля по высокоэллиптической окололунной орбите и дальнейшее возвращение экипажа к Земле. Необходимые маневры выполняются за счет собственной энергетики лунного космического корабля.

Разработанный метод позволяет парировать нештатную ситуацию, связанную со срывом выполнения тормозного импульса в окрестности Луны, при реализации полетов пилотируемого транспортного корабля на полярные окололунные орбиты, при этом суммарные затраты топлива ПТК на проведение маневров не превышают рабочих запасов.

В будущем разработанный метод позволит парировать НШС, связанную со срывом исполнения тормозного импульса в окрестности Луны, с использованием собственной энергетики ПТК, например российского корабля нового поколения.

Список литературы

1. Батурин Ю.М. Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди. М.: Изд-во РТСофт, 2005.
2. Основы теории полета космических аппаратов / ред. Г.С. Нариманов. М.: Машиностроение, 1972.

**ПЕРЕРАБОТКА ОТХОДОВ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ
С ЦЕЛЬЮ СОЗДАНИЯ ПЛОДОРОДНОГО СЛОЯ ГРУНТА
ДЛЯ ВЫРАЩИВАНИЯ ОВОЩЕЙ И РЕГУЛИРОВАНИЯ
ОТХОДООБОРОТА ПРОГРАММНОЙ СРЕДОЙ «ЕСО-365»**

**PROCESSING OF SPACE SHIP WASTE FOR THE PURPOSE
OF CREATING A FERTILIZED SOIL LAYER FOR
VEGETABLE GROWING AND REGULATION WASTE
TURNOVER SOFTWARE ENVIRONMENT «ECO-365»**

К.В. Епифанцев¹, А.А. Павлова, Е.В.Перфильев, Ю.В. Грибель, В.В. Кульбик

*Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург, Россия*

¹epifancew@gmail.com

K.V. Epifantsev¹, A.A. Pavlova, E.V. Perfileyev, Yu.V. Griebel, V.V. Kulbik

Saint Petersburg State University aerospace instrumentation, St. Petersburg, Russia

¹epifancew@gmail.com

Аннотация. Проблема космического мусора с каждым годом становится все большей угрозой. Поэтому в данной работе рассматривается возможность переработки отходов жизнедеятельности космического корабля с последующей выработкой полезного сырья для выращивания плодовых культур. В работе представлен программный продукт, который представляет собой интерактивное руководство по процессам переработки отходов. Проведенный эксперимент по использованию RDF-сырья в качестве удобрения показал возможность выращивания травы Шедоу.

Ключевые слова: переработка отходов, RDF-сырье, ECO-365, космический мусор.

Abstract The problem of space debris is becoming an increasing threat every year. Therefore, in this work, the possibility of processing waste from the life of the spacecraft with the subsequent development of useful raw materials for growing fruit crops is considered. The paper presents a software product that is an interactive guide to waste recycling processes. An experiment on the use of RDF raw materials as fertilizer showed the possibility of growing Shadow grass.

Keywords: waste processing, RDF raw materials, ECO-365, space debris.

В процессе жизнедеятельности космического корабля большое количество отходов образуется в процессе проведения исследований и жизнедеятельности операторов, при этом транспортировка космического мусора за пределы корабля в скором времени станет реальной угрозой при выходе на орбиту, да и большинство стандартов будет следовать директиве запрета разрастания пояса космического мусора вокруг Земли. При этом для

освоения новых территорий будет необходимо сохранять их экологическую первозданность, и самое важное – заботиться о создании элементов плодородного грунта из любых элементов органики. В данной работе рассматривается проблема переработки отходов с последующей выработкой из них полезного сырья – удобрения для выращивания плодовых культур.

Разрабатываемый продукт «ЕСО-365» [1] – помощник в сфере складирования, переработки отходов. В программе систематизированы электронно-информационные ресурсы в области переработки отходов, разработан в Java script . Одной из важных частей программы является возможность ее внедрения в систему интерактивных руководств с целью понимания процесса переработки тех или иных отходов, получаемых при утилизации, к примеру, фюзеляжного отсека воздушного судна (рисунок) [8].

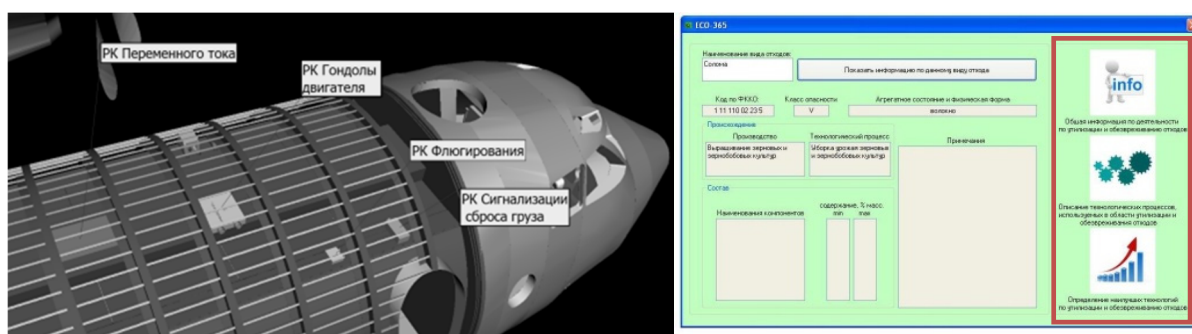


Рис. Информация в виде визуального пособия ИЭТР о возможности демонтажа фюзеляжа и дальнейшей утилизации отсека и пример окна программы ЕСО-365 v.1.2

В версию программы 1.2 были добавлены с левой стороны вскрывающегося окна дополнительные клавиши:

- общая информация по деятельности по утилизации и обезвреживанию отходов [9, 10];
- описание технологических процессов, используемых в области утилизации и обезвреживания отходов [6, 7];
- определение наилучших показателей по утилизации и обезвреживанию отходов.

RDF-сырье, которое рассмотрим в следующем эксперименте, – это Refuse device fuel, которое является сейчас продуктом анаэробного компостирования – наиболее популярного метода переработки отходов. В данной части рассмотрим испытания RDF-сырья как составной части процесса «Предприятие – отход – утилизация – отход – переработка – производство нового продукта» [2]. Необходимо подойти к процессу работы в космическом объекте так, чтобы была реализована регенерация ресурсов, а не только лишь их захоронение или сброс в открытый космос.

Для оценки возможности применения RDF-сырья [5] в качестве удобрения был проведен эксперимент по вариации рН кислотности и оценки всхожимости побегов травы Шедоу, которая была добавлена в количестве 7 г в каждый контейнер с полученной смесью и пророщена в течение 10 дней. Предварительно RDF-сырье было отобрано с хвостов МПБО-1 (д. Янино, Ленинградская обл.) и смешано в соответствующих пропорциях с материалами, указанными в табл. 1.

Состав рецептур

Номер рецептуры	RDF, г	Отходогрунт, г	Опилки, г	H ₂ O, г	Общий вес, г
1	53,09	87,7	20	35	195,79
2	30	113	17	35	195
3	75,79	75	10	35	195,79
4	44	102,75	14	35	195,75
5	65	71	24,75	35	195,75
6	80	71,75	9	35	195,75

После получения образцов каждой из 6 проб материал был в равном весе распределен между 6 контейнерами равного объема, и в каждый контейнер было посажено 7 г газонной травы Шедоу.

Спустя 10 дней с помощью рН-анализатора и влагомера были сделаны замеры в 6 вышеупомянутых контейнерах, также была проведена оценка прорастания газонной травы Шедоу [3, 4]. Через 15 дней для измерения этих показателей в каждом из 6 контейнеров использовали анализатор рН и измеритель влажности, а также линейные измерения прорастающих всходов. Результаты приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты проращивания

№ рецептуры	Влажность RDF, %	рН RDF	Влажность опилок, %	рН опилок	Влажность торфогрунта, %	рН торфо-грунта	Влажность конечного удобрения, %	рН удобрения	S всходов, см ²	Высота всходов, см
1	98	6	10	8	25	7	5,5	7,8	10	8
2	98	6	10	8	25	7	3,5	8	30,04	11
3	98	6	10	8	25	7	7	7,5	13,53	7
4	98	6	10	8	25	7	5,5	7,5	7,7	12
5	98	6	10	8	25	7	4	7,5	5,25	13
6	98	6	10	8	25	7	3	7,2	3,14	8

Площадь всхождения травы Шедоу была максимальной во 2-й и 3-й рецептуре, оптимальная влажность и рН – 5-я рецептура, высота побегов – 2, 4-я и 5-я рецептуры. Данные таблицы были переведены в графическую форму. Таким образом, приведенный программный продукт и технология производства удобрений могут оказаться полезными в процессе строительства новых орбитальных объектов в условиях дефицита материалов

Список литературы

1. Свидетельство о регистрации государственной программы для ЭВМ 2019611144. Российская Федерация. Программа для адаптации технологии переработки коммунально-бытовых отходов ЕСО-365. [Текст] / К.В. Епифанцев; заявитель и патентообладатель Санкт-Петербургский госуд. ун-т аэрокосм. приборостроения. Дата регистрации: 22.01.2019, дата поступления заявки 29.12.2018, дата публикации: 22.01.2019.
2. Амерханов Р.А. Оптимизация сельскохозяйственных энергетических установок с использованием возобновляемых видов энергии. М.: Колос, 2000. С. 159–238.
3. Епифанцев К.В. Измерение выходных параметров RDF-сырья для уменьшения вредного влияния на экологию на территории Всеволожского района Ленинградской области // Экологические проблемы природо- и недропользования: тр. междунар. молодеж. науч. конф. Т. XIX / под ред. В. В. Куриленко. СПб.: СПбГУ, 2019. С. 139–143.
4. Гаврилов С. В., Канарская З. А. Адсорбционные свойства торфа и продуктов его переработки // Вестн. технолог. ун-та. 2015. Т. 18, № 2. С. 422–427.
5. Измалков А. В. Экологический риск и безопасность при техногенных преобразованиях недр в процессе производства. М.: ННЦ ГП-ИГД им. А.А. Скочинского, 2004. 494 с.
6. Кирюшатов А.И. Использование нетрадиционных возобновляющихся источников энергии в сельскохозяйственном производстве. М.: Агропромиздат, 1991. 96 с.
7. Контроль химических и биологических параметров окружающей среды / под ред. Л.К. Исаева. СПб.: Союз, 1998. 896 с.
8. Программа для адаптации технологии переработки коммунально-бытовых отходов ЕСО-365: св-во о регистрации государственной программы для ЭВМ № 2019611144 / К.В. Епифанцев. Бюлл. № 2. 22.01.2019.
9. ГОСТ 56136-2014. Управление жизненным циклом продукции военного назначения. Термины и определения [Электронный ресурс]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200114158> (дата обращения: 18.03.2020).
10. ГОСТ Р 54096-2010. Ресурсосбережение. Обращение с отходами. Взаимосвязь требований Федерального классификационного каталога отходов и Общероссийского классификатора продукции [Электронный ресурс]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200085999> (дата обращения: 18.03.2020).

**ПОДГОТОВКА НЕПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ
КОСМОНАВТОВ К ВЫПОЛНЕНИЮ КОСМИЧЕСКОГО
ПОЛЕТА В ИНТЕРЕСАХ ГОСУДАРСТВЕННО-ЧАСТНОГО
ПАРТНЁРСТВА ПО ПИЛОТИРУЕМЫМ
КОСМИЧЕСКИМ ПРОГРАММАМ**

**TRAINING OF NON-PROFESSIONAL COSMONAUTS TO
PERFORM SPACE FLIGHT IN THE INTERESTS OF PUBLIC-
PRIVATE PARTNERSHIP FOR MANNED SPACE PROGRAMS**

А.А. Ковинский¹, Д.В. Вовк²

*Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов
имени Ю.А. Гагарина, Звёздный городок, Россия*

¹aakovinskiy@gmail.com, ²dimanja1984@mail.ru

A.A. Kovinsky¹, D.V. Vovk²

*Yu. A. Gagarin research & test cosmonaut training center (GTC),
Zvezdny Gorodok, Russia*

¹aakovinskiy@gmail.com, ²dimanja1984@mail.ru

Аннотация. Пилотируемая космонавтика прошла длинный почти шестидесяти-летний путь от полета Ю.А. Гагарина до многомодульной Международной космической станции (МКС). За 20 лет пилотируемых полетов на МКС одиннадцатью непрофессиональными космонавтами – участниками космических полетов выполнено двенадцать полетов на российских пилотируемых космических аппаратах (ПКА). На данный момент в ЦПК проходят подготовку непрофессиональные космонавты из Индии, а в 2021 г. планируется полёт на ТПК «Союз МС» с экипажем, состоящим из одного профессионального космонавта и двух участников космического полёта. Уже через несколько лет космический туризм будет одной из самых популярных отраслей в мире. Подготовка непрофессионального космонавта к полету складывается из двух основных 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.

Ключевые слова: космос, непрофессиональный космонавт, туризм, космический туризм, Россия, космонавты, подготовка, МКС, космические программы, космический турист.

Abstract. Manned cosmonautics has passed a long almost sixty-year journey from the flight of Yuri Gagarin to the multi-module International space station. During 20 years of manned flights to the ISS, eleven non-professional cosmonauts who participated in space flights performed twelve flights on Russian manned spacecraft. At the moment, non-professional cosmonauts from India are being trained in the GTC, and in 2021 it is planned to fly on the Soyuz MS with a crew consisting of one professional cosmonaut and two space flight participants. In a few years, space tourism will be one of the most popular industries in the world. The preparation of a non-professional cosmonaut for flight consists of two main components: preparation for activities on Board

the ship and the station, and preparation for the impact of adverse factors of space flight. The goal is to develop a methodology for training non-professional cosmonauts to perform a space flight.

Keywords: space, non-professional cosmonaut, tourism, space tourism, Russia, cosmonauts, training, ISS, space programs, space tourist.

Основное содержание

После распада 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 [1–11].

Опыт подготовки непрофессиональных космонавтов есть только у России для кратковременных полетов на РС МКС. Программы подготовки непрофессиональных космонавтов 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 обеспечению безопасности жизнедеятельности, противодействию неблагоприятных факторов космического полета и возможным его последствиям, а также к различной культурно-познавательной, научной и другой деятельности;

В связи с этим **целью исследования** является разработка методики подготовки непрофессиональных космонавтов, обеспечивающая высокую работоспособность и безопасность полета.

Задачи работы:

1. Исследовать основные предпосылки и этапы подготовки космонавтов и непрофессиональных космонавтов к полетам на российских пилотируемых космических аппаратах (ПКА).
2. Выявить проблемы, связанные с организацией космического туризма и показать его перспективность.
3. Разработать методику подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета для перспективных пилотируемых космических аппаратов.

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 «Орёл» (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 White Knight Two компании Virgin Galactic.

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 гостиных 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 соответствующей 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.

Формирование научно обоснованных организационных 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.).

Проблема также актуализируется тем, что результаты подготовки 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, а также 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. Однако на данный момент о космических полетах, подготовке и других аспектах знают немногие. Разработана и представлена схема «Предполагаемые направления развития космического туризма в мире»;

- на основании опыта отечественной пилотируемой космонавтики определены основные предпосылки, особенности и этапы подготовки к полетам на российских ПКА экипажей, в состав которых входят непрофессиональные космонавты;

- во время подготовки к воздействию неблагоприятных факторов космического полета нужно в первую очередь поддерживать и развивать физические качества, способности, такие как: статическая выносливость; двигательно-координационные способности, ловкость (сохранить равновесие; способность выполнять точные движения, в том числе дифференцировать усилия; умение расслабляться, экономично выполнять движения, преодолевать мышечную напряженность). В случае космического полета более 30 суток необходимо каждый день на космической станции выполнять комплекс физических упражнений, что было подтверждено опросом и доказано опытом полетов;

- выявлены проблемы, связанные с организацией космического туризма, показаны направления и перспективы его развития в России и мире;

- представлены возможные варианты организации туров в рамках космического туризма на примере Федерального государственного бюджетного учреждения «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»;

- 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;
- охарактеризованы основные организационно-методические компоненты модели процесса подготовки непрофессиональных космонавтов к полету, создана программа подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета на различных типах ПКА.

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.

Разработана типовая программа подготовки непрофессиональных космонавтов (космических туристов) 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.

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).

Полученные на основе исследований методические основы подготовки НпК на предполетном этапе к выполнению космического полёта относятся к перечню критических технологий (Раздел 3.Науки о жизни, пункт 3.1.2-4. «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).

Список литературы

1. Вовк Д.В., Скакун В.А. Бортовая документация ТПК «Союз МС» (участник космического полёта): учебное пособие / ФГБУ НИИ ЦПК имени Ю.А.Гагарина, Звёздный городок, 2018.
2. Вовк Д.В. Скакун В.А., Бикмучев А.Р. Программа полёта ТПК «Союз МС» (участник космического полёта): учебное пособие / ФГБУ НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина. Звёздный городок, 2018.

3. Гониянц С.А., Ковинский А.А. Космический туризм – новая культурно-историческая реальность XXI века. Направленность физической подготовки космических туристов // *Фундаментальные и прикладные исследования физической культуры, спорта, олимпизма: традиции и инновации (ГЦОЛИФК, 1917–2017): сборник научно-методических статей / под ред. В.И. Стоярова. М.: Спорт, 2017. Т. 1. С. 175–191.*
4. Медико-биологическое обеспечение экспедиций / А.И. Григорьев, И.Б. Козловская, А.Д. Егоров [и др.] // *Пилотируемая экспедиция на Марс / гл. ред. А.С. Коротеев. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.*
5. История развития отечественной пилотируемой космонавтики / под ред. И.В. Бармина. М.: ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2015. 752 с.
6. Курицын, А.А. Основные задачи подготовки и результаты деятельности экипажа МКС-53/54 при выполнении программы космического полета / А.А. Курицын, А.А. Мисуркин, Е.И. Корзун [и др.] // *Пилотируемые полеты в космос. 2018. № 3 (28). С. 5–16. – ISSN 2226-7298.*
7. Курицын А.А., Дмитриев В.Н. Создание, реализация и развитие технологии многосегментной подготовки к полету экипажей Международной космической станции // *Пилотируемые полеты в космос. 2017. № 4 (25).*
8. Назин В.Г. Изменение физических возможностей космонавтов с возрастом // *Пилотируемые полеты в космос. 2016. № 2(19).*
9. Основы космической биологии и медицины / под общей редакцией О.Г. Газенко, М. Кальвина. Т. 1. М.: Наука, 1975. 426 с.
10. Спортивная метрология / под ред. В.М. Зациорского. М.: Физкультура и спорт, 1982. 256 с.
11. Методы оценки тренированности космонавтов при проведении подготовки экипажей Международной космической станции / А.А. Курицын, В.И. Ярополов, В.А. Копнин [и т.д.] // *Пилотируемые полеты в космос. 2019. № 1.*

**РАЗРАБОТКА АППАРАТУРЫ ПО ИЗУЧЕНИЮ
ПЫЛЕВОЙ ПЛАЗМЫ В РАЗРЯДАХ ПОСТОЯННОГО ТОКА
В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ**

**DEVELOPMENT OF EQUIPMENT FOR STUDYING
DUSTY PLASMA IN A DC DISCHARGES UNDER
MICROGRAVITY CONDITIONS**

К.Л. Шульга

*Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

shulga.kseniya.98@mail.ru

K. L. Shulga

*Baltic State Technical University «VOENMEH» D.F.Ustinov,
Saint-Petersburg, Russia*

shulga.kseniya.98@mail.ru

Аннотация. Целью работы является проработка технического облика научной аппаратуры для космического эксперимента «Кулон-плазма». Аппаратура предназначена для демонстрации и изучения динамического поведения пространственных структур, образуемых заряженными активными броуновскими макрочастицами в газоразрядной плазме в условиях микрогравитации. Данный эксперимент является продолжением экспериментов по исследованию пылевой плазмы в условиях микрогравитации. Одним из основных целевых показателей явилась оценка габаритно-массовых характеристик.

Ключевые слова: пылевая плазма, космический эксперимент, микрогравитация.

Abstract. The object of this project is development of the technical appearance of the scientific equipment for the space experiment "Kulon-Plasma". The equipment is designed to demonstrate and to study the dynamic behavior of spatial structures formed by charged active Brownian macroparticles in a gas-discharge plasma under microgravity conditions. This experiment continues the series of experiments on studying dusty plasma in microgravity conditions. One of the main target indicators is the assessment of the dimensions.

Keywords: dusty plasma, space experiment, microgravity.

Пылевая плазма – это низкотемпературная плазма, в которой помимо электронов, ионов и нейтралов присутствуют сильнозаряженные пылевые частицы микронных размеров, исследования которой вызывают в настоящее время большой интерес в связи с обнаружением ряда новых физических явлений и эффектов.

В настоящее время поведение пылевой плазмы в разрядах постоянного тока не изучено в полной мере (изучен только ряд частных случаев), а также до сих пор неясен принцип, по которому плазменный столб располагается в том или ином месте между анодом и катодом; высказаны лишь предположения по поводу стабилизации местоположения плазменного столба и факторов, влияющих на него [1–3].

В рамках направления научных исследований в области освоения космического пространства готовится к проведению научно-образовательный космический эксперимент (КЭ) «Кулон-плазма». Целью КЭ является демонстрация и изучение динамического поведения и пространственных структур, образуемых заряженными активными броуновскими макрочастицами в газоразрядной плазме в условиях микрогравитации – плазменного кристалла.

Зондовый модуль блока «Куплаз» предназначен для подсвечивания и видеосъёмки модельных материалов в экспериментальных ампулах сменных контейнеров «Кулон-СКП», размещаемых в рабочей зоне зондового модуля.

Комплект сменных контейнеров «Кулон-СКП» предназначен для размещения в них прозрачных экспериментальных ампул с модельными дисперсными средами. Во время выполнения сеанса КЭ сменный контейнер «Кулон-СКП» размещается в рабочей зоне зондового модуля.

Цель работы – разработать конструкцию научной аппаратуры (НА) для КЭ «Кулон – плазма».

Для реализации поставленной цели были решены следующие задачи:

- расчет и подбор компонентов зондирующей системы,
- разработка конструкции зондового модуля;
- разработка конструкции сменного контейнера;
- разработка консоли оператора;
- разработка источника постоянного тока.

В результате исследования разработана НА для изучения пылевой плазмы в разрядах постоянного тока в условиях микрогравитации, состоящей из зондового модуля, сменного контейнера, консоли оператора, источника постоянного тока и карты памяти; проведена оценка габаритно-массовых характеристик. Оценочные габаритно-массовые характеристики составных частей НА «Кулон-плазма» представлены в таблице.

Габаритно-массовые характеристики составных частей НА «Кулон-плазма»

Наименование	Габаритные размеры, мм	Количество	Масса, кг не более	Всего, кг
Сменный контейнер	546×136×136	10	3,4	34
Зондовый модуль	650×321×340	1	19	19
Консоль оператора	253×86×238	1	3,6	3,6
Источник постоянного тока	496×178×460	1	15	15
Итого				71,6

Список литературы

1. Космический эксперимент «Плазменный кристалл» – «Координационный научно-технический совет» [Электронный ресурс] // ЦНИИМАШ: [сайт]. URL: https://tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-is-rs/cnts/experiments/plazmennуу_kristall (дата обращения: 10.06.2020).
2. Нормальный тлеющий разряд: сравнение расчётных и экспериментальных данных/ С. Т. Суржиков, П. В. Козлов, М. А. Котов [и др.] // Доклады Академии наук. 2018. Т. 485, №4. С. 422–427.
3. Космический эксперимент «Кулон-плазма» – «Координационный научно-технический совет» [Электронный ресурс] // ЦНИИМАШ: [сайт]. URL: https://tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-is-rs/cnts/experiments/Kulon_plasma/ (дата обращения: 10.06.2020).

**РАЗРАБОТКА ГОЛОВКИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СВАРКИ
НЕПОВОРОТНЫХ СТЫКОВ ИЗДЕЛИЙ
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ**

**DEVELOPMENT OF THE HEAD FOR ORBITAL WELDING
OF NON-ROTARY JOINTS OF
PRODUCTS CYLINDRICAL FORM**

В.В. Ананьев

*Информационные спутниковые системы им. М.Ф. Решетнева,
Железногорск, Россия*

vladislav_ananьев@bk.ru

V.V. Ananiev

*Information Satellite Systems named after M.F. Reshetnev,
Zheleznogorsk, Russia*

vladislav_ananьев@bk.ru

Аннотация. Существующие отечественные сварочные головки для орбитальной сварки уступают зарубежным аналогам по качеству и доступным функциям, при этом существует необходимость выполнения монтажных работ и обеспечения герметичных соединений в ограниченном пространстве. В представленной работе приводится конструкция сварочной головки с надежной системой токоподвода и принципиально новой схемой охлаждения для головок закрытого типа. Применение технологии 3D-печати позволило снизить стоимость конечного продукта. Предложенные решения и использование модульной конструкции позволило повысить ремонтопригодность изделия.

Ключевые слова: орбитальная сварка, 3D-печать, сварочная головка, проектирование, система терморегулирования.

Abstract. Existing domestic welding heads for orbital welding are inferior to foreign counterparts in quality and available functions, while there is a need to perform assembly work and ensure tight joints in a confined space. In the presented work, the design of a welding head with a reliable current supply system and a fundamentally new cooling scheme for closed-type heads is presented. The use of 3D printing technology has reduced the cost of the final product. The proposed solutions and the use of a modular design made it possible to increase the maintainability of the product.

Keywords: orbital welding, 3D printing, welding head, design, thermal control system.

В настоящее время лидерами в области орбитальной сварки являются зарубежные производители Polysoude (Франция), Axhair (Франция), ESAB (Швеция), Arc Machine Inc. (США), отечественных аналогов крайне мало и зачастую российские головки уступают по качеству и функциям. При этом стоимость головок зарубежного производителя очень высока, ремонт сложен и так же требует значительных затрат.

В АО «ИСС» орбитальная сварка применяется для изготовления и монтажа системы терморегулирования (СТР) изделия, для сварки гермоводов и вварки в изделие герметичных соединителей. Так как сварка СТР производится в монтажных условиях,

по сложным схемам и в ограниченном пространстве, существует необходимость применения головок для орбитальной сварки закрытого типа, компактных размеров.

Цель работы – разработка сварочной головки с возможностью применения в ограниченном пространстве, легкой в ремонте и производстве, способной конкурировать с зарубежными аналогами;

Задачи работы:

- сокращение затрат на производство сварочной головки;
- упрощение производства сварочной головки;
- внедрение новых материалов и способов производства.

Основное содержание

В результате проектирования была разработана сварочная головка для орбитальной сварки закрытого типа (рис. 1, 2).

В основном большинство сварочных головок однотипны и отличаются лишь исполнением крепежного механизма. Поэтому за основу было решено взять стандартный тип корпуса с двумя откидными креплениями с обеих сторон.

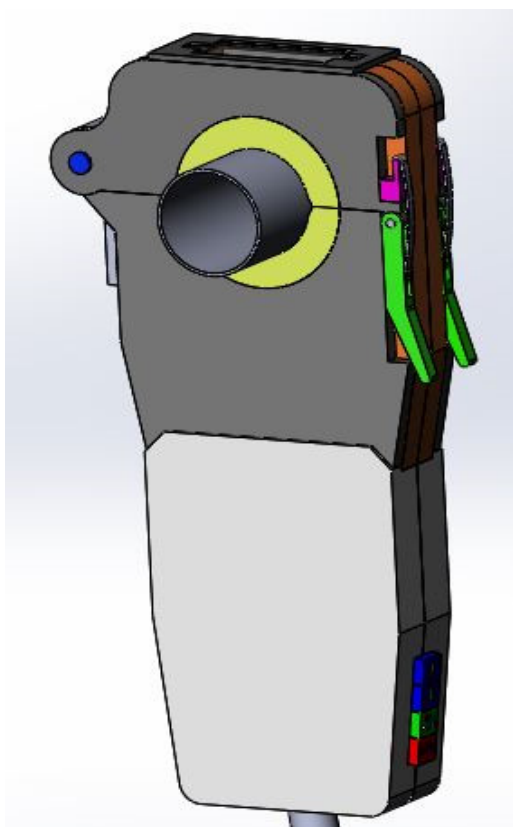


Рис. 1. Корпус сварочной головки

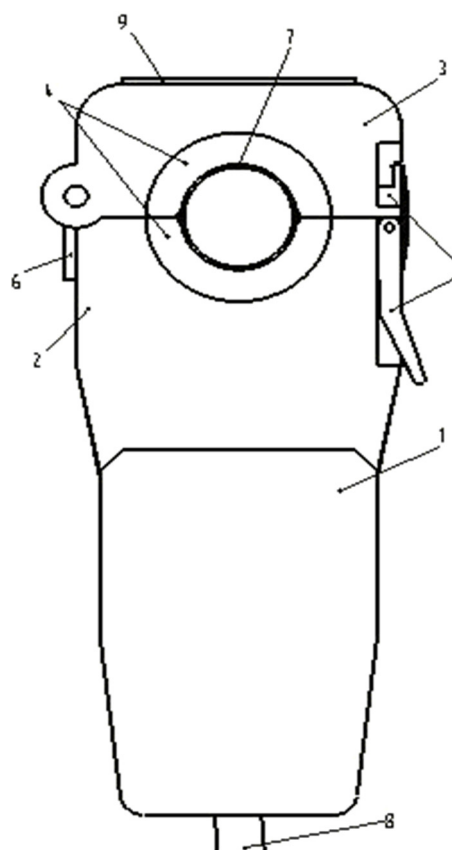


Рис. 2. Общий вид: 1 – корпус головки; 2 – нижняя облицовочная пластина; 3 – верхняя облицовочная пластина; 4 – фиксатор; 5 – замок; 6 – блок поворотного крепления; 7 – изделие (труба); 8 – шланг подачи; 9 – верхняя пластина со смотровым стеклом.

Новизна: токоподводящие элементы

Для подачи тока к сварочным элементам была спроектирована система токоподвода (рис. 3), состоящего из медных брусков большой площадью, для более плотного и надежного контакта с подающим механизмом во избежание обрыва сварочной дуги на особо ответственных работах.

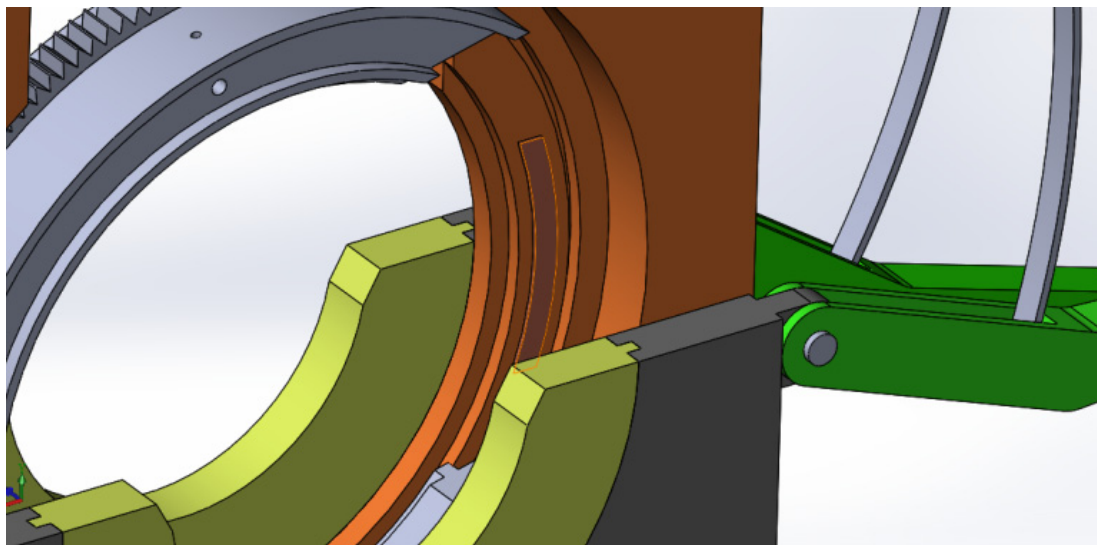


Рис. 3. Токоподводящий элемент

Для его установки потребовалось разработать архитектуру размещения проводников во внутренней пластине корпуса (рис. 4). Необходимость обусловлена малыми размерами всего изделия и общей концепцией устройства сварочной головки.

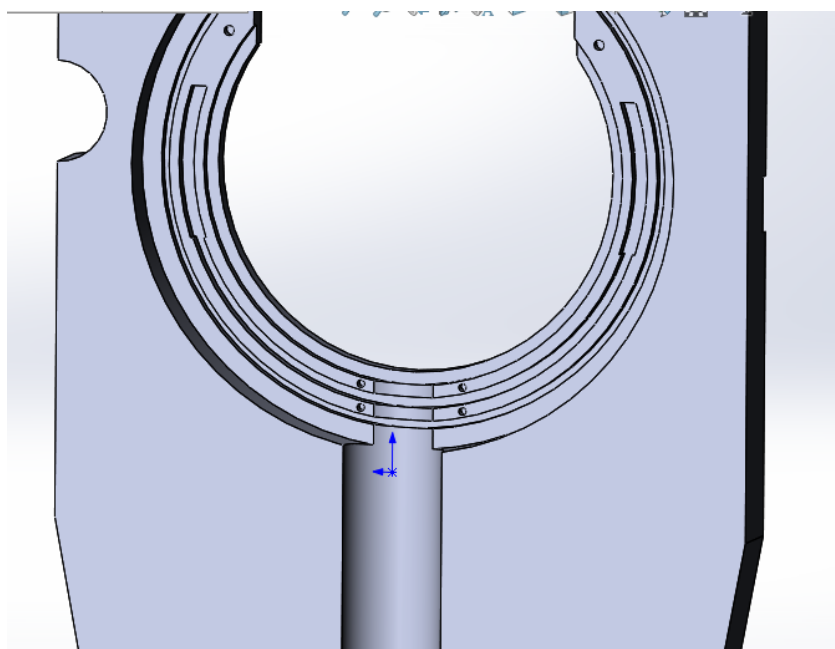


Рис. 4. Внутренняя пластина

Разработана принципиально новая система охлаждения закрытых сварочных головок малых размеров (рис. 5), что позволяет увеличить срок службы головки, уберечь поверхности в зоне сварки от перегрева, а также обеспечивает максимальную безопасность при работе с головкой.

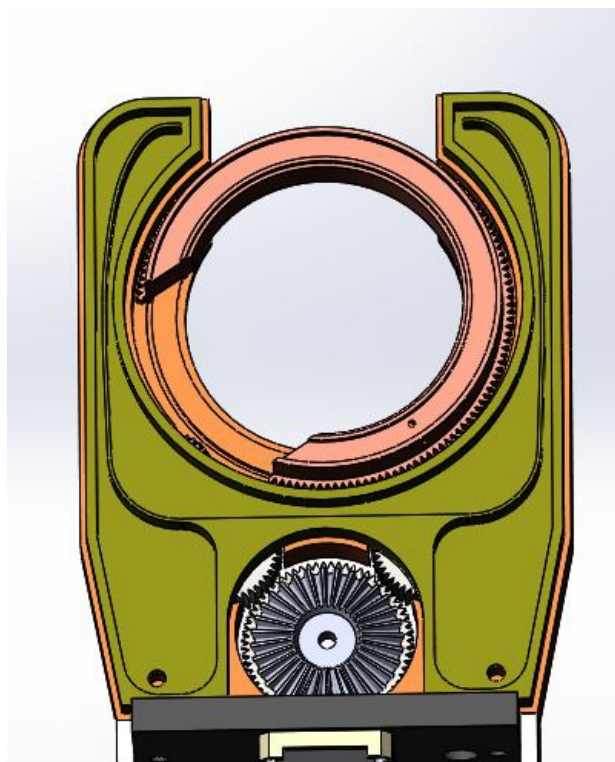


Рис. 5. Пластина охлаждения

Применение 3D-печати в процессе производства сварочных головок позволяет значительно экономить затраты на изготовление деталей, не уступая в качестве.

Результаты

Была разработана сварочная головка закрытого типа для сварки неповоротных стыков изделий цилиндрической формы с применением усовершенствованного способа подачи тока к электроду, шагового двигателя взамен сервопривода с редуктором и новых методов изготовления деталей сварочной головки. За счет применения 3D-печати комплектующих сварочной головки значительно сокращается время изготовления деталей и их стоимость, а также точность при изготовлении, что немаловажно для головок компактных размеров. За счет применения модульной конструкции и использования инновационной системы подачи тока возрастает ремонтпригодность сварочной головки. Чтобы заменить изношенные элементы или настроить зазоры нет необходимости полностью разбирать головку, достаточно открыть только необходимые модули. В конструкции головки были применены современные материалы, такие как текстолит и ABS-пластик, материалы отвечают всем необходимым свойствам, дешевы и легки в обработке.

Основные направления дальнейшего использования полученных результатов: планируется изготовление габаритного макета изделия для отработки установки в труднодоступные места, а также апробации модульности конструкции и точности проектирования зубчатого зацепления. Также в настоящий момент рассматривается возможность применения принципиальной схемы конструкции в головках различных габаритных размеров и возможность использования некоторых решений для головок других типов. После отработки по полученным результатам будет сформирована заявка на патент полезной модели. Также рассматриваются варианты коммерциализации проекта.

РАЗРАБОТКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ДОСТАВКИ ОБОРУДОВАНИЯ НА КОСМИЧЕСКОЕ ТЕЛО С МАЛЫМ ГРАВИТАЦИОННЫМ ПОЛЕМ (АСТЕРОИД)

DEVELOPMENT OF SPACE VEHICLE FOR DELIVERY OF EQUIPMENT ON A SPACE BODY WITH A LOW GRAVITATIONAL FIELD (ASTEROID)

А.В. Петров¹, Н.М. Белов², Д.П. Клепач³, К.В. Романов⁴, Е.А. Хомяков⁵

*Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет), Челябинск, Россия*

¹al20298@mail.ru, ²nikita_belov98@mail.ru, ³klepachd@mail.ru,
⁴kost.romanov2012@yandex.ru, ⁵homyakov.ea@yandex.ru

A.V. Petrov¹, N.M. Belov², D.P. Klepach³, K.V. Romanov⁴, Y.A. Khomyakov⁵

South Ural State University (national research university), Chelyabinsk, Russia

¹al20298@mail.ru, ²nikita_belov98@mail.ru, ³klepachd@mail.ru,
⁴kost.romanov2012@yandex.ru, ⁵homyakov.ea@yandex.ru

Аннотация. Представлен проект разработки космического аппарата, который включает несколько направлений – проработка конструкции космического аппарата, двигательной установки, бортового комплекса управления, оптико-электронной системы и системы энергообеспечения. Получены три варианта компоновок космического аппарата, которые в первую очередь различаются составом двигательной установки. Первая компоновка представляет собой космический аппарат, собранный по блочно-модульному типу. Во второй компоновки для орбитального маневрирования используется качающаяся камера сгорания в карданном подвесе с электрической рулевой машинкой. Особенностью третьего варианта компоновки является наличие на нем спускаемого аппарата, предназначенного для доставки и закрепления полезного груза на поверхности космического тела. Этапы сближения и посадки космического аппарата и астероидом осуществляются в автоматическом режиме с параллельным поиском места посадки. Таким образом, возникают требования к соблюдению определённых параметров ориентации и разности скорости. Для обнаружения посадочной площадки разработан алгоритм, который чувствителен к положению нормали в исследуемых окружностях и распознает только те области, нормали к которым совпадают с оптической осью камеры. На основе алгоритма разработана программа. В процессе разработки были приняты два варианта исполнения системы энергообеспечения космического аппарата с различным количеством источников питания.

Ключевые слова: космический аппарат, противоастероидная защита Земли, двигательная установка, оптическая система, бортовой комплекс управления, проектирование, наведение, посадка, алгоритм распознавания, система энергообеспечения.

Abstract. The project of the design of a spacecraft, which includes several directions – the study of the design of the spacecraft, propulsion system, onboard control system, optical-

electronic system and power supply system are presented in the article. Three variants of the spacecraft layout were estimated, which primarily differ in the composition of the propulsion system. The first layout is a block-modular spacecraft. In the second layout, for orbital maneuvering, a swinging combustion chamber in a gimbal with an electric steering gear is used. A feature of the third version of the layout is the presence of a descent vehicle on it, designed to deliver and secure the payload on the surface of the space body. The phases of approach and landing of the spacecraft and the asteroid are performed automatically with parallel search for the landing site. Thus, there are requirements for compliance with certain parameters of orientation and speed difference. To detect a landing site, an algorithm has been developed that is sensitive to the position of the normal in the studied circles and recognizes only those areas whose normals coincide with the optical axis of the camera. A program has been developed based on the algorithm. During the development process, two versions of the power supply system of the spacecraft with different numbers.

Keywords: spacecraft, Earth protection system against asteroids, propulsion system, optical system, onboard control system, design, guidance, landing, recognition algorithm, supply system.

В настоящее время освоение космического пространства является одной из перво-степенных задач, которая способствует развитию экономики страны, а также формированию «астероидного щита» Земли [1,2].

Для освоения космического пространства необходимы космические аппараты (КА), которые могут доставить полезный груз (ПГ) в заданную точку (на заданный объект), характеризующиеся повышенными конструктивными характеристиками корпуса, которые могут обеспечить целостность ПГ как на пути следования КА к цели, так и при доставке ПГ на поверхность.

Проект разработки КА носит комплексный характер и включает несколько направлений: проработка самой конструкции КА [3, 4], разработка конструкции двигательной установки (ДУ), проработка бортового комплекса управления (БКУ), оптико-электронной системы [5] и системы энергообеспечения.

В ходе анализа существующих КА, предназначенных для выполнения подобных миссий, и патентного поиска определены условия эксплуатации и основные технические характеристики изделия, исходя из которых, получены три варианта компоновок КА (рисунки 1), которые в первую очередь различаются составом ДУ [6].

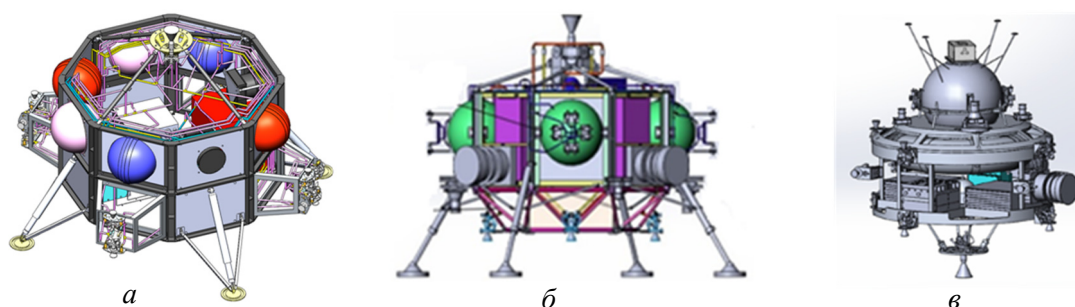


Рис. 1. Варианты исполнения космического аппарата:
a – 1-й вариант; *б* – 2-й вариант; *в* – 3-й вариант

Первая компоновка представляет собой КА, собранный по блочно-модульному принципу (рис. 1, *a*). Преимуществами подхода являются технологичность сборки и доставки элементов конструкции, упрощенный процесс конструирования, при котором

возможно разделение усилий конструкторов на создание отдельных модулей и широкие возможности для унификации отдельных модулей. В состав ДУ входят: один двигатель орбитального маневрирования, 12 двигателей ориентации и стабилизации, 24 двигателя точной коррекции.

Корпус второй компоновки выполнен в виде конструкции (рис. 1, б), состоящей из модуля служебных систем, модуля полезной нагрузки, посадочного устройства, рамы двигателя орбитального маневрирования. ДУ 2-го варианта исполнения представлена одним двигателем орбитального маневрирования в карданном подвесе, 4 двигателями торможения, 24 двигателями точной коррекции. Для привода качающаяся камеры сгорания разработана вентильная электрическая машины с возбуждением от постоянных магнитов и источника питания в программном комплексе ANSYS.

Особенностью исполнения третьего варианта (рис. 1, в) компоновки является наличие на нем спускаемого аппарата, предназначенного для доставки и закрепления ПГ на поверхности космического тела. Спускаемый аппарат закреплен на орбитальном блоке. ДУ КА состоит из: 24 двигателей точной коррекции, 12 двигателей стабилизации и ориентации, одного двигателя орбитального маневрирования.

Элементный состав бортового комплекса управления для всех вариантов исполнения космического аппарата выбран на основе материалов МОКБ «МАРС» [7, 8]:

- бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) МАРС-4, решающая основные задачи системы управления и обеспечивающая информационное взаимодействие с другими подсистемами;
- блоки силовой автоматики (БСА), обеспечивающие коммутацию электропитания и электрическое взаимодействие со смежными системами, имеющими аналоговый вход (выход);
- информационно-измерительный блок (ИИБ) АИСТ-350;
- астродатчик БОКЗ-МФ, визирует звезды, находящиеся в его поле зрения, и выдает направления на них относительно системы координат, связанной с КА;
- трехкомпонентный измеритель угловой скорости ТИУС-2000;
- лазерный дальномер ЛСДК;
- камеры узкоугольная и широкоугольная.

Этапы сближения и посадки КА и астероида осуществляются в автоматическом режиме с параллельным поиском места посадки, отчего возникают требования к соблюдению определённых параметров ориентации и разности скорости. Данный этап разделяется на 3 этапа: дальнейшее наведение (I этап), ближнее наведение (II этап), мягкая посадка (III этап).

Датчики и приборы, необходимые для этапа дальнего наведения и сближения: астродатчики БОКЗ-МФ, инерциальная измерительная система АИСТ-350, трехкомпонентный измеритель угловой скорости ТИУС-200.

Этап дальнего наведения заключается в управлении движением центра масс путем придания с помощью двигательных установок импульсов ускорения и торможения, а также управлении ориентацией центра масс с помощью двигательных установок.

Особенность участка ближнего наведения заключается в том, что на нем для формирования алгоритмов управления не используются законы орбитального движения. Алгоритм управления определяется в предположении о том, что на космический аппарат и астероид действует одинаковое гравитационное ускорение. Такое предположение тем ближе к истине, чем меньше расстояние между рассматриваемыми объектами. С увеличением относительного расстояния разность гравитационных ускорений КА и астероида будет возрастать.

На достаточно больших расстояниях разность существенно увеличивается, где нет возможности осуществлять сближение при сравнительно малом управляющем ускорении.

Рассматриваемое нами орбитальное движение отличается от участка дальнего наведения необходимостью соответствия «ломаной траектории» (например шестиугольной с высотой 1 км).

Выбор «ломаной траектории» обусловлен требованиями технического задания, так как имеется ограничение по времени и по орбите: оборот вокруг астероида должен осуществляться не более чем за час, а радиус орбиты должен быть не более километра и плоскостью располагаться либо в плоскости экватора, либо, если место посадки не было найдено, то посадка должна производиться на один из полюсов астероида. Также к минусам обычной сферической или эллиптической пассивной (без применения двигателей) траектории можно отнести чрезвычайно долгий оборот на малых скоростях ($\approx 0,008$ м/с), что лучшим образом повлияло бы на результат технического зрения, но не на энергопотребление.

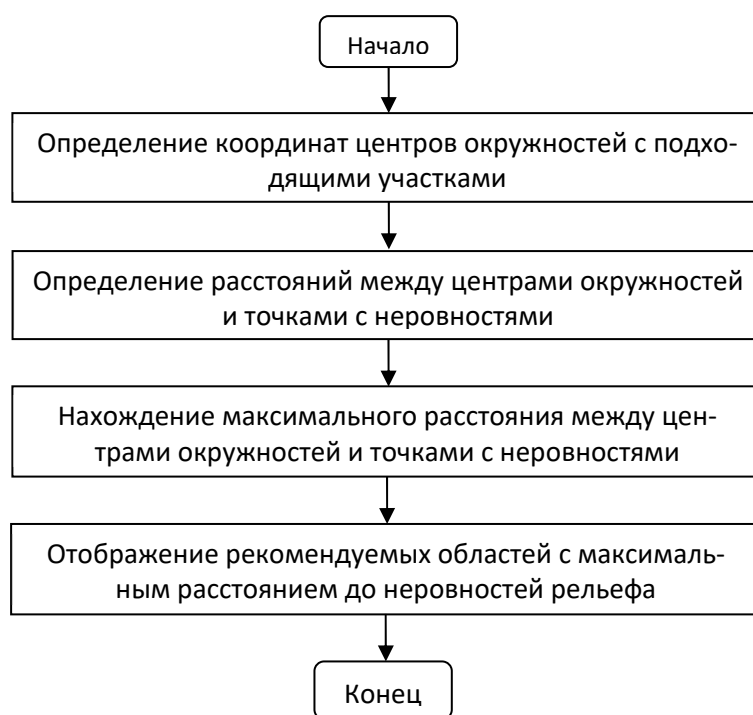


Рис. 2. Схема алгоритма отображения рекомендуемых областей по критерию минимизации рисков

Для решения задачи посадки необходимо получать информацию с астродатчиков (АД) и датчиков угловой скорости (ДУС), которые входят в состав ТИУС-200 об углах и угловых скоростях соответственно. Щелевой, малогабаритный солнечный датчик положения СДП-1 предназначен для ориентации и обеспечения удержания солнечных батарей космических аппаратов по направлению на Солнце. В составе системы управления выполняются режимы поиска и удержания Солнца относительно приборной системы координат. Выдается в систему управления аналоговый сигнал о наличии/отсутствии Солнца в поле зрения датчика. Прибор ЛСДК автоматически определяет скорость сближения, измерения проводятся до дальности 0,1 м, допускаются измерения по уголковым отражателям. Максимальная дальность измерений 5000 м, частота измерений 0,33 Гц. Для обнаружения посадочной площадки разработан алгоритм (рис. 2) [9, 10], особенностью которого является то, что он не выделяет точки на границе астероида, в случае, если поверхность не занимает весь кадр, это свидетельствует о том, что данный алгоритм чувствителен к положению нормали в

исследуемых окружностях. Алгоритм распознает только те области, нормали к которым совпадают с оптической осью камеры. На основе алгоритма разработана программа.

Исходя из списка потребителей, система энергоснабжения обладает тремя различными питающими напряжениями 5, 12 и 27 В. Потребление космического аппарата составляет около 3 кВт/ч. В процессе разработки приняты 2 варианта исполнения энергообеспечения космического аппарата с различным количеством источников питания. В качестве датчиков напряжения в блоке силовой автоматики используются простые делители напряжений. Для максимально токовой защиты используются датчики тока. В нашем случае как коммутирующие устройства используются, так и поляризованные двухосновные реле и различные IGBT-транзисторы.

В результате проделанной работы разработаны три варианта компоновок КА. Глубина проработанности конструкций характеризуется выполнением этапа технического предложения и оформлением соответствующего комплекта конструкторской документации (ведомости, пояснительных записок, схем деления, чертежей общего вида проектируемых изделий и т.д.). В дальнейшем планируется выбор наиболее предпочтительного из трех вариантов для более детальной проработки узлов и разработки необходимой технической документации на этапе эскизного проекта.

Список литературы

1. Дегтярь В.Г., Волков В.А. Ракетная концепция системы противостероидной защиты Земли. М.: Машиностроение, Машиностроение-Полет, 2013. 314 с.
2. Проблемы и основы создания международной системы планетарной защиты / О.Д. Бакланов, А.В. Зайцев, Н.А. Махутов, Д.В. Петров, В.А. Пучков, В.А. Симоненко, А.А. Таранов, О.Н. Шубин // Труды XII Международной конференции «Забабахинские научные чтения». Снежинск, 2014.
3. Волоцуев В.В., Ткаченко И.С. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. 144 с.
4. Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие. 3-е изд., испр. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 572 с.
5. Косова А.Е., Корилов А.М. Автоматическая посадка малых беспилотных летательных аппаратов с использованием компьютерного зрения / Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2017. Т. 20, № 3. С. 191–196.
6. Лузин И.К., Пешков Р.А. Разработка различных видов корпусов космического аппарата / Молодежь. Техника. Космос.: труды XI Общерос. науч.-тех. конф. (24–26 апреля 2019, СПб). СПб, 2019. С 93–98.
7. Фомичев А.В. Моделирование системы управления перспективного малогабаритного космического аппарата для фундаментальных научных исследований: учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.
8. Фомичев А.В. Решение задачи навигации космических аппаратов на основе астронавигационных измерений: учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 82 с.
9. Вакуленко С.А., Жихарева А.А. Практический курс по нейронным сетям. – СПб: Университет ИТМО, 2018. 71 с.
10. Созыкин А.В. Обзор методов обучения глубоких нейронных сетей // Вестник ЮУрГУ. 2017. Т. 6, № 3. С. 28–59.

**РАЗРАБОТКА МЕХАТРОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ
ОКАЗАНИЯ МЕДИЦИНСКОЙ ПОМОЩИ В УСЛОВИЯХ
КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПРИ РАНЕНИЯХ,
СОПРОВОЖДАЕМЫХ ВЕНОЗНЫМ ИЛИ АРТЕРИАЛЬНЫМ
КРОВОТЕЧЕНИЕМ**

**DEVELOPMENT OF A MECHATRONIC SYSTEM
TO PROVIDE MEDICAL CARE IN SPACE STATION
CONDITIONS FOR INJURIES ACCOMPANIED BY VENOUS
OR ARTERIAL BLEEDING**

В.Д. Грагерт¹, М.А. Джума²

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

¹vladimirgragert@gmail.com, ²mikljumm@gmail.com

V.D. Gragert¹, M.A. Juma²

*Baltic State Technical University «Voenmeh»
named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russia*

¹vladimirgragert@gmail.com, ²mikljumm@gmail.com

Аннотация. Статья посвящена разработке мехатронного комплекса для решения задач по оказанию медицинской помощи на внеземных объектах типа космических станций, лунных и марсианских баз. В материале рассматриваются основные задачи, требующие решения для реализации подобного мехатронного комплекса, такие как конструирование мехатронных модулей, разработка системы ручного и полуавтоматического управления, разработка протоколов обмена информацией, и методы их решения. Авторами были изучены типовые движения инструментов хирурга, выбраны конфигурации роботоманипуляторов для совершения этих движений. На основании проделанной работы были поставлены задачи, требующие решения в ближайшем будущем.

Ключевые слова: мехатроника, медицина, космос, робототехника, манипулятор, система управления, лунные базы, марсианские базы, хирургия, кинематика, параметры Денавита – Хартенберга, освоение космоса.

Abstract. The article is devoted to the development of a mechatronic complex for solving problems of providing medical care on extraterrestrial objects such as space stations, lunar and martian bases. The material discusses the main tasks that require solutions for the implementation of such a mechatronic complex, such as the design of mechatronic modules, the development of a manual and semi-automatic control system, the development of information exchange protocols, as well as methods for their solution. The authors studied the typical movements of the surgeon's instruments, and selected configurations of robotic manipulators to perform these movements. Based on the work done, tasks were set that require solutions in the near future.

Keywords: Mechatronics, medicine, space, robotics, manipulator, control system, lunar bases, martian bases, surgery, kinematics, Denavit – Hartenberg parameters, space exploration.

На борту космической станции не исключен риск получения космонавтом травм, которые требуют хирургической помощи. Некоторые космонавты проходят курс медицинской подготовки, однако полученная квалификация не всегда позволяет оказать медицинскую помощь при серьезном ранении, особенно если оно сопровождается венозным или артериальным кровотечением. Иностранные космические агентства планируют использовать для оказания медицинской помощи в таких ситуациях антропоморфных роботов-хирургов, однако на данный момент эти роботы не способны выполнять хирургические операции, требующие развитой мелкой моторики кисти и пальцев и высокой скорости манипуляций [1]. Также эти роботы обладают большими габаритами, массой и стоимостью, что ограничивает количество подобных роботов на станции, а их многофункциональность приводит к затратам времени на смену рода деятельности.

Основная часть

В целях устранения данной проблемы, было решено разработать мехатронный комплекс, предназначенный для удаленного выполнения сложных операций на космических объектах с Земли под управлением квалифицированных хирургов.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи.

Разработка мехатронной системы захвата движения рук человека-оператора [2] с механической обратной связью. Для реализации такой системы было решено использовать два механизма, обладающих семью степенями подвижности, связанных с руками хирурга-оператора, определяющие их положение. В сочленениях механизма расположены устройства для создания момента сопротивления для реализации механической обратной связи от объекта к оператору.

Разработаны протоколы обмена информацией между наземным пунктом управления и манипулятором, расположенным на космическом аппарате [3].

Разработана система управления мехатронным комплексом для управления приводами исполнительного устройства [4]. Система разрабатывалась на основе отечественных электромеханических и радиоэлектронных компонентов, предназначенных для работы в условиях ионизирующего излучения космического пространства [5, 6], что позволило сделать систему высокой надежности.

Решена прямая задача кинематики для системы управления мехатронным комплексом и обратная задача для самого комплекса с использованием преобразования Денавита – Хартенберга, что позволяет вносить изменения в конструкцию системы управления и мехатронного комплекса при минимальных изменениях алгоритмов управления (рис. 1, 2).

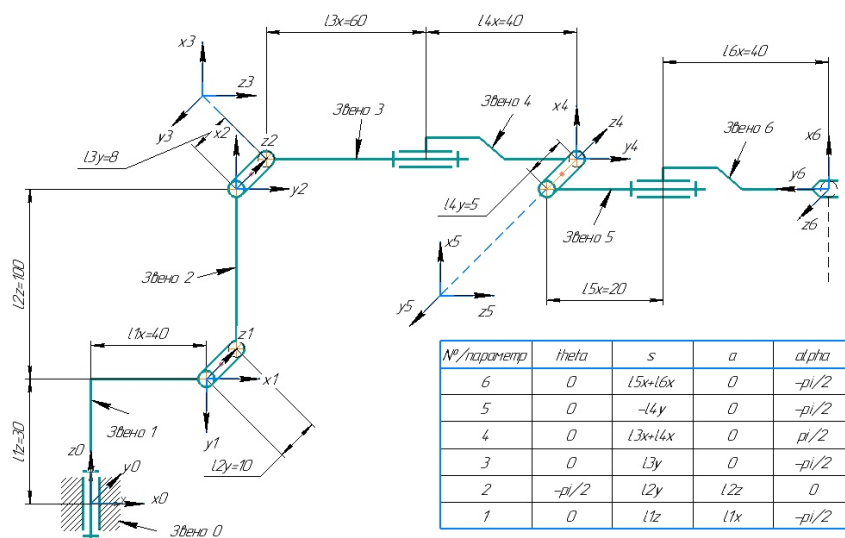


Рис. 1. Кинематическая схема и параметры Денавита – Хартенберга для одного из манипуляторов

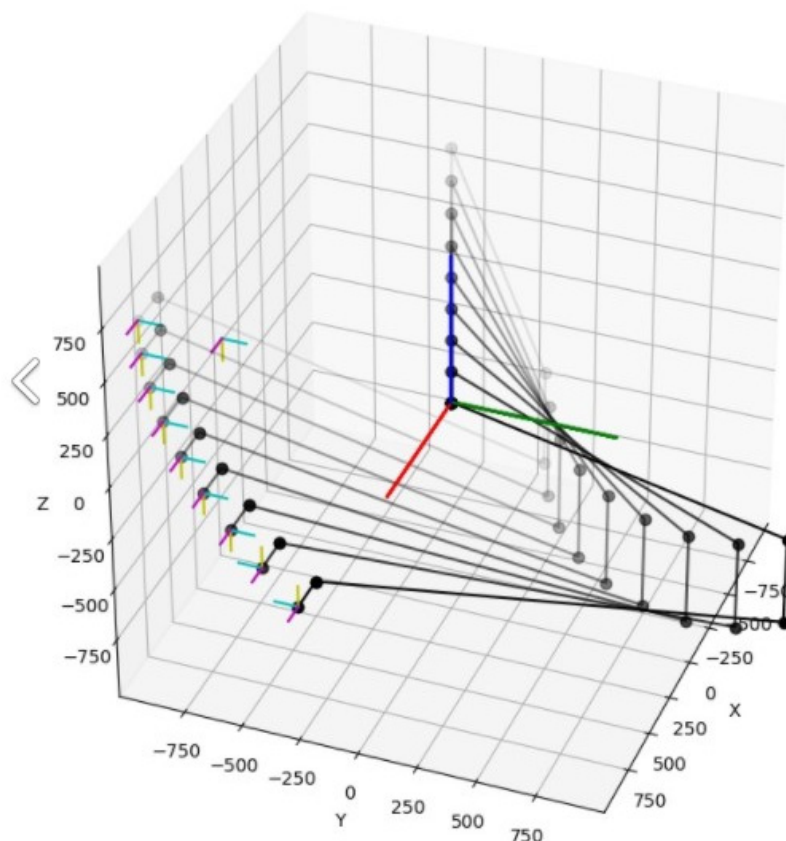


Рис. 2. Процесс решения обратной задачи кинематики для робота-манипулятора при перемещении по заданной траектории

На основании кинематических схем и требований по быстродействию сконструирован мехатронный комплекс для выполнения медицинских операций.

Для компенсации моментов инерции, возникающих в звеньях, а также в целях увеличения быстродействия решена обратная задача динамики для манипуляторов с использованием уравнений Ньютона – Эйлера [10].

Заключение

Разрабатываемая система повышает качество оказываемой медицинской помощи, оказываемой космонавтам. Она позволит совершать сложные хирургические операции на космических аппаратах, а также на лунных и марсианских базах, под управлениями хирургов, находящихся на Земле.

Технические решения, полученные при разработке указанной системы, можно будет применить для работы с различными манипуляторами, гуманоидными роботами, робототехническими комплексами различного назначения. Решение данной задачи позволит расширить возможности при работе в космосе из пункта управления с Земли, например для управления манипулятором на марсоходах.

Список литературы

1. Робот ROBONAUT – космический врач [Электронный ресурс] <http://newsrobotics.ru/robot-robonaut-kosmicheskij-vrach> (дата обращения: 10.08.2020).
2. Гйниязов И.М., Обабков И.Н., Хлебников Н.А. Метод захвата движений как средство естественного интерфейса [Электронный ресурс]. URL: <https://www.graphicon.ru/html/2017/papers/pp193-196.pdf> (дата обращения: 10.07.2020).

3. Основные принципы создания космической информационной сети, устойчивой к разрывам и задержкам в каналах связи [Электронный ресурс] <https://cyberleninka.ru/article/n/osnovnye-printipy-sozdaniya-kosmicheskoy-informatsionnoy-seti-ustoychivoy-k-razryvam-i-zaderzhkam-v-kanalah-svyazi> (дата обращения: 03.08.2020).

4. Открытый проект модуля управления электрическими моторами [Электронный ресурс] <https://habr.com/ru/post/401873/> (дата обращения: 07.06.2020).

5. Краткая история космических микропроцессоров, часть первая [Электронный ресурс] <https://habr.com/ru/post/482904/> (дата обращения: 07.06.2020).

6. Краткая история космических микропроцессоров, часть вторая [Электронный ресурс] <https://habr.com/ru/post/483016/> (дата обращения: 07.06.2020).

РАЗРАБОТКА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ДИСПЕРСНЫХ СРЕД В СТАТИЧЕСКОМ НЕОДНОРОДНОМ МАГНИТНОМ ПОЛЕ В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ

DEVELOPMENT OF SCIENTIFIC APPARATUS FOR STUDYING DISPERSE MEDIA IN A STATIC INHOMOGENEOUS MAGNETIC FIELD UNDER MICROGRAVITATION

А.В. Цимбалистый

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

A.V. Zimbalistic

*Baltic State Technical University «VOENMEKH» named after D.F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russia*

Аннотация. В данной работе автором предложен облик научной аппаратуры космического эксперимента «Кулон – магнит», служащей для изучения открытых диссипативных кулоновских структур в условиях микрогравитации. Проведена оценка массогабаритных характеристик изделия.

Ключевые слова: научная аппаратура, космический эксперимент, кулоновские структуры, магнитная ловушка, микрогравитация.

Abstract. In this work, the author proposes the appearance of the scientific equipment of the space experiment "Coulomb - Magnet", which serves to study open dissipative Coulomb structures under microgravity conditions. The assessment of the weight and size characteristics of the product has been carried out.

Keywords: scientific equipment, space experiment, Coulomb structures, magnetic trap, microgravity.

Кулоновский или плазменный кристалл – это система, в которой частицы занимают места в пространстве определённым образом под воздействием сильного электростатического поля. Целью проведения космического эксперимента (КЭ) «Кулон – магнит» является выполнение опытов по теоретическому и экспериментальному изучению динамики открытых диссипативных кулоновских структур в антипробкотронном поле в условиях микрогравитации. Она представляет собой упорядоченную структуру: частицы занимают свои места наподобие атомов в кристаллической решетке [1–4].

Результаты эксперимента могут быть использованы при разработке перспективных источников тока для космических аппаратов на основе фотовольтаических элементов.

Цель работы – разработка научной аппаратуры (НА) космического эксперимента «Кулон – магнит».

Задачи:

- разработка конструкции сменного контейнера НА КЭ «Кулон – магнит»;
- разработка зондирующей системы;
- разработка конструкции магнитного блока НА КЭ «Кулон – магнит».

В качестве компонентов оптической зондирующей системы выбраны лазерный нож для подсветки экспериментальной ампулы и две ПЗС камеры. Экспериментальная ампула служит емкостью для мелкодисперсных частиц, именно внутри нее будут формироваться структуры макрочастиц в антипробкотронном магнитном поле в условиях микрогравитации.

В качестве модельных дисперсных материалов используются диамагнитные материалы, например, стекло, пластик, металл (Cu, Zn, Sn, Ag, Pb и т. д.). Кроме модельных дисперсных материалов в экспериментальной ампуле расположены два металлических электрода. Это позволит во время выполнения сеанса КЭ создавать в объеме экспериментальной ампулы необходимое постоянное или переменное электрическое поле с напряжением между электродами от 1 до 150 В.

Для выполнения программы эксперимента выбраны неодимовые магниты N45 45 35×55 мм и BR равным 1,35 (сила отталкивания 17 Н), создающие антипробкотронную магнитную ловушку. В ходе эксперимента будет меняться расстояние между ними.

Помимо этого в магнитном блоке реализовано экранирование магнитного поля для защиты оборудования.

В результате проделанной работы были разработаны магнитный блок и сменный контейнер. Итоговые массогабаритные характеристики НА КЭ сведены в таблицу.

Итоговые массогабаритные характеристики

Наименование	Габаритные размеры, мм,	Количество, шт	Масса одной единицы, кг,	Всего, кг
Сменный контейнер	200×200×70	20	1	20
Магнитный блок	250×250×418	1	13,83	13,83
Блок питания и управления	350×350×247	1	8,34	8,34

Список литературы

1. Чуянов В.А. Адиабатические магнитные ловушки // Итоги науки и техники. Серия: Физика плазмы. М., 1980. Т. 1, ч. 1.
2. Липаев А.М. Плазменно-пылевые структуры в условиях микрогравитации: методы получения и результаты экспериментов. М., 2007.
3. Дьячков Л.Г. Кулоновские кластеры в гармонических ловушках // Письма в ЖТФ. 2015. Т. 41, вып. 12.
4. Коротаев В.В., Мусяков В.Л. Энергетический расчет ОЭП. СПб., 2006.

**РАЗРАБОТКА ТРАНСПОРТНОГО ДИРИЖАБЛЯ
ДЛЯ ДОСТАВКИ НЕГАБАРИТНЫХ ГРУЗОВ
НА КОСМОДРОМ «ВОСТОЧНЫЙ»**

**DEVELOPMENT OF A TRANSPORT AIRCRAFT
FOR DELIVERY OF OVERSIZED CARGO
AT THE VOSTOCHNY COSMODROM**

А.А. Дидковский, Е.Д. Мухина, Н.Л. Калмыков

*Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия*

alex2808@mail.ru

A.A. Didkovsky, E. D. Mukhina, N.L. Kalmykov

Moscow State Technical University named after N.E. Bauman, Moscow, Russia

alex2808@mail.ru

Аннотация. Проведен анализ мирового опыта создания летательных аппаратов легче воздуха и выявлены наиболее актуальные задачи для аппаратов данного типа в области ракетно-космической техники. Разработан облик транспортного дирижабля грузоподъемностью 100 т и определены его основные технические параметры.

Ключевые слова: дирижабль, груз, технические параметры.

Abstract. The analysis of the world experience in the creation of lighter-than-air aircraft is carried out and the most urgent tasks for the vehicles of this type in the field of rocket and space technology are identified. The appearance of a transport airship with a carrying capacity of 100 tons has been developed and its main technical parameters have been determined.

Keywords: airship, cargo, technical parameters.

В связи с разработкой лунной программы [1] в 2020–2040 гг. возникнет необходимость транспортировки блоков тяжелых и сверхтяжелых ракет с заводов-изготовителей на космодром «Восточный». Относительно низкая частота запусков сделает экономически невыгодным разработку и использование самолетов, габариты грузов и отсутствие у предприятий-производителей ракетно-космической техники прямого выхода к морю не позволит широко использовать железнодорожный и водный транспорт [2–4]. Изделия РКТ обладают достаточно большими габаритными размерами при относительно небольшой массе, поэтому в качестве решения описанной проблемы предлагается применить транспортный дирижабль.

Проведение подробного анализа мирового опыта создания подобных аппаратов [5–12] и ряд предварительных инженерных оценок позволили сформировать основную компоновку дирижабля с расчетной грузоподъемностью 100 т. В качестве несущего газа

рассмотрен горячий воздух и гелий, в качестве топлива – метан. Аэродинамическая схема – гибридная – и базируется на системе тангенциального обдува оболочки, позволяющей управлять пограничным слоем течения с целью уменьшения лобового сопротивления, а также повышения маневренности. Силовая схема представляет собой две продольных газовых оболочки, размещенных по пакетной схеме, укреплены сверху несущей фермы, в центре которой размещен поперечный грузовой отсек. Газовые оболочки с внутренней стороны имеют два слоя из спиралевидных рукавов, наддутых воздухом, что позволяет получить приемлемую жесткость конструкции при низкой удельной массе и возможности спуска во время длительных стоянок. Система швартовки – автоматизированная. В работе произведены расчеты основных систем дирижабля и разработаны их конструкционные исполнения.

Дирижабельный вид транспорта обладает уникальными преимуществами и может быть успешно использован для перевозки негабаритных элементов космической техники.

Список литературы

1. Основные положения основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906 [Электронный ресурс]. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения: 06.07.2020).
2. Zolin A., Didkovsky A. Development of the transport airship for cargo delivery to the Vostochny Cosmodrome // AIP Conference Proceedings. AIP Publishing LLC, 2019. Vol. 2171, №. 1. P. 120004.
3. Kirilin A. Do new generation airships change a paradigm in transport logistics? // Proceedings of the 10th International Airship Convention & Exhibition. Friedrichshafen, Germany, 2015. P. 1–14.
4. Кирилин А.Н. Создание воздушной транспортной системы на основе дирижаблей нового поколения для освоения труднодоступных регионов России // Крылья Родины. № 1–2. 2019.
5. Prentice B.E., Knotts R. Cargo airships: international competition // Journal of Transportation Technologies. 2014. № 4 (3). P. 187–195.
6. Кирилин А.Н. Дирижабли. М.: МАИ-ПРИНТ, 2013.
7. Грумондз В.Т., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. Аэромеханика дирижабля. М.: Наука, 2017.
8. Azouz N., Bestaoui Y., Lemaitre O. Dynamic analysis of airships with small deformations // In Proceedings of the Third International Workshop on Robot Motion and Control. 2002. RoMoCo'02. P. 209–215.
9. Bolkcom C. Potential military use of airships and aerostats // Library of Congress Washington DC Congressional Research Service. 2006.
10. Colozza A. Airships for Planetary Exploration. 2004.
11. Dick H., Robinson D. The golden age of the great passenger airships: Graf Zeppelin and Hindenburg. Smithsonian Institution. 2014.
12. Thermal calculation of airship hull protection from snow / A.N. Kirilin, A.A. Boldyreva, S.F. Timushev, A.V. Tsipenko // Global Journal of Pure and Applied Mathematics. 2016. Vol. 12, № 1. P. 602–615.

РОБОТ ДЛЯ ПОСАДКИ РАСТЕНИЙ НА ПЛАНЕТЕ «ГЛИЗЕ 667 С С»

ROBOT FOR PLANTING PLANTS ON THE PLANET «GLIESE 667 С С»

С.К. Сеитов

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

sanatren@mail.ru

S.K. Seitov

Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia

sanatren@mail.ru

Аннотация. В настоящее время особенно актуальными становятся задачи выяснения пригодности тех или иных экзопланет к жизни. Возможность произрастания и развития различных видов растений на других планетах представляет практический интерес на перспективу. Это объясняется тем, что съедобные растения могут служить источником питания для людей – переселенцев на другие планеты.

В настоящей работе освещен способ посева семян на экзопланете (на примере «Глизе 667 С С»). В первой части работы раскрыты основные характеристики экзопланеты «Глизе 667 С С». Во второй части представлено описание робота, специализирующегося на посеве семян растений.

Планируется запуск робота на беспилотном космическом аппарате до экзопланеты «Глизе 667 С С», где он высевет семена растений. Затем по видеокамерам специалисты могут наблюдать за ходом прорастания растений (в случае успешности опыта). Сконструированный нами робот для посадки растений включает в себя несущий каркас, управляющее устройство, двигатель, ходовую часть, блок посева семян, блок питания, бур для копания, выполненный с возможностью выкапывания лунки, блок полива и блок внесения удобрения, причем ходовая часть робота содержит передние направляющие колеса и задние движители в виде гусениц. Упомянутый робот обеспечивает снижение негативного воздействия на грунт при посадке растений.

Ключевые слова: экзопланета, индекс подобия Земле, беспилотный космический аппарат, робот, программный алгоритм, посев семян.

Abstract. At the present time, the tasks of clarifying the suitability of certain exoplanets for life are becoming especially urgent. The possibility of growth and development of various plant species on other planets is of practical interest for the future. This is due to the fact that edible plants can serve as a source of food for people who have migrated to other planets.

This work highlights the method of sowing seeds on an exoplanet (for example, Gliese 667 C C). In the first part of the work, the main characteristics of the exoplanet Gliese 667 C C are disclosed. The second part describes a robot that specializes in sowing plant seeds.

It is planned to launch the robot on an unmanned spacecraft to the exoplanet Gliese 667 C C, where it will sow plant seeds. Then, using video cameras, specialists can observe the progress of plant germination (if the experiment is successful). The robot for planting plants we have designed includes a supporting frame, a control device, an engine, a chassis, a seeding unit, a power unit, a digging drill capable of digging a hole, an irrigation unit and a fertilizer

application unit, and the robot's chassis contains the front guide wheels and rear propellers in the form of tracks. Said robot provides a reduction in the negative impact on the ground when planting plants.

Keywords: exoplanet, Earth similarity index, unmanned spacecraft, robot, software algorithm, sowing seeds.

В науке имеется проблема разработки способов выяснения того, пригодна ли та или иная планета к жизни [1]. Особый интерес представляет выбор природных индикаторов, на основе которых можно определять степень пригодности экзопланеты к существованию там живых организмов [2]. Однако, принимая во внимание чрезвычайную удаленность большинства экзопланет от Земли, встает проблема выработки способов проверки пригодности экзопланеты к жизни, в которых непосредственное участие человека не предусмотрено [3]. Из этого вытекает необходимость конструирования робота, которого можно было бы отправить на беспилотном космическом аппарате на экзопланету. Затем отправленный туда робот в автономном режиме бы высаживал семена растений [4]. На базе использования фотокамер можно было бы отслеживать состояние проросших растений, что послужит наглядным доказательством наличия благоприятных условий для развития растительных организмов на экзопланете. Если же ни один из видов растений не прорастет, то это будет свидетельствовать о неблагоприятных условиях экзопланеты, об отсутствии перспектив колонизации такой планеты людьми.

Вопрос освоения человеком экзопланет в условиях обострения экологической ситуации на Земле выступает одним из важнейших направлений космонавтики [5, 6]. Автором предлагаются практические меры по посеву семян растений на другой планете с использованием роботов.

Проект предлагает метод посадки растений на планете «Глизе 667 С С» (Gliese 667 С С) при помощи специальных роботов, специализирующихся на посеве семян растений. Мы исследуем возможности произрастания растений на экзопланете, имеющей высокий уровень схожести климатических параметров с Землей (благодаря наличию атмосферы, 1 % CO₂ и 22 % O₂ в воздухе [7], получению от звезды «Глизе 667 С С» (Gliese 667 С С) энергии, эквивалентной 90 % энергии, приходящей от Солнца к Земле) [8].

Цель работы – разработать способ посева семян растений с помощью робота в экстремальных климатических условиях, имитирующих условия планеты «Глизе 667 С С».

Задачи проекта:

- 1) разработка метода посадки растений на планете «Глизе 667 С С» (с моделированием приближенных условий этой планеты в пустыне Калмыкии);
- 2) создание действующей программы для автономной работы робота;
- 3) сборка прототипа робота, обоснование его эффективности;
- 4) получение результатов полевых испытаний робота.

Гипотеза: если посадить растения с помощью робота на поверхности планеты «Глизе 667 С С», то они выживут и успешно прорастут, что докажет возможность существования и развития жизни на данной планете.

Для имитации среды была выбрана пустыня в Яшкульской пригородной зоне Калмыкии, поскольку она, вероятнее всего, имеет большое сходство с данной экзопланетой.

Цель проекта на перспективу – разработать робота, который будет доставлен на беспилотном космическом аппарате на планету «Глизе 667 С С» для посадки там семян растений.

Новизна проекта состоит в использовании роботов в процессе посева семян растений (джузгуна, сарсазана, пырея). При этом в качестве места посева выбрана другая планета – «Глизе 667 С С». Если раньше такие работы по посеву семян производились вручную или трудом механизаторов, то в нашем проекте отпадает необходимость ручного труда и применения сеялок. Роботы позволяют автоматизировать процесс посева семян и снять большую часть нагрузки с работников. Роботы по заранее заданному

программному алгоритму осуществляют обработку почвы, пробуривание лунок в почве, закладку туда семян, обеспечение их водой, органическими и минеральными удобрениями. Программный алгоритм и конструкция робота являются нашей интеллектуальной собственностью.

Наши планы и обоснование выбора экзопланеты как потенциального места для посадки растений. Для исследования выбор пал на планету «Глизе 667 С С», поскольку она занимает 5-е место в рейтинге потенциально непригодных экзопланет, при этом располагаясь на ближайшем расстоянии к Земле (23,6 св. лет) [9] – по сравнению с 9 другими планетами из рейтинга. Индекс подобия Земле равен 0,84 [9] (таблица).

Характеристика планеты «Глизе 667 С С»

№	Наименование параметра	Значение
1	Созвездие	Скорпион
2	Дата открытия	29.11.2011 г.
3	Расстояние от Земли	22,7 св. года
4	Орбитальный период	28 дней
5	Радиус эффективной орбиты вокруг звезды «Глизе 667 С С»	0,120 а.е., тогда как R эффективной орбиты Земли вокруг Солнца = 0,114 а.е.
6	Эффективная температура (Т)	246 К (или -27°C), тогда как Т на Земле = 249 К (или -24°C).
7	Средняя приповерхностная температура атмосферы	300 К (или $+27^{\circ}\text{C}$); светимость звезды = 1,4 % от солнечной светимости
8	Альбедо	0,30, тогда как альбедо у Земли = 0,36
9	Количество энергии, получаемой от звезды «Глизе 667 С С»	90 % от той энергии, что получает Земля от Солнца
10	Масса планеты	В 3,8 раза больше массы Земли
11	Содержание CO_2 в атмосфере	1 %

При обработке почвы с участием робота для посадки растений в соответствии с настоящим изобретением создаются благоприятные условия для хорошего удерживания корней растений или семян, почва имеет хорошую способность поглощать воду и другие необходимые элементы для здорового роста растения.

Сравнение с существующими отечественными и зарубежными аналогами. Сильными сторонами нашего робота, в сравнении с роботами фирм-конкурентов являются: автономный режим выкапывания лунок, посева семян в такие лунки, заливки удобрений, а также наличие функции по смене зазора между колесами робота, помимо этого, сниженный показатель давления гусениц робота на почву, что способствует сохранению почвенного покрова на обрабатываемых участках.

К полученным результатам работы можно причислить следующие. Конкретизирована методика посева растений роботом, сконструирован робот, разработана вычислительная база для алгоритма работы робота на основе Arduino Uno – с целью задейство-

вания автономного режима робота. Проведены испытания робота по посеву семян в среде, имитирующей предположительные условия планеты «Глизе 667 С С» – в пустыне в Яшкульской пригородной зоне Калмыкии, проведен анализ экономических выгод от применения робота на практике. К ожидаемым результатам проекта можно отнести доработку робота с учетом повышенной силы притяжения на планете «Глизе 667 С С».

Полученные и ожидаемые результаты окажут влияние на развитие междисциплинарных направлений наук – на стыке робототехники, ботаники и космонавтики. Точнее говоря, результаты потенциально могут быть применимы при разработке путей проверки того, насколько пригодной является та или иная планета для жизни живых организмов, в частности, растений. Проект будет способствовать созданию новых НИР в сфере автоматизации технических решений, предназначенных для отправки на другие планеты с целью последующей работы на этих планетах без непосредственного участия человека [10, 11].

Список литературы

1. Ballesteros F.J., Fernandez-Soto A., Martínez V.J. Diving into Exoplanets: Are Water Seas the Most Common? // *Astrobiology*. 2019. Vol. 19 (5). P. 642–654. DOI: 10.1089/ast.2017.1720.
2. Seager S. Exoplanet habitability // *Science*. 2013. Vol. 340 (6132). P. 577–581. DOI: 10.1126/science.1232226.
3. Seo M., Lee W. Approaches for the design of mobile platforms with mobility, economic feasibility, and robustness in lunar environments // 14th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI). 2017. P. 703–705.
4. Design of an autonomous seed planting robot / N. Srinivasan, P. Prabhu, S. Smruthi, N.V. Sivaraman, S.J. Gladwin, R. Rajavel, A.R. Natarajan // *IEEE Region 10 Humanitarian Technology Conference (R10-HTC)*. 2016. P. 1–4.
5. A novel concept for analysis and performance evaluation of wheeled rovers / B. Ghotbi, F. González, J. Kövecses, J. Angeles // *Mechanism and Machine Theory*. 2015. Vol. 83. P. 137–151.
6. Module-based structure design of wheeled mobile robot / Z. Luo, J. Shang, G. Wei, L. Ren // *Mechanical Sciences*. 2018. Vol. 9. P. 103–121.
7. Schulze-Makuch D., Guinan E. Another Earth 2.0? Not So Fast // *Astrobiology*. 2016. Vol. 16 (11). P. 817–821.
8. An empirically derived three-dimensional Laplace resonance in the Gliese 876 planetary system / B.E. Nelson, P. Robertson, M. Payne, S. Pritchard, K.M. Deck, E. Ford, J. Wright, H. Isaacson // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2016. Vol. 455. P. 2484–2499.
9. Результаты моделирования Лаборатории жизнепригодности планет при Университете Пуэрто-Рико в Аресибо / PHL's Exoplanets Catalog – Planetary Habitability Laboratory; UPR Arésibo [Электронный ресурс]. URL: <http://phl.upr.edu/projects/habitable-exoplanets-catalog/media/gliese667cc> (дата обращения: 26.06.2020).
10. Technology for Automation of Weed Control in Specialty Crops / S.A. Fennimore, D.C. Slaughter, M.C. Siemens, R.G. Leon, M.N. Saber // *Weed Technology*. 2016. Vol. 30. P. 823–837.
11. Lingam M., Loeb A. Physical constraints on the likelihood of life on exoplanets // *International Journal of Astrobiology*. 2017. Vol. 17. P. 116–126.

**УНИВЕРСАЛЬНОЕ ПОРТАТИВНОЕ УСТРОЙСТВО
ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКОГО ОТВЕДЕНИЯ МОЧИ
У ЖЕНЩИН**

**UNIVERSAL PORTABLE DEVICE FOR MECHANICAL
DIVISION OF URINE AMONG WOMEN**

С.А. Лебедева

ГНЦ РФ – ИМБП РАН, Москва, Россия

sveta-firefox@yandex.ru

S.A. Lebedeva

SSC RF – IBMP RAS, Moscow, Russia

sveta-firefox@yandex.ru

Аннотация. Было создано устройство для механического отведения жидкого биологического материала у женщин независимо от положения их тела в пространстве. Заявляемый аппарат позволяет провести первые в мире эксперименты в условиях «сухой» иммерсии с участием женщин (имитация эффектов невесомости). Устройство рекомендуется к использованию в других модельных экспериментах, стационарах, космических полётах и подготовке к ним.

Ключевые слова: сухая иммерсия, невесомость, модельные эксперименты, женщины.

Abstract. A device has been created for the mechanical removal of liquid biological material from women, regardless of the position of their body in space. The claimed apparatus makes it possible to carry out the world's first experiments in conditions of "dry" immersion with the participation of women (imitation of the effects of weightlessness). The device is recommended for use in other model experiments, stations, space flights and preparation for them.

Keywords: dry immersion, weightlessness, model experiments, women.

В настоящее время около 600 человек совершили космический полёт, только 64 из них – женщины. С одной стороны это обуславливает большее количество наземных модельных экспериментов, проведённых с участием мужчин, а с другой – создаёт большой задел на исследование адаптации к условиям космического полёта у женщин [1].

Исследования, выполнявшиеся в Институте медико-биологических проблем в течение ряда лет, позволили детально изучить картину гипокинетических нарушений, выделить стадии их развития, раскрыть лежащие в их основе механизмы у испытуемых в модельных экспериментах и у космонавтов мужского пола [2]. В то же время аналогичные модельные эксперименты с участием женщин в мире ещё не проводились. Во многом это было связано с трудностями, вызванными отсутствием адекватного способа мочеиспускания без покидания ванны «сухой» иммерсии – исследовательского стенда, наиболее адекватно воспроизводящего физиологические эффекты коротких космических полётов.

Данную проблему пытались решить несколькими уже существующими способами, известными в медицинской практике. Так, например, в условиях стационара у пациенток применяются прикроватные мочеприёмники («утка» с горлышком по типу «ивовый листок», «медицинское судно»), носимые ножные мочеприёмники и гелевые мочеприёмники по типу памперсов.

Первые предназначены для пациенток, прибывающих в лежачем состоянии, но способных поднять таз, чтобы воспользоваться ёмкостью мочеприёмника. При использовании в ванне «сухой» иммерсии судно приходится «утапливать» в воде – это достаточно трудоёмкий способ, допускающий проливание и расплёскивание. Во втором случае носимые мочеприёмники сочетаются с урологическими катетерами – трубкой, которую вводят в мочевой пузырь через мочеиспускательный канал с целью оттока мочи. Этот способ в медицинской практике используют у малоподвижных пациенток или в случае недержания мочи. Длительность применения этого способа обычно ограничена несколькими днями, либо же связана с достаточно трудоёмкими тактиками замены катетера. Использование гелевых мочеприёмников не инвазивно и может не требовать активного перемещения таза пациентки, однако объём впитываемой жидкости обычно ограничен 750 мл, что ведёт к их частой замене и не позволяет производить адекватный учёт объёма и клинический анализ выделенной жидкости.

Существующие технические проблемы стало возможно решить при помощи нескольких нововведений заявляемой полезной модели:

- Ни в одной из известных конструкций воронок и горлышек мочеприёмников не используется область, оказывающая поперечное давление на малые половые губы в районе клитора. Данное нововведение заявляемой полезной модели позволяет направить наружное отверстие мочеиспускательного канала кпереди, вдоль полости чаши воронки, тем самым направив струю мочи напрямую к отводному отверстию воронки. Это не просто предотвращает расплёскивание, но и избавляет от необходимости последующего применения впитывающих салфеток.
- Небольшой размер заявляемой конструкции воронки позволяет использовать её в условиях, не предполагающих возможность снять предметы нижней одежды или изменить положение тела – лёжа, сидя на плоской поверхности, стоя.
- Заявляемое решение позволяет преодолеть силы тяготения, способствуя отведению мочи по трубке, находящейся в том числе и в вертикальном положении (актуально для наземных экспериментов и тренировок).
- Использование мембранного насоса решает проблему «холостого хода», позволяя без причинения неудобств держать аппарат включённым при отсутствии мочеиспускания.
- Предлагаемый способ сбора мочи позволяет исследователям и врачам произвести учёт объёма и дальнейший клинический анализ жидкого биологического материала *in vitro*, так как собранная жидкость не включает вагинальные выделения.
- В связи с тем, что технология является неинвазивной, она позволяет многократное использование без возможных осложнений и постоянного дискомфорта женщины.

Заявляемая полезная модель позволяет отводить мочу у женщин в различных условиях, не представляющих возможность сделать это при естественном положении тела. Устройство состоит из миниатюрной воронки-мочеприёмника, которая при помощи гибкой силиконовой трубки соединяется с аппаратом, включающим в себя мембранный насос, управляющую плату с микроконтроллером, модуль управления мотором,

переменный резистор, повышающую плату и аккумулятор. С помощью второй силиконовой трубки насос соединён с ёмкостью для хранения и транспортировки мочи. Техническим результатом полезной модели является облегчение самостоятельного сбора жидкого биологического материала женщиной, в независимости от положения её тела в пространстве – стоя, лёжа, сидя на плоской поверхности, будучи погружённой в иммерсионную ванну. Заявляемое устройство позволяет производить мочеиспускание, не снимая одежды, и после не требует использования впитывающих салфеток.

Данные нововведения отражены в патенте на полезную модель RU 197838 U1, автор и патентообладатель Лебедева Светлана Алексеевна.

Возможность, предоставляемая заявляемым аппаратом, позволяет проводить длительные эксперименты в условиях «сухой» иммерсии с участием женщин. Таким образом, впервые будут получены новые данные об адаптационных реакциях женского организма на гравитационную разгрузку, а в будущем – данные о влиянии средств профилактики при длительном воздействии гравитационной разгрузки.

Конструкция устройства позволяет применять его не только в условиях ванн «сухой» иммерсии, но и использовать как многоразовый переносной компактный туалет в других условиях и в других модификациях: в экспериментах с ограниченным пространством (сурдокамера, барокомплекс) или с ограниченной возможностью движения (при положении лёжа или сидя на поверхности, когда нельзя покидать ложемент). Помимо этого, данное устройство может найти своё применение в области пилотируемых космических полётов и использоваться в других гравитационных условиях.

На данный момент качество забора мочи позволяет использовать её для учёта объёма и дальнейшего клинического анализа *in vitro*. Совершенствование заявляемого устройства может включать в себя разработку и включение в аппаратный комплекс системы экспресс-тестирования жидкого биологического материала непосредственно в ёмкости для сбора мочи. Также на уровне ёмкости можно разработать систему переработки (фильтрации) и утилизации жидкого биологического материала.

Список литературы

1. The Impact of Sex and Gender on Adaptation to Space: Executive Summary / Saralyn Mark, Graham B.I. Scott, Dorit B. Donoviel, Lauren B. Leveton, Erin Mahoney, John B. Charles, and Bette Siegel // *Journal of Women's Health*. 2014. Vol. 23, No. 11.
2. «Сухая» иммерсия – наземная модель физиологических эффектов невесомости / Е.С. Томиловская, Т.А. Шигуева, И.В. Рукавишников, И.Б. Козловская // Материалы IX Всероссийской с международным участием конференции с элементами научной школы по физиологии мышц и мышечной деятельности, посвященной памяти Е.Е. Никольского / под общ. ред. И.Б. Козловской, О.Л. Виноградовой, Б.С. Шенкмана. М., 2019.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УНИВЕРСАЛЬНОГО
РОБОТОТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА В ИНТЕРЕСАХ
РАЗВИТИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РОБОТОВ ПОДДЕРЖКИ
КОСМОНАВТОВ В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ**

**USING THE UNIVERSAL OF A ROBOTIC COMPLEX
IN THE INTERESTS OF DEVELOPING ADVANCED ROBOTS
FOR SUPPORTING COSMONAUTS IN SPACE FLIGHT**

Ю.С. Чеботарев

*Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов
им. Ю.А. Гагарина», Звездный городок, Россия*

Y.Chebotarev@gctc.ru

Yu.S. Chebotarev

*Research and Testing Center for Cosmonaut Training named after Yu.A. Gagarin,
Star City, Russia*

Y.Chebotarev@gctc.ru

Аннотация. В докладе рассматриваются предпосылки создания универсального робототехнического комплекса на базе ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», принципы его работы. Рассмотрены основные принципы построения универсального компьютерного стенда робототехнических систем (УКС РТС) и его возможности для проведения эргономических и психофизиологических исследований, а также для получения космонавтами навыков управления различными РТС. Выделены особенности подготовки экипажей к проведению космического эксперимента «Испытатель». Показана уникальная работа космонавтов на борту МКС, впервые управлявших антропоморфной робототехнической системой (АРТС) в режиме телеуправления. Проанализирован опыт применения РТС космического назначения (КН) и показаны перспективы использования подобных систем.

Ключевые слова: космическая робототехника, телеуправление, поддержка деятельности космонавтов.

Abstract. The report examines the prerequisites for the creation of a universal robotic complex on the basis of the Yu.A. Gagarin”, the principles of its work. The basic principles of building a universal computer stand for robotic systems (UKS RTS) and its capabilities for carrying out ergonomic and psychophysiological studies, as well as for gaining the skills of controlling various RTS by cosmonauts are considered. The features of training crews for conducting the Ispytatel space experiment are highlighted. Shown is the unique work of astronauts on board the ISS, who for the first time controlled the anthropomorphic robotic system (ARTS) in the telecontrol mode. The experience of using space RTS (CS) is analyzed and the prospects for using such systems are shown.

Keywords: space robotics, telecontrol, support for the activities of cosmonauts.

Использование антропоморфных роботов космического назначения для поддержания деятельности космонавтов является одним из важных направлений развития космических технологий и техники. Одной из причин необходимости применения робототехнических систем космического назначения является усложнение и увеличение количества работ, выполняемых космонавтами в процессе реализации программы межпланетного космического полета, а также перспектив освоения Луны, Марса и других космических объектов [1]. Таким образом, делегирование ряда операций (рутинных, выполняемых в особо опасных условиях и др.) роботам позволит перераспределить задачи, разгрузит космонавтов, позволит освободить время для решения интеллектуальных и творческих проблем. Актуальность и необходимость развития робототехники космического назначения определены в «Стратегическом развитии Государственного корпорации по космической деятельности „Роскосмос“ на период до 2025 г. и перспективу до 2030 г.», опубликованной в 2017 г.

Разработка и создание АРТС, обеспечивающей выполнение действий, присущих человеку, предполагает их использование для выполнения работ на перспективных космических комплексах, на планетных станциях, в том числе в беспилотном режиме их эксплуатации. На данный момент разработка подобных роботов и технологии их использования находятся на начальном этапе: на МКС были испытаны антропоморфный робот «Robonaut» (совместная разработка NASA и GeneralMotors), и АРТС Skybot-F850, более известный как робот FEDOR. Японское космическое агентство планирует доставить на МКС своего антропоморфного робота, управляемого в копирующем режиме с Земли.

Для проведения исследований и подготовки космонавтов к управлению АРТС в 2018 году в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» (НИИ ЦПК) был принят в эксплуатацию универсальный компьютерный стенд робототехнических систем (УКС РТС). Предложения автора были учтены при создании моделей виртуальной реальности для взаимодействия оператора с АРТС в виртуальной среде. Впервые в российской космонавтике появилась возможность осуществлять подготовку космонавтов профессиональному взаимодействию с РТС КН, а также проводить научно-исследовательскую работу с прототипами АРТС КН на базе НИИ ЦПК.

Созданный в НИИ ЦПК 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, задающих устройств, изучения и уточнения режимов функционирования эргатической системы (ЭС) «космонавт – РТС КН – профессиональная среда деятельности».

Для проведения космического эксперимента (КЭ) «Испытатель» необходимо было в сжатые сроки подготовить российских членов экипажа МКС. Были разработаны виртуальные модели для управления роботом в виртуальной реальности. Далее было разработано методическое обеспечение подготовки космонавтов: разработан курс лекций и практических занятий для подготовки космонавтов к управлению роботом «FEDOR», презентационные материалы, с участием автора была доработана методика поведения КЭ «Испытатель» а также бортовая документация. В результате проведенной в сжатые сроки работы было подготовлена методическая документация, внесены изменения в программно-аппаратную часть научного оборудования.

Подготовка российских космонавтов основного (А.А. Скворцов) и дублирующего (С.Н. Рыжиков) экипажей была осуществлена автором на базе НИИ ЦПК, РКК «Энергия» и г. Байконур. В процессе ряда занятий в НИИ ЦПК космонавты получили теоретические знания и первоначальные навыки профессионального взаимодействия с АРТС КН. При этом космонавты управляли реальным АРТС (технологический макет ТМ-1) и

виртуальным роботом в копирующем режиме с помощью очков виртуальной реальности и задающего устройства копирующего типа, входящих в состав стенда. Результатом проделанной работы явилось успешное проведение КЭ «Испытатель» российскими космонавтами на борту МКС.

По результатам выполнения КЭ «Испытатель» совместно с коллегами из структурного подразделения НИИ ЦПК автором был разработан проект инструментального стенда для проведения подготовки космонавтов и проведения исследований в будущем. Также ведется работа с разработчиками УКС РТС (АО «НПО «Андроидная техника») по усовершенствованию программного обеспечения, дооснащению стенда дополнительным мобильным рабочим местом с облегченным задающим устройством для управления виртуальными и реальными РТС, а также группой роботов [2].

Результаты успешно проведенного КЭ «Испытатель», разработанная методическая документация по подготовке космонавтов управлению АРТС КН и изготовление инструментального стенда на основе разработанного проекта позволяет решать ряд задач: являются основой для подготовки космонавтов к следующим программам полета с участием АРТС КН, позволяют проводить дальнейшее совершенствование УКС РТС, исследования возможностей выполнения типовых операций космонавтом с использованием АРТС КН и эргономические исследования в интересах реализации программ освоения ближнего и дальнего космоса.

Список литературы

1. Применение космических робототехнических систем для поддержки деятельности космонавтов при реализации существующих и перспективных космических программ / В.Н. Дмитриев, Б.В. Бурдин, В.А. Довженко, Ю.С. Чеботарев // Экстремальная робототехника: материалы 30-й Международной науч.-техн. конф. – СПб., 2019. 314 с.

2. Половко С.А., Попов А.В. Перспективы применения гибридных групп мобильных роботов специального назначения // Сборник тезисов международной научно-технической конференции «Экстремальная робототехника и конверсионные тенденции». СПб.: Политехника-сервис, 2018. С. 39–40.

Научное издание

**«ОРБИТА МОЛОДЕЖИ»
И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ**

VI Всероссийская молодежная
научно-практическая конференция

28–30 сентября 2020 г.

Подписано в печать 01.12.2020. Тираж 18 экз.
Усл. печ. л. 30,0. Формат 60×84/16. Заказ № 122/2020.

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии издательства Пермского национального
исследовательского политехнического университета
614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, к. 113.
Тел.: (342) 219-80-33