



АНИ
РОС
КОСМОСА

«ОРБИТА МОЛОДЕЖИ» И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ» ВСЕРОССИЙСКАЯ МОЛОДЕЖНАЯ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

Сборник докладов

18 – 22 сентября 2017, Томск



Государственная корпорация по космической деятельности «РОСКОСМОС»
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Национальный исследовательский Томский политехнический университет»
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт физики прочности и
материаловедения Сибирского отделения Российской академии наук
Акционерное общество «Научно-производственный центр «Полюс»

**«ОРБИТА МОЛОДЁЖИ»
И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ»
ВСЕРОССИЙСКАЯ МОЛОДЁЖНАЯ
НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ**

Сборник докладов

18 – 22 сентября 2017 г.
Томск

Томск
Издательство Томского политехнического университета
2017

УДК 621.78(063)

ББК 39.6л0

О-793

О-793 **«Орбита молодёжи» и перспективы развития российской космонавтики» Всероссийская молодёжная научно-практическая конференция: Сборник докладов.** – Томск: Издательство ТПУ, 2017. – 208 с.
ISBN 978-5-4387-0776-9

Экспертная комиссия:

Коптев Ю.Н.	председатель НТС Госкорпорации «Роскосмос»
Букрин В.В.	главный ученый секретарь НТС Госкорпорации «Роскосмос»
Вучкович А.А.	исполнительный директор по персоналу и социальной политике Госкорпорации «Роскосмос»
Алифанов О.М.	заведующий кафедрой ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»
Бараев А.В.	заместитель генерального директора по научной работе ФГУП «НПО «Техномаш»
Бармин И.В.	председатель Общественного совета Госкорпорации «Роскосмос»
Береснев А.Г.	генеральный директор ОАО «Композит»
Горохов В.Д.	главный конструктор АО «КБХА»
Зимин В.Н.	первый проректор – проректор по научной работе МГТУ им. Н.Э. Баумана
Климов С.И.	руководитель лаборатории исследований электромагнитных излучений отдела физики космической плазмы Института космических исследований РАН
Крившич Е.А.	заместитель директора по проектам операционной эффективности ФГУП «Организация «Агат»
Крикалев С.К.	исполнительный директор по пилотируемым космическим программам Госкорпорации «Роскосмос»
Медведев А.А.	заместитель генерального директора ФГУП ЦНИИмаш
Новиков В.Э.	руководитель экспертной группы НТС Госкорпорации «Роскосмос»
Пайсон Д.Б.	директор Исследовательско-аналитического центра Госкорпорации «Роскосмос»
Псахье С.Г.	директор Института физики прочности и материаловедения СО РАН
Тестоедов Н.А.	генеральный директор АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»
Хартов В.В.	генеральный конструктор по автоматическим космическим системам и комплексам – заместитель генерального директора – начальник центра системного проектирования ФГУП ЦНИИмаш
Чванов В.К.	заместитель генерального директора, главный конструктор АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»
Чернявский А.Г.	советник генерального директора ПАО «РКК «Энергия», председатель Технологической платформы «Легкие и надежные конструкции»
Чубик П.С.	ректор Томского политехнического университета
Яковлев А.Н.	директор Института физики высоких технологий ТПУ
Составление и оформление:	
Коновод А.С.	инженер Института физики высоких технологий ТПУ

УДК 621.78(063)

ББК 39.6л0

Материалы публикуются в авторской редакции.

ISBN 978-5-4387-0776-9

СОДЕРЖАНИЕ

Секция №1

«Космические исследования и использование результатов космической деятельности»

В.А. Фадеев, <u>А.К. Гайсин</u> , З.С. Гибалина КООПЕРАТИВНАЯ СИСТЕМА СВЯЗИ НА БАЗЕ МАЛЫХ СПУТНИКОВ.....	15
А.А. Голицын ДВУХКАНАЛЬНЫЙ ПРИБОР НАБЛЮДЕНИЯ	17
<u>И.О. Гришкевич</u> , К.Э. Любушкин ИНТЕРАКТИВНОЕ ПРИЛОЖЕНИЕ С ЭЛЕМЕНТАМИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КАДРАМИ ВПК.....	19
Н.Т. Дарибаева ОБРАБОТКА МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ И АЭРОЛОГИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ ПУСКОВ РКН ПОСРЕДСТВОМ КОМПЛЕКСНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ.....	21
Г.А. Джиоев ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ СОХРАНЕНИЯ ТРЕХМЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ.....	23
К.М. Зейде ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ СЕГМЕНТАЦИЯ НЕИНЕРЦИАЛЬНЫХ И ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ИМ СИСТЕМ В ЗАДАЧАХ РЕЛЯТИВИСТСКОЙ ЭЛЕКТРОДИНАМИКИ.....	25
<u>А.А. Косторная</u> , И.В. Рублев, Д.Ю. Беляев МЕТОДИКА ПОПИКСЕЛЬНОЙ АВТОМАТИЧЕСКОЙ КЛАССИФИКАЦИИ ОБЛАЧНОГО ПОКРОВА И ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЕГО КОЛИЧЕСТВЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИОМЕТРА AVHRR.....	27
А.В. Галеев, В.А. Заговорчев, <u>М.Я. Кыласов</u> , Д.Н. Михайлов, Э.Р. Садретдинова ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ФОРМИРОВАНИЮ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЛУННОГО РЕАКТИВНОГО ПЕНЕТРАТОРА.....	29
А.К. Лукьянов ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ПОДХОДА К ОПРЕДЕЛЕНИЮ СОДЕРЖАНИЯ ГАЗОВ В АТМОСФЕРЕ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ СПУТНИКОВЫХ СПЕКТРОМЕТРОВ И ПОСТРОЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ КАРТЫ.....	31
А.В. Медведев ТЕХНОЛОГИЯ УПРАВЛЕНИЯ СБОРКОЙ ИЗДЕЛИЙ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ О ПАРАМЕТРАХ СОСТАВЛЯЮЩИХ ДЕТАЛЕЙ И СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ.....	33

М.Г. Мясникова
СЖАТИЕ-ВОССТАНОВЛЕНИЕ СИГНАЛОВ ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ
ИНФОРМАЦИИ..... 35

Р.А. Нургалиева, В.Е. Вавилов
СИСТЕМА ОЧИСТКИ СОЛНЕЧНЫХ ПАНЕЛЕЙ В КОСМОСЕ..... 37

Д.Д. Ожгибесова, А.Л. Мелкишева
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО
ДЛЯ ПОСАДКИ НА КОСМИЧЕСКОЕ ТЕЛО С МАЛЫМ ГРАВИТАЦИОННЫМ
ПОЛЕМ..... 39

А.В. Подлесный
ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛЧМ СИГНАЛОВ ДЛЯ ЗОНДИРОВАНИЯ
ВНЕШНЕЙ ИОНОСФЕРЫ..... 41

А.С. Самохин, М.А. Самохина, Е.К. Мамонтов, Г.Н. Голикова, Д.А. Горбунов
ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ЭКСПЕДИЦИЙ С ВОЗВРАЩЕНИЕМ
К ЗЕМЛЕ КА С КОМБИНИРОВАННОЙ ТЯГОЙ..... 43

А.С. Шугаров, С.А. Нароенков
КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ ОПАСНЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ,
ПРИБЛИЖАЮЩИХСЯ К ЗЕМЛЕ С ДНЕВНОГО НЕБА («СОДА»)..... 45

**Секция №2 «Системные и проектно-конструкторские решения средств
выведения, ракетных двигателей и наземной космической инфраструктуры»**

А.С. Мачихин, А.В. Горевой, В.И. Батшев, Д.Д. Хохлов, А.А. Наумов
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ И ОБОРУДОВАНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО
МАШИННОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА
ТРУДНОДОСТУПНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДСЕ ЖРД..... 49

А.Ю. Володин
ИННОВАЦИОННЫЙ ПРОЦЕСС ЭЛЕКТРОЛИТНО-ПЛАЗМЕННОЙ ОБРАБОТКИ
ВНУТРЕННИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОРПУСОВ ТНА ЖРД..... 51

Д.Н. Галдин
МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИОННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ
ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ В СОСТАВЕ ТНА ЖРД..... 53

А.Н. Дюков, А.Ю. Пилипенко, Е.Ю. Прокопов
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА АНАЛИЗА ТМИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПРИЕМО-
СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ СУ РКТ..... 55

В.В. Евстратько, Н.А. Волков, Т.А. Зубов, И.Ю. Тихоненко, А.С. Камышникова
МОДУЛЬ ОБРАБОТКИ ПОЛЕЗНОЙ ПОЛОСЫ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ..... 57

<u>А.Н. Ефремов</u> , А.Г. Тимаров ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ, ПРОТЕКАЮЩИХ В СТЕНДЕ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИМИТАЦИЕЙ ВЫСОТНЫХ УСЛОВИЙ.....	59
<u>О.И. Золотухина</u> , Е.Л. Тунаев ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕТРА, ОГРАНИЧИВАЮЩИЕ ПУСКИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ В РАЙОНЕ КОСМОДРОМОВ «БАЙКОНУР» И «ВОСТОЧНЫЙ».....	61
<u>Р.О. Ишаев</u> , Н.С. Маркелов ПРОФИЛИРОВАНИЕ И РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ РАДИАЛЬНО-ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ.....	63
<u>Д.И. Климов</u> , Д.И. Косарев, Т.Т. Мамедов ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ В ЧАСТИ ТЕРМО-ВИДЕОТЕЛЕМЕТРИИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	65
А.П. Кожевникова ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАПРАВКИ АГРЕГАТНОГО МОДУЛЯ НА ЗАПРАВОЧНОЙ СТАНЦИИ КОСМОДРОМА ПЛЕСЕЦК.....	67
<u>Т.Ч. Колбая</u> , А.А Шостак КОМПЛЕКСНАЯ АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	69
<u>О.А. Коршунова</u> , Е.Е. Колодкина СПОСОБ ГРАДУИРОВКИ ЕМКОСТИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЕЕ ОБЪЕМОВ, СООТВЕТСТВУЮЩИХ ПОЛОЖЕНИЮ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК ПО ИХ ВЫСОТЕ.....	71
<u>К.В. Косовягин</u> , Н.И. Лимонов, В.С. Левин ГАЗОГЕНЕРАТОР МНОГОЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ВОЗДУШНОЙ БАЛЛАСТИРОВОККОЙ.....	73
В.А. Лоховин РАЗВИТИЕ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ НА ПРИМЕРЕ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМЫ ЕДИНОГО ВРЕМЕНИ КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ».....	75
И.С. Маниковский СТАБИЛИЗАТОР ТОКА НАГРЕВАТЕЛЯ КАТОДА ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	77
<u>М.К. Сейдагалиев</u> , Р.В. Генаев СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЕМЕЙСТВА «АНГАРА».....	79

А.Р. Алиев РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПНЕВМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	81
---	----

**Секция №3 «Динамика полета, системы управления ракетно-космической
техникoй, пилотируемые космические полеты»**

К.А. Богданов АЛГОРИТМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО ЗАМЫКАНИЯ МОД ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ MULTI-INPUT MULTI-OUTPUT СИСТЕМ.....	85
---	----

Е.А. Воробьева УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИЛ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ.....	87
--	----

<u>М.А. Козловский</u> , Д.А. Скуридина, В.А. Костюк РЕСУРСОСБЕРЕГАЮЩАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ХРАНЕНИЯ ПЛОДООВОЩНОЙ ПРОДУКЦИИ С ПОМОЩЬЮ ГАЗОСЕЛЕКТИВНОГО МЕМБРАННОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ ТРЕКОВОЙ МЕМБРАНЫ.....	89
---	----

С.В. Левин РАЗРАБОТКА СПОСОБА ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ ПРИ НАЛИЧИИ НЕНАБЛЮДАЕМЫХ НЕУСТОЙЧИВЫХ СТЕПЕНЕЙ СВОБОДЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	91
---	----

М.Т. Лычкин ИННОВАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ.....	93
---	----

А.А. Ляпин АВТОМАТИЗАЦИЯ ИНЖЕНЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ ОТРАБОТКИ И ТЕСТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНЫХ МОДУЛЕЙ РАСЧЕТА И КОНТРОЛЯ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ.....	95
--	----

В.В. Некрасов ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА ДЛЯ ВЫСОКОДИНАМИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	97
--	----

П.П. Поляков УПРАВЛЕНИЕ ОТДЕЛЯЮЩИМИСЯ ЧАСТЯМИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ.....	99
---	----

А.А. Прутько МОДЕЛЬНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ.....	101
---	-----

А.В. Сумароков
АЛГОРИТМ УСКОРЕННОГО ПОСТРОЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ГРУЗОВЫХ
И ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ СЕРИЙ «СОЮЗ МС» И «ПРОГРЕСС МС».....103

**Секция №4 «Целевая аппаратура космических аппаратов, системные и проектно-
конструкторские решения космических аппаратов различного назначения»**

В.И. Бекузин, В.В. Айгузина, Р.Д. Каримов
СВЕРХВЫСОКОСКОРОСТНЫЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МИКРОМАШИНЫ
ДЛЯ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ107

Н.Н. Голдобин, А.С. Евдокимов
МЕТОДИКА СОЗДАНИЯ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ И РАСЧЕТА
КРУПНОГАБАРИТНОГО ТРАНСФОРМИРУЕМОГО СЕТЧАТОГО РЕФЛЕКТОРА
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....109

А.В. Кононистов, В.Н. Лутков
ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВИБРОПРИВОДОВ С УПРАВЛЯЕМЫМИ
ПАРАМЕТРАМИ ВИБРАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ В СТЕНДАХ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ
ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ111

Е.С. Лепёшкина, С.А. Чекмарёв
МЕТОД ВНУТРИКРИСТАЛЬНОГО ИНЪЕКТИРОВАНИЯ СБОЕВ В РЕАЛЬНОМ
ВРЕМЕНИ ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ СБОЕУСТОЙЧИВЫХ МИКРОПРОЦЕССОРОВ
ТИПА СИСТЕМА-НА-КРИСТАЛЛЕ113

И.С. Вавилов, А.И. Лукьянчик, П.С. Ячменев
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАНЕВРИРУЮЩИХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ РАЗРАБОТКИ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ,
КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ, РЕЖИМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ, ТЕОРЕТИЧЕСКИХ
И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ АММИАЧНЫХ КОРРЕКТИРУЮЩИХ
ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК В СОСТАВЕ МНОГОЦЕЛЕВЫХ СПУТНИКОВЫХ
ПЛАТФОРМ.....115

М.О. Макеев, В.Ю. Синякин, С.А. Мешков
РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ
НАДЁЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЫ НА ОСНОВЕ НАНОРАЗМЕРНЫХ АЗВ5
РЕЗОНАНСНО-ТУННЕЛЬНЫХ ГЕТЕРОСТРУКТУР ДЛЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ
СИСТЕМ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКОЙ.....117

Д. Ю. Максимов
АЗОТНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ КОНТРОЛЯ МОНТАЖА ОПТИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ
ОТРАЖАТЕЛЕЙ МЕТОДОМ ЗАХОЛАЖИВАНИЯ.....119

М.Е. Полонский, Д.И. Проскуряков, Д.С. Шевченко, М.А. Ельчанинов
ТЕХНОЛОГИЯ СТУПЕНЧАТОГО ПОВЕРХНОСТНОГО МОНТАЖА ОТЕЧЕСТВЕННОЙ
ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ РОССИЙСКИХ КОМПОНЕНТОВ121

И.Ф. Саяхов
РАЗРАБОТКА ПРИВОДА ДЛЯ СТЫКОВОЧНЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ.....123

М.В. Синева, С.Ю. Юрчук, А.А. Краснов, А.И. Кочкова
БЕТАВОЛЬТАИЧЕСКАЯ БАТАРЕЯ КАК ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ИСТОЧНИК
ПИТАНИЯ БОРТОВОЙ ТЕХНИКИ В КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ.....125

А.В. Соловьёв, А.И. Логачёв, А.Е. Захаров, Г.А. Даниелов
ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ДАТЧИКИ:
РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ ПРОТОТИПОВ.....127

З.А. Юдина, С.О. Бойко, С.С. Бойков, А.А. Гришин
РАЗРАБОТКА ПРЕЦИЗИОННЫХ УСТРОЙСТВ ИСПОЛНИТЕЛЬНОЙ АВТОМАТИКИ
ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СО СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ
НЕ МЕНЕЕ 15,5 ЛЕТ.....129

**Секция №5 «Развитие ракетно-космической промышленности и
производственных технологий»**

Ю.О. Баданина, В.С. Башкарев, А.А. Дроздов
ПРОГРАММНО-АППАРАТНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ КОМПЕНСАЦИИ
ВЕСОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ
ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ РЕФЛЕКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....133

Ю.А. Балясов
УПРАВЛЕНИЕ КОМПЛЕКТАЦИЕЙ ЗАКАЗОВ В УСЛОВИЯХ
МНОГОНОМЕНКЛАТУРНОГО ЕДИНИЧНОГО И МЕЛКОСЕРИЙНОГО
ПРОИЗВОДСТВА.....135

И.А. Беляева
ГИБРИДНЫЕ И КОМБИНИРОВАННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ
ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....137

Е.Н. Бойко, М.Н. Григорьев, А.А. Кириллов, М.Н. Охочинский
РАЗВИТИЕ ЭКСПОРТНОГО ПОТЕНЦИАЛА РОССИЙСКОЙ РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ В ЮГО-ВОСТОЧНОЙ АЗИИ
НА СОВРЕМЕННОМ ИСТОРИЧЕСКОМ ЭТАПЕ.....139

М.Н. Давыдов
ВИХРЕТОКОВЫЙ КОНТРОЛЬ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВТ-МАТРИЦ.....141

В.Г. Долгополов
ТЕХНОЛОГИИ КОРРЕКЦИИ СВОЙСТВ ЛИТЕЙНЫХ СПЛАВОВ
ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОТЛИВОК ДЕТАЛЕЙ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ.....143

<u>М.Т. Дорофеев</u> , В.Н. Сокольников, Ю.С. Смотров ПОВЫШЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МОЧЕВИННЫХ СТЕРЖНЕЙ И ВЫПЛАВЛЯЕМЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ СЛОЖНО ПРОФИЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ РКТ ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ.....	145
<u>А.А. Елисеев</u> , А.Н. Иванов, Т.А. Калашникова, А.А. Пожарницкий РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА.....	147
А.А. Елисеев РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ СВАРКИ ТРЕНИЕМ С ПЕРЕМЕШИВАНИЕМ С УЛЬТРАЗВУКОВЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ НЕРАЗЪЁМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ МАТЕРИАЛОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ.....	149
<u>С.А. Ерёмкин</u> , Д.А.Ерёмкин, Д.Ю. Казаков РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ УСТАНОВКИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УЛЬТРАЗВУКОВОГО КОНТРОЛЯ СВАРНЫХ ШВОВ И ТЕЛ СЛОЖНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ.....	151
М.Е. Комнатнов, <u>А.В. Демаков</u> , А.В. Бусыгина, С.А. Тернов, А.В. Осинцев, А.А. Собко КЛИМАТИЧЕСКАЯ ЭКРАНИРОВАННАЯ ТЕМ-КАМЕРА ДЛЯ СОВМЕСТНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....	153
<u>В.А. Красновейкин</u> , Д.А. Дерусова, А.В. Чумаевский, Н.М. Горелова РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ И МЕТОДИК ВИБРОАКУСТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА КОМПОЗИТОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И КОНСТРУКЦИЙ ИЗ НИХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СКАНИРУЮЩЕГО ЛАЗЕРНОГО ДОПЛЕРОВСКОГО ВИБРОМЕТРА.....	155
Д.А. Кудрявцева ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА РЕЗОНАНСНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ДАВЛЕНИЯ С УЛУЧШЕННЫМИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	157
<u>Ли Линь</u> , Мостовщиков А.В., Блошкина А.И. ЛАЗЕРНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПРОЦЕССОВ.....	159
<u>Р.С. Пальков</u> , А.О. Кузнецов РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА И ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ДЕФЕКТА В ВИДЕ РАЗНОРАЗМЕРНЫХ ШАРОВ В СБОРКЕ ГИРОМОТОРА.....	161
Р.Н. Сергеев ПРЕЦИЗИОННАЯ КОНТРОЛЬНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ ЦИФРОВОЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ.....	163

Б.И. Иванов, В.К. Апальков, <u>Д.Б. Смирнов</u> РЕДУКТОР НА БАЗЕ ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ЖЕСТКИМИ ЗВЕНЬЯМИ.....	165
Ю.С. Сорых СИСТЕМА СБОРА И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ (МОДУЛЬ «УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ»).....	167
В.А. Туркова РАЗЛИЧНЫЕ СПОСОБЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ БЕЗОПАСНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ С КОНЦЕНТРАТОРОМ НАПРЯЖЕНИЙ И ПОВРЕЖДЕННОСТЬЮ, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕЙ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ЦИКЛИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ.....	169
<u>С.А. Чичков</u> , А.В. Смирнов РАЗРАБОТКА СПЕЦИАЛЬНЫХ СВАРОЧНЫХ ГОЛОВОК НОВОЙ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СВАРКИ ПНЕВМОГИДРОСИСТЕМ РН И КА Ø 25-45 И 45-70 ММ.....	171
<u>И.А. Шикова</u> , А.Г. Вараксин, Н.В. Густинович, Б.В. Чернышев НАУЧНАЯ АППАРАТУРА ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ВЫСОКООДНОРОДНЫХ И СОВЕРШЕННЫХ КРИСТАЛЛОВ ПОЛУПРОВОДНИКОВ ВЕРТИКАЛЬНЫМ МЕТОДОМ БРИДЖМЕНА В КОСМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ.....	173
Секция №6 «Новые материалы и вещества для применения в ракетно- космической технике»	
<u>А.П. Андрейчик</u> , Д.Б. Золотухин, Ю.Г. Юшков КЕРАМИЧЕСКИЕ ЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ, НАНОСИМЫЕ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВЫМ ИСПАРЕНИЕМ КЕРАМИКИ В УСЛОВИЯХ ФОРВАКУУМА.....	177
О.А. Болотникова ПОЛУЧЕНИЕ КАРБИДА КРЕМНИЯ В ПЛАЗМЕ ДУГОВОГО РАЗРЯДА ПОСТОЯННОГО ТОКА.....	179
Н.О. Голубовская РАЗРАБОТКА СПОСОБА ОЧИСТКИ ГАЗОВОЙ СРЕДЫ В ПРОЦЕССЕ ВЫРАЩИВАНИЯ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ МОНОКРИСТАЛЛОВ.....	181
<u>С.Ю. Жарков</u> , Е.В. Рыбалко, А.В. Иванова ЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ СИСТЕМЫ Al-Si-N ДЛЯ СТЕКОЛ ИЛЛЮМИНАТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	183
Т.О. Зинченко РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	185

Д.Ю. Давыдович, М.М. Дронь, К.И. Жариков, <u>Ю.В. Иордан</u> СЖИГАНИЕ ИЛИ МЕЛКОЕ ДИСПЕРГИРОВАНИЕ СТВОРОК ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЗА СЧЕТ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ПОДВОДА ТЕПЛА ПРИ ДВИЖЕНИИ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА.....	187
О.Ю. Кустов ЭФФЕКТИВНОСТЬ КОМПОЗИЦИИ ИЗ СМАЗОЧНОГО МАСЛА, НАНОПОРОШКА ОКСИДА АЛЮМИНИЯ И ПОВЕРХНОСТНО-АКТИВНОГО ВЕЩЕСТВА ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ТРЕНИЯ.....	189
Я.А. Бондаренко ОСВОЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО ГЕКСАБОРИДА ЛАНТАНА В ФГУП «ОКБ «ФАКЕЛ».....	191
<u>И.А. Пащин</u> , А.А. Сержант, Е.В. Харлова, Д.И. Лютак РАЗРАБОТКА КОМБИНИРОВАННОГО ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩЕГО ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОМПЛЕКСА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ.....	193
<u>Ю.А. Пчельникова</u> , О.А. Нечаева АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ЗАКАЛКИ НА СВОЙСТВА ХРОМОНИКЕЛЕВОЙ СТАЛИ ЭП750-Ш, ИСПОЛЬЗУЕМОЙ В ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗДЕЛИЙ ЖРД.....	195
В.А. Самофал ПРИМЕНЕНИЕ НАНОПОКРЫТИЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	197
<u>К.Г. Скворцов</u> , Д.А. Федотов, В.М. Сахоненко ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ СТЕКЛОПЛАСТИКА В РАЙОНЕ ПРОКОЛОТЫХ ОТВЕРСТИЙ.....	199
<u>С.П. Смолев</u> , В.Д. Позднякова, С.О. Пилюгин ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ВСПЕНЕННЫХ МЕТАЛЛОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	201
А.П. Сапожников, <u>А.А. Таскинбаев</u> ВНЕДРЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПОРОШКОВ ЖАРОПРОЧНЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СПЛАВОВ В ПРОИЗВОДСТВО ОСОБО ОТВЕТСТВЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	203
Е.В. Форт ВЛИЯНИЕ ДИСПЕРСНОСТИ ЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛАЗЕРНОГО ЗАЖИГАНИЯ ПИРОТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА НА ОСНОВЕ ПЕРХЛОРАТА АММОНИЯ И АЛЮМИНИЯ.....	205

Ю.А. Щетинин
РАЗРАБОТКА МЕДНОМАТРИЧНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА
КОНСТРУКЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ПОВЫШЕННОЙ
ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬЮ.....207

Секция №1

«КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ»

Председатель секции:

Пайсон Д.Б., директор исследовательско-аналитического центра Госкорпорации
«РОСКОСМОС».

Эксперты:

Громыко А.Ю., исследовательско-аналитический центр Госкорпорации «РОСКОСМОС»;

Шерстнев В.С., доцент кафедры ИСТ ИК ТПУ;

Яковлев А.Н., директор Института физики высоких технологий ТПУ.

КООПЕРАТИВНАЯ СИСТЕМА СВЯЗИ НА БАЗЕ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

В.А. Фадеев, А.К. Гайсин, З.С. Гибалина
Научный руководитель: профессор, д. ф.- м. н. А.Ф. Надеев
КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева,
Россия, г. Казань, ул. К. Маркса, 10, 420111
E-mail: akgaisin@gmail.com

В настоящее время формат малых спутников CubeSat широко используются в науке и образовании. Одним из перспективных направлений исследований в этой области является повышение пропускной способности канала связи. Преимущества спутников данного формата такие, как низкие затраты на производство и вывод на орбиту, являются причиной существенных ограничений – малые размеры не позволяют разместить производительную систему электропитания, антенную систему и приемопередатчик с высоким коэффициентом усиления. Вследствие этого пропускная способность канала связи недостаточна для использования в прикладных задачах. Одним из перспективных решений данной проблемы является использование группировки спутников малых форматов и алгоритмов распределенной связи.

В предложенном проекте рассматривается частотный диапазон 2,4 ГГц, как наиболее активно используемы в текущих проектах CubeSat. Также проводилась оценка диапазонов 146/430 МГц как возможное приложение для телеметрии.

В предыдущих работах авторов было показано, что для восходящей линии при использовании передатчиков с мощностью до 15 Вт, зеркальной антенны с коэффициентом усиления 35 дБи и полосы частот 10 МГц для несущей частоты 2.4 ГГц, мы можем рассчитывать на отношение сигнал/шум до 26 дБ. Для нисходящего канала в той же полосе частот с мощностью передачи 1 Вт, коэффициентом усиления антенны равным 7.3 дБи достижимое отношение сигнал/шум 8 дБ. Также было показано, что OQPSK (квадратурная фазовая манипуляция со сдвигом) является наиболее перспективной модуляцией в терминах вероятности битовых ошибок (BER – Bit Error Ratio), а, следовательно, позволяет уменьшить отношение сигнал-шум при заданной BER = 10^{-4} которая является достаточной, в том числе для передачи голосовой информации [1].

Для моделирования канала связи в соответствии с [2] использовалась комбинация логонормального замирания и замирания Райса. В ходе моделирования рассматривались два крайних случая: сильные замирания и слабые замирания. Также для схемы с пространственным разнесением использовался асимметричный канал, в котором были слабые замирания на одном пути распространения и сильные замирания на другом.

В целях повышения пропускной способности спутникового канала предложено использовать кооперативную систему связи рис.1., базирующуюся на блочных методах пространственно-временного кодирования.

Так хорошо известная схема Аламоути представляется одной из самых перспективных для достижения лучших показателей BER [3]:

$$S_{t_1, t_2} = \begin{bmatrix} c_1 & c_2 \\ -c_2^* & c_1^* \end{bmatrix},$$

где S_{t_1, t_2} - матрица передаваемых символов c , а строки соответствуют временным слотам, во время которых символы комбинируются между двумя антеннами. При стабильном и производительном межспутниковом канале со сверхмалыми задержками, два спутника можно рассматривать, как одно устройство. Для межспутниковой связи предлагается использовать

модуляции высокого порядка (8-PSK, 16-QAM). Фазовая синхронизация может быть обеспечена при помощи глобальных навигационных систем.

В ходе исследований были проведены моделирования для различных сценариев кооперативной связи и различных условиях замираний на двух нисходящих каналах связи. Как видно из рис. 2, схемы с множественным пространственным разнесением (MIMO – Multiple Input Multiple Output и MISO - Multiple Input Single Output) превосходят в разы доступ по классической схеме SISO (Single Input Single Output) в терминах помехоустойчивости, а значит и энергетической эффективности и пропускной способности.

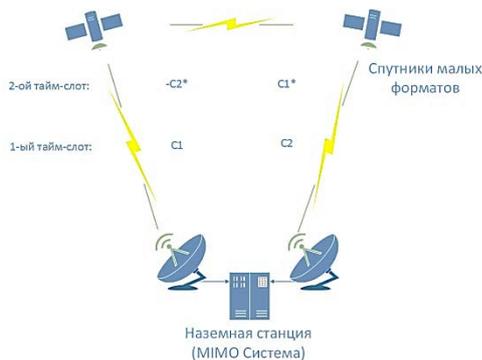


Рис. 1. Кооперативная система спутниковой связи

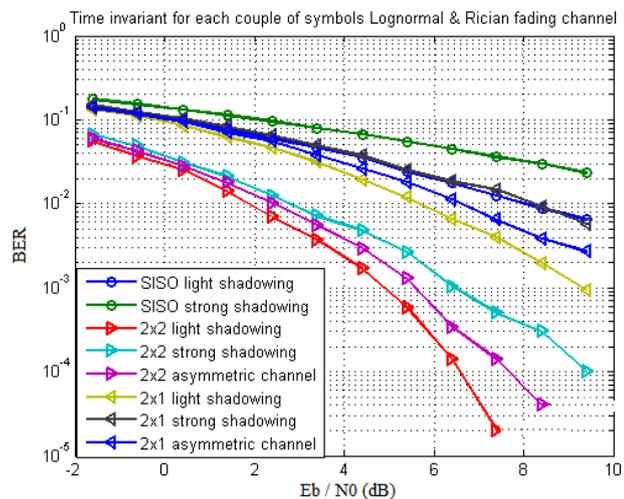


Рис.2. Кривые битовых ошибок для схем пространственного разнесения Аламути

Также авторами была проведена оценка возможных энергетических выигрышей при совместном использовании техник канального кодирования и пространственно-временного кодирования. Результаты моделирования показали, что для нисходящей линии рекомендуется использовать код LDPC (Код с малой плотностью проверок на чётность), т.к. его возможности превосходят перфорированные Turbo-коды, и для его реализации необходимы меньшие вычислительные затраты.

Полученные результаты показали, что использование кооперативных схем является перспективным направлением для систем связи на базе малых космических аппаратах. Также в дальнейшем данный метод может быть использован при разработке низкоорбитальных систем глобальной спутниковой связи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. V. Fadeev, A. Gaysin, M. Hennhöfer. Survey of modulation and coding schemes for application in CubeSat systems. Systems of Signal Synchronization, Generating and Processing in Telecommunications, IEEE, 2017.
2. Giovanni E. Corazza and Francesco Vatalaro, A statistical model for land mobile satellite channels and its application to nongeostationary orbit systems, Transactions on Vehicular Technology, vol. 43, no. 3. August 1994.
3. Z. Guo-zhen, H. Bao-hua, M. Jing, One scheme of cooperative diversity with two satellites based on the alamouti code, IEEE 2010.

ДВУХКАНАЛЬНЫЙ ПРИБОР НАБЛЮДЕНИЯ

А.А. Голицын

Научный руководитель: профессор, д.ф.-м.н. А.К. Дмитриев
Филиал ИФП СО РАН «КТИПМ»,
Россия, г. Новосибирск, пр. Лаврентьева, 2/1, 630090
E-mail: aag-09@yandex.ru

От оснащённости техническими средствами напрямую зависит эффективность выполнения поисковой или спасательной операции. Использование специальных приборов позволяет затрачивать меньшее количество времени на операцию и использовать меньше количество личного состава [1].

Одним из средств, упрощающих проведение поисково-спасательной операции, может являться прибор наблюдения, позволяющий вести наблюдение в дневных, в ночных условиях видимости, а также при наличии неблагоприятных условий, таких как дым, туман или пыль, затрудняющих наблюдение. Таковым является двухспектральный прибор наблюдения, получающий изображение местности одновременно в видимом спектральном диапазоне и в тепловом [2].

Наблюдение может осуществляться при обеспечении посадки пилотируемого или грузового космического модуля, во время поиска фрагментов космических аппаратов или носителей, а также при мониторинге территории космодрома или иного режимного объекта с целью обеспечения его безопасности.

Объединение и одновременное использование нескольких разнесспектральных каналов и совмещение соответствующих изображений дает единую, быстро воспринимаемую картину наблюдаемого пространства, что позволяет с большей вероятностью (и достоверностью) обнаруживать и распознавать цели различного характера. Нередки ситуации, когда наблюдаемый объект лучше всего виден в тепловом диапазоне, но в этом диапазоне не видны детали фона, или иные объекты, хорошо видимые в видимом диапазоне.

В ходе работы по созданию двухспектрального прибора наблюдения в Институте физики полупроводников (г. Новосибирск) были достигнуты следующие основные результаты:

- 1) Разработан универсальный тепловизионный канал [3], применяемый в настоящее время в приборах, серийно выпускаемых Институтом;
- 2) Разработан активно-импульсный [4, 5] прибор наблюдения видимого диапазона, позволяющий вести наблюдения в условиях дыма и тумана;
- 3) Разработан способ комплексирования нескольких изображений в едином поле зрения, позволяющий объединить на одном экране тепловое и видимое изображения одних и тех же объектов;
- 4) Реализован алгоритм автоматической фокусировки объектива тепловизионного прибора наблюдения и прибора наблюдения видимого диапазона.

По результатам испытаний двухспектрального прибора будет произведена необходимая доработка либо модернизация, для повышения удобства использования прибора и повышения качества его работы с учетом полученных замечаний и рекомендаций. В дальнейшем планируется серийное производство.

Перспективы использования прибора – проведение поисковых и спасательных операций, наблюдение обстановки в процессе движения кортежа или армейской колонны, охрана государственной границы или периметра охраняемой территории. Прибор может быть использован в качестве поискового при обеспечении посадки пилотируемых или грузовых космических модулей, для наблюдения старта, а также для осуществления мониторинга территории космодрома.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Голицын А.А. Возможности применения тепловизионных приборов в поисковых и спасательных операциях // Совершенствование системы управления, предотвращения и демпфирования последствий чрезвычайных ситуаций регионов и проблемы безопасности жизнедеятельности населения: сборник материалов Международного научного конгресса "Сиббезопасность-Спасиб-2014". – Новосибирск, 2014. – С. 34–36
2. Голицын А.А. Глазом тепловизора // Наука из первых рук. – 2014. – Т. 57-58. – № 3-4. – С. 198–203
3. Голицын А.А., Голицын А.В., Журов Г.Е., Цивинский М.Ю., Чибурун С.Д., Яшина Т.В. Тепловизионный канал на базе неохлаждаемой матрицы микроболометров // Оптический журнал. – 2013. – Т. 80. – №6. – С. 8–13
4. Голицын А.А., Сейфи Н.А. Активно-импульсные приборы обнаружения потенциальных угроз // Материалы Двадцать третьей Всероссийской научной конференции студентов-физиков и молодых ученых (ВНКСФ-23) – Екатеринбург, 2017. – С. 263
5. Голицын А.А., Сейфи Н.А. Визирный канал активно-импульсного прибора обнаружения потенциальных угроз противника // Наука. Промышленность. Оборона: труды XVII Всероссийской научно-технической конференции в 4 т. – Новосибирск, 2016. – Т. 2. – С. 195–198

ИНТЕРАКТИВНОЕ ПРИЛОЖЕНИЕ С ЭЛЕМЕНТАМИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КАДРАМИ ВПК

И.О. Гришкевич, К.Э. Любушкин

Научный руководитель: старший преподаватель С.А. Чириков
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
Россия, Санкт-Петербург, 1 Красноармейская ул., д. 1, 190005

E-mail: freerocketman@rambler.ru

Постоянное повышение темпа развития науки и техники неминуемо приводит к усложнению технических систем, знание и понимание которых является базой для студентов и молодых специалистов в области ВПК. В работе описаны методы и предложения по разработке учебного интерактивного приложения, в основе которого лежат современные технологии 3D визуализации и виртуальной реальности (VR). Учебное пособие такого рода способно дать пользователю полное описание и представление об устройстве и принципах работы изучаемого технического изделия. Предлагаемая концепция несет в себе следующие преимущества:

- решение проблемы нехватки материальной базы в учебных заведениях;
- возможность изучения образцов зарубежной техники;
- возможность изучения проектируемых образцов техники;
- решение проблемы режима, путем замены или скрытия секретных элементов изделия;
- возможность переноса приложения на портативные устройства, такие как планшетный компьютер или смартфон.

Подход к решению поставленной задачи заключается в использовании современного игрового ядра «Unity». Разработка учебного приложения была выполнена в несколько этапов. В качестве изучаемого изделия была принята немецкая ракета «Тайфун – Ф».

На первом этапе была разработана полигональная 3D модель изделия, выполненная в таких пакетах, как «NX» и «Blender». Вторым этапом стала разработка структуры учебного приложения. Было принято решение разделить пакет на два модуля.

Первый модуль выполнен в виде динамической презентации. В ней пошагово приводится вся информация об изделии. Переход между информационными блоками сопровождается движением камеры по изделию. В завершении блока, пользователю предлагается тест по результатам которого выставляется оценка.

Второй модуль позволяет изучать изделие в режиме свободного обзора. Пользователь начинает работу в комнате, по центру которой расположено изделие, на стенах комнаты представлены чертежи и информационный экран. Интеграция интерфейса VR позволяет пользователю максимально ощутить свое присутствие рядом с изделием (рис. 1). Пользователю доступна полная свобода обзора по всем направлениям. Для удобства, управление осуществляется с помощью джойстика. Пользователь может свободно передвигаться по всему рабочему пространству, используя аналоговый стик.

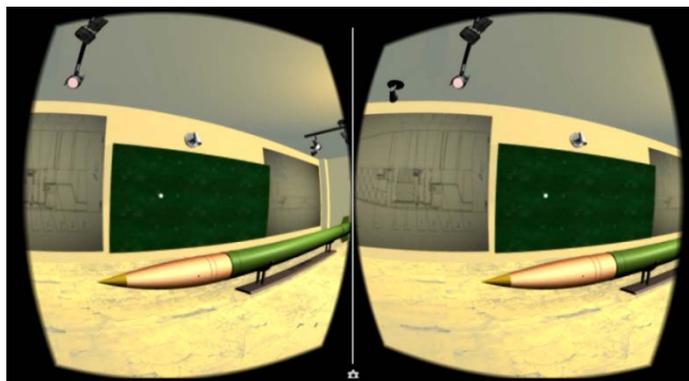


Рис. 1. Визуализация в шлеме

В центре экрана расположена белая точка – индикатор, размер которой увеличивается при наведении на объект. Таким образом, пользователь делает элемент активным. При нажатии первой клавиши, на информационном табло появится вся информация о выбранном объекте. Используя аналоговый стик, выбранный объект можно переместить в нескольких направлениях, таким образом, выполняя сборку и разборку изделия. При этом, пользователь открывает доступ к остальным конструктивным элементам объекта (рис. 2).

При взгляде на головную или хвостовую часть ракеты, индикатор в центре экрана меняет свой цвет на светло-зеленый. Это означает, что пользователь может активировать анимацию, которая продемонстрирует последовательную соосную разборку изделия.

За перемещение пользователя по комнате и движение объектов отвечают соответствующие скрипты, принцип работы которых довольно прост. Вначале, считываются координаты игрока или объекта в данный момент времени. В зависимости от того в какую сторону отклонился стик, алгоритм меняет начальные координаты на время отклонения стика умноженную на постоянную отвечающую за скорость передвижения.

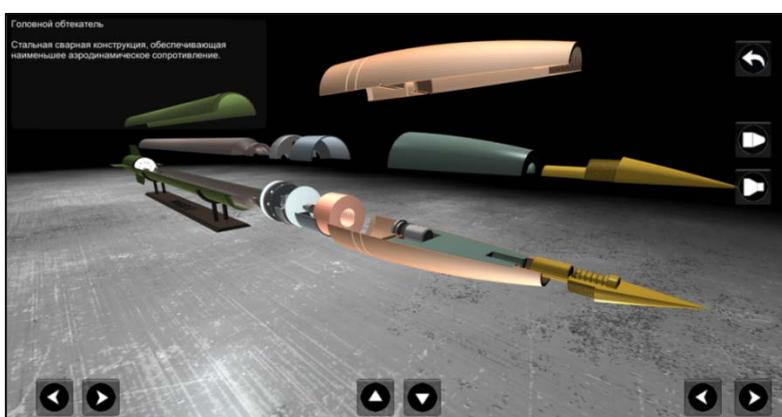


Рис. 2. Разборка изделия

Система анимации в Unity позволяет генерировать достаточно корректные перемещения объектов с возможностью контроля всех аспектов (время, скорость и др.). При проигрывании анимации, объект передвигается в заранее заданные координаты. Подбор этих координат осуществлялся вручную и занял наибольшее количество времени.

В результате работы были достигнуты следующие результаты. Получен опыт переноса современных технологий VR, используемых в игровой индустрии, в плоскость образовательной деятельности. Практическим результатом послужило создание концепции учебного приложения и ее реализация в виде интерфейса, который позволяет без особого труда заменять информационные блоки и, следовательно, объект изучения.

Резюмируя, можно сказать, что интерактивные пособия пока еще не способны полностью заменить «живое железо». Однако, разумное совмещение обоих подходов позволит снабдить учащегося полным спектром существующих технических решений в обозреваемой области техники.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузнецов К. Реактивное оружие Второй Мировой. – «ЭКМО», Москва, 2010 г.
2. Goldstone W. Unity Game Development Essentials. – Unity Game Development Essentials, 2009.
3. Hocking J. Unity in Action: Multiplatform Game Development in C#. – Manning, 2015.

ОБРАБОТКА МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ И АЭРОЛОГИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ ПУСКОВ РКН ПОСРЕДСТВОМ КОМПЛЕКСНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Н.Т. Дарибаева

Научный руководитель: доцент, Н.Н. Кулепётова
Филиал «Восход» Московского Авиационного Института,
Россия, г. Байконур, ул. Гагарина, 5, 468320
E-mail: Nurz_dar7@mail.ru

Состояние погодных условий и особенно резкое их изменение является существенным фактором при выполнении космических программ. Поэтому при проектировании составных частей ракет космического назначения, при планировании запусков космических аппаратов специалистами детально изучаются воздействия метеорологических элементов на выполнение работ по подготовке к пуску, при пуске ракеты космического назначения и на активном участке ее полета. Допустимые значения метеорологических параметров, при которых запрещается продолжать выполнение операций, отражаются в эксплуатационной документации на каждую конкретную ракету космического назначения.

Наиболее критичными метеорологическими параметрами являются: скорость ветра у поверхности земли, параметры ветра на высотах, гроза в районе технического и стартового комплексов и вблизи траектории полета ракеты. Эти и другие метеорологические параметры постоянно контролируют специалисты на всех этапах подготовки и пуска ракеты космического назначения, так как финансовые затраты, связанные с переносом времени старта ракеты, значительны [2]. Для оперативной деятельности специалистов метеорологической службы, прежде всего, для обработки метеорологических и аэрологических параметров требуется единая система. Система должна решать ряд задач, такие как предупреждение о критических значениях метеорологических параметров, прогнозирование конвективных явлений на основе индексов неустойчивости атмосферы [1], предупреждение о критических значениях скорости ветра. Для решения поставленных задач была разработана комплексная система, содержащая четыре подсистемы: подсистему «онлайн» отображения метеорологических данных, высотно-ветрового зондирования, базу данных и подсистему прогнозирования.

К настоящему времени на космодроме накоплено большое количество разнообразной метеорологической информации, в связи с чем, данные были собраны в базу. База данных метеорологической информации позволяет оперативно представлять в удобном для использования виде необходимую метеорологическую информацию, отображать ее в виде графиков, диаграмм, использовать весь спектр статистической информации при разработке прогнозов погоды и совершенствовании методов прогнозирования для более качественного обеспечения работ по подготовке и пуску РКН.

Подсистема «онлайн» отображения и высотно-ветрового зондирования позволяет отслеживать возникновение критических значений параметров, и выдает соответствующие сигналы для пользователя. Подсистема прогнозирования позволяет получать прогнозы о состоянии конвективных явлений в атмосфере на основе индексов неустойчивости.

Таким образом, разработанная система позволяет улучшить деятельность специалистов метеорологической службы. Полученные статистические данные могут быть использованы для улучшения качества прогнозов погоды в районе космодрома Байконур, а также в исследованиях, связанных с выработкой рекомендаций по выбору наиболее благоприятных периодов для запуска РКН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Andersson, T.A.M.J.C.N.S. Thermodynamic indices for forecasting thunderstorms in southern Sweden // Meteorol. Mag. – 1989. – P. 141-146.

2. Золотухина О.И., Громницкая А.А., Дарибаева Н.Т. Характеристики опасных конвективных явлений в районе космодромов «Байконур» и «Восточный»// Климатология и гляциология Сибири: Материалы международной научной конференции. – Томск, 2015. – С. 56–59.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ СОХРАНЕНИЯ ТРЕХМЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Г.А. Джиоев

Научный руководитель: доцент, к.т.н. Е.А. Соколова
Северо-Кавказский горно-металлургический институт
(государственный технологический университет),
Россия, г. Владикавказ, ул. Николаева, 44,
E-mail: katya_sea@mail.ru, kel.tas204@gmail.com

В настоящее время в различных областях социальной сферы при решении задач визуализации, трансформации и анализа информации об объектах широко используются возможности 3d-моделирования и компьютерные средства обработки и хранения информации. Отличительной особенностью создаваемых здесь цифровых 3d-моделей объектов, имитирующих конечный продукт, является недопустимость потерь качества и наличия артефактов в процессе сжатия информации, хранения и управления результатами. Однако существующие методы и алгоритмы сжатия или компрессии данных, предназначенные для снижения объема выходного потока информации в битах, которые возможно реализовать при помощи обратимых или необратимых преобразований, не исключают потерь данных, что лишает возможность дальнейшей обработки информации о 3d-объекте. Несмотря на существующее множество алгоритмов сжатия, для 3D изображений, впрочем как и для 2D изображений, оптимальных алгоритмов сжатия на текущий момент нет. Все существующие решения не универсальны или же не представлены в виде программной реализации [1].

Основание и исходные данные для разработки темы.

В настоящее время наиболее распространены следующие форматы для сохранения 3d-моделей объектов:

1. STL (от англ. stereolithography) — формат файла, широко используемый для хранения трехмерных моделей объектов для использования в технологиях быстрого прототипирования, обычно, методом стереолитографии. Информация об объекте хранится как список треугольных граней, которые описывают его поверхность, и их нормалей. STL-файл может быть текстовым (ASCII) или двоичным.
Недостатки: невысокая точность геометрии, большой объем файла для сложных моделей.
2. PLY-формат был главным и предназначен для хранения трехмерных данных, полученных 3D-сканером. Он поддерживает сравнительно простое описание одного объекта как список номинально плоских из полигонов. Разнообразие свойств, такие как: цвета и прозрачности, нормали к поверхности, текстурные координаты и значения доверительных данных, может быть сохранено.
Недостатком также является большой объем файла для сложных моделей.
3. OBJ -формат файла является открытым и был принят другими разработчиками приложений 3D графики и может быть экспортирован/импортирован в e-Frontier'sPoser, Maya, XSI, Blender, MeshLab, MisfitModel 3D, 3D StudioMax и Rhinoceros 3D, Hexagon, CATIA, NewtekLightwave, ArtofIllusion, milkshape 3d, Modo (программа), Cinema 4D, ZanozaModeller и т. д. По большей части это общепринятый формат.
Недостатки: может замедлять процесс прототипирования и итераций. Легче потерять след между исходной (рабочий файл) и игровой версией данных. Файлы получаются очень громоздкие.

Все существующие модели -ply, stl, xyz, obj, ptx, e57 и др. предназначены для своей узкой области применения и, следовательно, не могут быть использованы как универсальные для всех типов изображений.

При сохранении файлов в рассмотренных форматах качество изображений остается низким, что для космических технологий неприменимо.

В то же время в процессе компрессии трехмерных моделей топографических карт, визуализации снимков из космоса необходимо учитывать следующие обстоятельства. Поскольку человеческий глаз различает великое множество оттенков, то и полноцветное изображение должно достаточно точно передавать все тонкости и оттенки исходной модели. Кроме того, идеальное разделение тонов без каких-либо недостатков представляет определенную проблему для разработчиков алгоритмов компрессии. Что касается экотон (участков, где разные цвета граничат между собой), то в них сосредоточено огромное количество переходных оттенков. Поэтому при работе алгоритмов сжатия с потерями качества избежать артефактов, как правило, не удастся. Все вышеперечисленные факты, полученные в предшествующих процессах сжатия изображений различного характера российскими учеными, требуют учета в ходе постановки собственных экспериментов по компрессии [3].

При использовании промышленных трехмерных сканеров можно использовать дополнительное оборудование (жесткие диски, серверные пространства и т.п.), что нельзя применить в случае использования портативного трехмерного сканирования в условиях съемок из космоса из-за нехватки свободного места. Следовательно, уменьшение объема сохраняемых файлов играет важную роль и является актуальной задачей с практической точки зрения. В рамках проекта будут [2]:

- Установлены закономерности в обработке трехмерных изображений, в том числе полученных в результате 3D сканирования, которые позволят эффективно реализовать известные методы группового кодирования для уменьшения объема сохраняемого файла без потерь качества.
- Выявлено влияние трансформации облака точек на битовый набор значений, что позволит учитывать и предотвращать появление артефактов при сохранении файла.
- Предложен метод компрессии для трехмерных изображений, отличающийся от известных тем, что учитывает особенности получения цифровых трехмерных изображений с помощью анализа таблицы текстурных координат.
- Произведено исследование и разработка математических моделей применительно к задаче компрессии трехмерных изображений. В ходе исследования предлагается провести апробацию разработанного метода компрессии на основе созданных моделей и алгоритмов обработки информации для определения коэффициентов сжатия и качества полученных файлов на наличие артефактов.
- Разработан метод сохранения пикселей в массив, который имеет упорядоченную структуру и обеспечивает эффективное повторное сжатие для последующих передачи и хранения трехмерных изображений, отличающийся тем, что в основу процесса сравнения пикселей положена их дифференциация на цветовые компоненты, что позволяет осуществлять компрессию с высоким коэффициентом сжатия по сравнению с существующими аналогами (obj, 3ds, ase и др.).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Соколова Е.А. Разработка метода сохранения пикселей в массив с дифференциацией на цветовые компоненты [Текст] // Международный научно-исследовательский журнал – № 7 (61) – 2017 –С. 7
2. Соколова Е.А. Метод компрессии цифровых трехмерных изображений с помощью анализа таблицы текстурных координат [Текст] // Международный научно-исследовательский журнал – № 7 (61) – 2017 –С. 9
3. E A Sokolova. Development of an algorithm for automated enhancement of digital prototypes in machine engineering / G A Dzhioev // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering – 2017 – 177 (012037):1-6.

**ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ СЕГМЕНТАЦИЯ НЕИНЕРЦИАЛЬНЫХ И ЭКВИВАЛЕНТНЫХ
ИМ СИСТЕМ В ЗАДАЧАХ РЕЛЯТИВИСТСКОЙ ЭЛЕКТРОДИНАМИКИ**

К.М. Зейде

Уральский Федеральный Университет, Институт радиоэлектроники и информационных технологий – РтФ, департамент радиоэлектроники и связи

Россия, г.Екатеринбург, ул. Мира, 32, 620078

E-mail: k.m.zeyde@urfu.ru

Не так давно, в рамках теории относительности, появилось важнейшее доказательство явления, которое структурирует строгие формулировки, выдвинутые Эйнштейном. Речь, конечно, идет об уже неоднократно успешном детектировании гравитационных волн [1]. Это открытие, ко всему прочему, дает начало новым направлениям научных исследований. Данная работа посвящена рассмотрению методологий параметрической сегментации пространства, в котором, требуемый анализ распространения электромагнитных волн обусловлен, в том числе, релятивистскими эффектами. Такое пространство может быть связано с неинерциальной системой отсчета. Для космических исследований особый интерес представляют как вращающиеся системы отсчета, которые за счет центробежной силы и силы Кориолиса, оказывают влияние на электромагнитные поля, перемещающиеся в них, так и ускорено движущаяся, вдоль выбранной прямой, материя. По известному принципу эквивалентности такие системы могут быть описаны пространством с внешним силовым полем. Таким полем, зачастую (особенно в космосе) является гравитационное.

Влияние сильных гравитационных полей на электромагнитные волны хорошо изучено и давно применяется на практике (т.н. гравитационная линза) [2]. Во многом благодаря несоответствию действительных и ожидаемых значений такого рода взаимодействий, была предложена концепция темной материи, наполняющей пространство Вселенной и не оказывающей прямого действия на электромагнитные волны. Вакуум во внешнем силовом поле, ровно, как и вращающаяся система отсчета, уже сама по себе, является анизотропной и дисперсионной средой для электромагнитных волн. Гравитационная волна, в чистом виде, является возмущением среды, изменяющим ее параметры, по отношению к распространяющимся в ней электромагнитным волнам. Такое «электромагнитно-гравитационное» взаимодействие, как на уровне полей, так и на уровне волн, представляет колоссальный интерес для науки и техники. Приближенные формулы, описывающие уточненный, внешней гравитацией, индекс рефракции известны достаточно давно [2]. Более корректно, однако, в этом контексте использовать понятие дефлексии (эксперимент по установлению угла дефлексии для Солнца описан в [3]).

Задача формулируется следующим образом: в некотором, ограниченном произвольной силуэтной функцией пространстве (как трехмерном, так и четырехмерном), в котором действуют определенной природы силы, распространяется электромагнитная волна. Необходимо определить тензор постоянной распространения γ^i_j . При известной величине, возможно получить любую требуемую информацию, как о силах, действующих в системе, так и о самом пространстве или источнике электромагнитных волн. В рамках работы рассматриваются различные методы сегментации пространства:

- положениями MDR [4];
- элементарными рассеивателями [5];
- кластеризация положениями теории возмущений [6];
- эквивалентными электромагнитными массами.

Наиболее перспективным для решения релятивистских задач электродинамики, по мнению автора, является последний метод. Параметрическая сегментация основывается на нахождении целевой функции разбиения, и, в зависимости от ее свойств, (стабильность, катастрофическое поведение, особые точки) сегменты пространства формируются не из принципа равенства размеров, а из принципа наиболее гладкого изменения искомой величины. Задача решается нахождением зависимости полевых характеристик от локальных координат системы, согласно

теореме Флоке. Переход осуществляется от записи составляющих электромагнитного поля в пространственных гармониках при разложении Фурье, к целевой функции от координат системы. Для двумерных задач выбирается цилиндрическая система координат (ρ, φ, Z) , тогда как для трехмерных – сферическая (ρ, φ, θ) . Одна из возможных сегментаций вращающейся с нерелятивистской скоростью сферы, представлена на рис. 1. S – вектор Пойтинга падающего поля, l_0 – линейный размер сегмента, α – сектор декомпозиции. Во всех сегментах сосредоточена равная электромагнитная масса, получаемая из принципа эквивалентности энергии и массы, и равная:

$$m = \frac{\varepsilon_r \varepsilon_0 E^2 \Delta V}{c^2},$$

где ε_r – относительная диэлектрическая проницаемость сегмента, ΔV – объем сегмента. Остальные обозначения величин, соответствуют общепринятым в электродинамике.

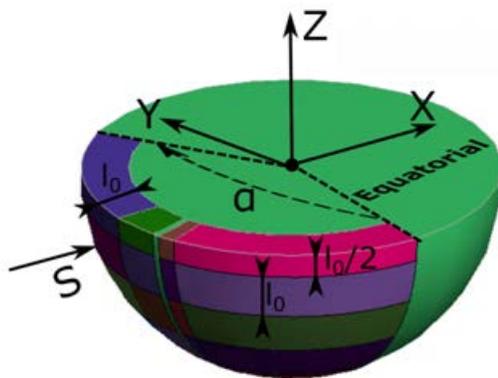


Рис. 1. Сегментация вращающейся сферы

Адекватность предложенного алгоритма была проверена верификацией полученных данных с ранее опубликованными работами, в которых описывается аналитический подход [7]. Для проверки работы алгоритма сегментирования тел сложной формы, необходимо проводить натурный эксперимент, так как пока не существует достоверных алгоритмов расчета, с которыми можно было бы сравнить предлагаемые результаты. На данный момент производятся завершающие этапы планирования эксперимента по детектированию полей первого порядка.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Abbott B.P., LIGO and Virgo collaborations. GW170104: Observation of a 50-solar-mass binary black hole coalescence at redshift 0.2 // *Physical Review Letters*. – 2017. – Vol. 118. – pp 1-16.
2. Яковлев О.И. Распространение радиоволн в космосе. – М.: Наука, 1985. – 216 с.
3. Fomalont E.B., Sramek R.A. Measurements of the solar gravitational deflection of radio waves in agreement with general relativity // *Physical Review Letters*. – 1976. – Vol. 36. – pp 1475-1478.
4. Зейде К.М. Оценка оптимальной пространственно-временной дискретизации в задачах слежения за вращающимися целями с использованием MDR // *Электромагнитные волны и электронные системы*. – 2016. – Т. 21. – № 5. – С. 46–51.
5. Кюркчан А.Г., Смирнова Н.И. Решение задач дифракции методом элементарных рассеивателей // *Электромагнитные волны и электронные системы*. – 2011. – Т. 16. – № 8. – С. 5–10.
6. Зейде К.М., Пирожков Д.В. Реализация кластерного метода описания анизотропной среды в рамках теории возмущений // *ИТ: глобальный вызовы и новые решения: Труды Форума молодых ученых*. – М.: Эдитус. – 2017. – С. 80–86.
7. De Zutter D. Scattering by a rotating dielectric sphere // *IEEE Trans. On antennas and propadat*. – 1980. – Vol. AP-28. – No. 5.

**МЕТОДИКА ПОПИКСЕЛЬНОЙ АВТОМАТИЧЕСКОЙ КЛАССИФИКАЦИИ
ОБЛАЧНОГО ПОКРОВА И ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЕГО КОЛИЧЕСТВЕННЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИОМЕТРА AVHRR**

А.А. Косторная, И.В. Рублев, Д.Ю. Беляев

Научный руководитель: И.А. Соловьева

СЦ ФГБУ «НИЦ «Планета»

Россия, г. Новосибирск, ул. Советская д. 30, 630099

E-mail: kostornaya@rcpod.ru

Облачный покров – чувствительный и наглядный индикатор погодообразующих процессов. Его характер напрямую определяется устойчивостью/неустойчивостью атмосферы, стадиями развития циклонической деятельности, расположением струйных течений и т.д. Использование изображений облачности с метеорологических спутников в оперативно-прогностической работе метеослужб предоставляет ряд преимуществ – пространственная непрерывность, синхронность и однородность информации. Однако, для практического использования данных спутниковых наблюдений необходимо уметь корректно идентифицировать и классифицировать облачность на исходных ИК снимках, что зачастую влечет за собой ошибки.

Авторами была проведена научно-исследовательская работа по созданию методики автоматического дешифрирования облачного покрова по спутниковым данным, позволяющей предоставлять потребителям тематические продукты, отражающие качественные и количественные параметры облачности – карты классификации облачности, высоты и температуры верхней границы облака (ВГО) (рис. 1).

Предикторами методики являются измеренные спутниковым радиометром спектральные характеристики объектов. Кроме того, используется значительный объем дополнительных данных: прогностические данные Национального центра по прогнозированию окружающей среды (National Centers for Environmental Prediction (NCEP)), цифровые маски водоёмов, пустынь и т.п. [1]. В качестве исходных спутниковых данных используются данные радиометра AVHRR (Level-1b) космических аппаратов NOAA-19, NOAA-18, NOAA-15 и MetOp-B. Процесс дешифрирования многоэтапный – при поступлении спутниковой информации в программный комплекс происходит последовательный запуск подпрограмм (алгоритмов), которые выполняют классификацию и восстановление количественных характеристик облачности [2].

С целью определения степени достоверности конечных продуктов методики было проведено несколько оценок качества ее результатов:

- первичная оценка качества рассчитанных параметров на основе данных наземной наблюдательной сети;
- сравнение продуктов методики (карт классификации и высоты ВГО) с данными доплеровского метеолокатора (Барабинский ДМРЛ);
- оценка точности расчета методикой параметров ВГО (высоты и температуры) на основе продуктов КА CALIPSO (лидара CALIOP) [2].

Тематические продукты методики показали высокую достоверность при сопоставлении с данными метеонаблюдений. На картах прослеживаются фронтальные облачные массивы, типы и формы облачности совпадают с заявленными на станциях в большинстве случаев. В ходе проведенных испытаний установлены средние значения достоверности конечных продуктов методики: для типов облачности порядка 97 %, для ВГО около 80 %. Рассчитана сезонная достоверность продуктов методики – в зимний период точность определения типов облачности уменьшается на 6 %, а точность определения параметров ВГО на 19 %. Установлены синоптические условия, при которых отмечается "ложное" детектирование облачности. Низкие значения температур заснеженной поверхности создают сложности для алгоритма построения облачной маски, т.к. снежный покров имеет высокое альbedo и может быть ошибочно принят за облачность [2, 3]. Повторяемость "ложного" детектирования облачности – 1,6 % случаев за анализируемый период. В рамках сравнения с данными ДМРЛ отмечена способность методики

к обнаружению грозовых ячеек, к отслеживанию их перемещения, развития и трансформации, а также к оценке мощности облачных образований и степени их опасности.

Высокая скорость обработки исходных спутниковых данных позволяет получать дешифрованную информацию об облачности в автоматическом режиме через 15 минут после ее приема с КА. Большим преимуществом методики является возможность проведения анализа облачного покрова над большей частью территории России независимо от времени года и суток.

Таким образом, полученная методика позволяет с высоким пространственным разрешением и хорошей достоверностью детектировать облачность и определять ее количественные характеристики в автоматическом режиме. Решением Центральной методической комиссии по гидрометеорологическим и гелиогеофизическим прогнозам (ЦМКП Росгидромета) от 11.10.2016 методика распознавания облачности и расчета ее характеристик рекомендована к использованию в оперативно-прогностической работе метеоподразделений как дополнение данных синоптических и радиолокационных наблюдений, для наукастинга, а также в целях климатических исследований облачного покрова и осадков.

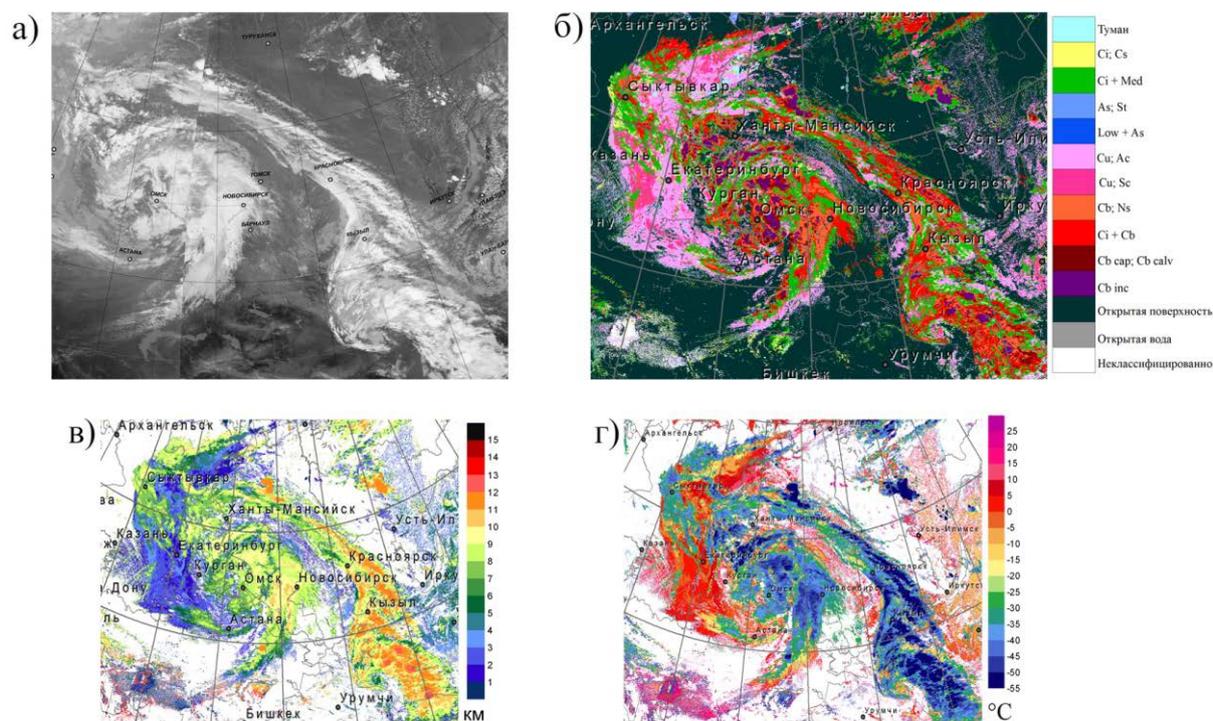


Рис. 1. Информационные продукты методики, 29.06.2016, КА NOAA-19 (08:27 - 10:11 GMT).
а) фрагмент монтажа панхроматического космического изображения; б),в),г) фрагменты карт типизации облачности, высоты (км) и температуры (°C) ВГО, созданные методикой

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Heidenger A. The clouds from AVHRR Extended User's Guide. Version 5.4.1. – NOAA/NESDIS Center for Satellite Applications and Research (STAR), 2014. – P. 60.
2. Косторная А.А., Антонов В.Н., Захватов М.Г. Опыт использования автоматической системы дешифрирования облачности на основе спутниковой информации в задаче анализа синоптических условий // Междунар. конференция ENVIROMIS-2016. Избранные труды. – Томск, 2016. – С. 118–120.
3. Волкова Е.В., Успенский А.Б. Оценки параметров облачного покрова и осадков по данным сканирующих радиометров полярно-орбитальных и геостационарных метеоспутников // Исслед. Земли из космоса. – 2015. – № 5. – С. 30–43.

**ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ФОРМИРОВАНИЮ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЛУННОГО
РЕАКТИВНОГО ПЕНЕТРАТОРА**

А.В. Галеев, В.А. Заговорчев, М.Я. Кыласов, Д.Н. Михайлов, Э.Р. Садретдинова
 Научный руководитель: профессор, д.т.н. В.В. Родченко
 Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
 Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4, А-80, ГСП-3, 125993
 E-mail: mkylasov@inbox.ru

Одной из наиболее актуальных задач в области космической деятельности является углубленное изучение Луны с орбиты и на поверхности с помощью автоматических космических аппаратов. Так, в рамках федеральной космической программы 2016-2025 одной из задач стоит создание космических аппаратов для проведения углубленных исследований Луны с окололунной орбиты и на ее поверхности, а также для доставки образцов лунного грунта на Землю. Встает необходимость в использовании новых, более совершенных средств для проведения внеземного бурения.

Доставка устройств в определенную область грунтового пространства связана с решением проблемы регламентированного разрушения некоторых видов покровных отложений (образование скважин).

Основные характеристики реактивного пенетратора приведены в таблице 1.

Таблица 1. Характеристики реактивного пенетратора

Название аппарата	Диаметр скважины, м	Глубина скважины, м	Масса устройства, т	Скорость проходки, м/с
Реактивный пенетратор	0,4	100	0,8	80-200

Сформулируем задачу определения оптимальных условий запуска пенетратора. Требуется найти такую совокупность параметров, определяющих положение точки старта реактивного пенетратора, которая, обращает функцию глубины проникания в максимум; причем в момент включения ДУ пенетратор имеет некоторую скорость движения V_0 . Задача может быть решена с помощью классического метода неопределенных множителей Лагранжа [1,2].

Рассмотрим пример расчета параметров движения пенетратора, проникающего в грунт. В качестве исходных данных заданы: $D_H=0,024$ м – диаметр корпуса; $h_k=0,05$ м – длина головной части конуса; $I_{ED}=2300$ Н·с/кг - единичный импульс топлива; $M_T=0,10$ кг – масса топлива; $M_H=0,55$ кг масса конструкции. Проникание осуществлялось в различные грунты: насыпь, песок, суглинок, супесь, глина.

Глубина проникания пенетратора, запущенного с посадочного аппарата, расположенного на поверхности грунта, определялась для различных значений массогабаритных и энергетических характеристик пенетратора.

Основные результаты расчетов глубины проникания в грунт, имеющих удельное лобовое сопротивление $F_{yD}=1,53$ МПа, сведены в таблицу 2,

Таблица 2. Результаты расчетов глубины проникания пенетратора в песок

T, c	$R, н$	$L=0, м$	$L_{opt}, м$	$L_{max}, м$
1,2	180	0	3,135	3,135
0,4	480	0	3,617	3,135
0,24	900	5,366	5,912	3,135
0,16	1300	5,735	6,400	3,135
0,125	1700	5,531	6,188	3,135

где R и T - тяга и время работы двигателя; $L=0$ - глубина проникания penetrатора, запускаемого с нулевой скоростью входа в грунт; L_{opt} - глубина проникания penetrатора, при условии, что скорость входа в грунт равна оптимальной скорости; L_{max} - глубина проникания penetrатора, разгоняемого в прилунном пространстве и движущегося в грунте за счет кинетической энергии.

По данным табл. 2 построены графики рис. 1 – 2, из которых видно, что максимальное значение глубины проникания соответствует случаю, когда тяга двигателя приблизительно в два раза больше статического сопротивления.

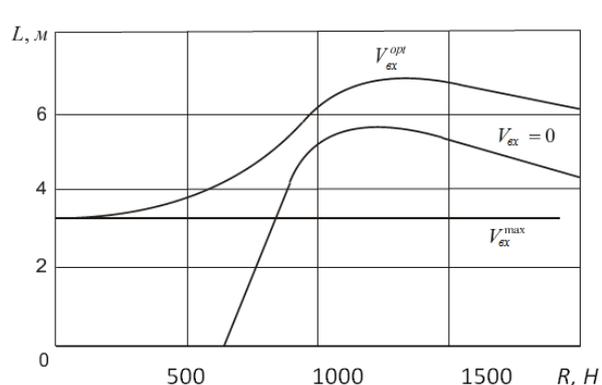


Рис. 1. Зависимость глубины проникания от тяги двигателя для различных скоростей входа

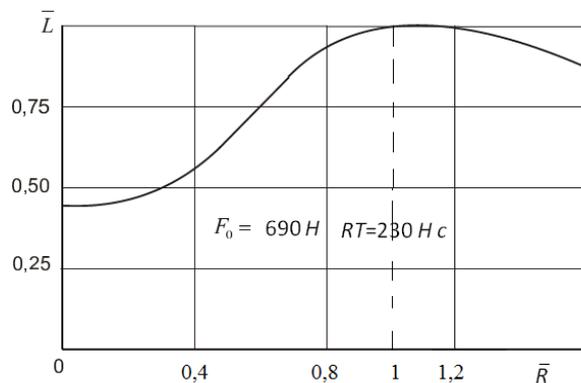


Рис. 2. Изменение относительной глубины проникания от соотношения текущей тяги к тяге, при которой глубина имеет максимальное значение

Результаты научного исследования дают возможность рассмотреть большее число вариантов исполнения конструкции penetrаторов на ранних стадиях проектирования, что приведет к созданию рациональной схемы при обеспечении максимальной энергетической и массовой эффективности и снижению материальных затрат на ее отработку.

Таким образом, реактивные penetrаторы позволяют получать данные для таких перспективных разработок, как: бурение скважин в приполярных областях Луны для поиска воды; создание обитаемой лунной базы; в решении проблем предотвращения астероидной и метеорной опасностей планетарного характера.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Родченко, В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2007.
2. Галеев А.Г., Захаров Ю.В., Родченко В.В., Садретдинова Э.Р., Заговорчев В.А. Экспериментальная проверка метода выбора проектных параметров реактивных penetrаторов для движения в лунном грунте // Альтернативная энергетика и экология (ISJAEE) – 2014. – №16. – С. 46-60.

**ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ПОДХОДА
К ОПРЕДЕЛЕНИЮ СОДЕРЖАНИЯ ГАЗОВ В АТМОСФЕРЕ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ
СПУТНИКОВЫХ СПЕКТРОМЕТРОВ И ПОСТРОЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ КАРТЫ**

А.К. Лукьянов

Научный руководитель: профессор, д.т.н. М.Ю. Катаев

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 40, 634050

E-mail: hyena116@mail.ru

В настоящее время применяются различные наземные и космические, системы мониторинга характеристик газового состава атмосферы. За последние годы были проведены многочисленные спутниковые эксперименты, позволившие получить большое количество информации о вариациях общих содержаний (ОС) и вертикальных профилей содержания озона, водяного пара и многих других малых газовых составляющих. Основной целью систем мониторинга газового состава является получение информации для изучения пространственно-временной изменчивости климатообразующих газов в атмосфере. Результаты такого анализа, например, для различных временных и пространственных масштабов имеют большое значение, поскольку используются: а) в глобальных моделях атмосферы для прогноза климатических изменений; б) для определения интенсивностей источников и стоков; в) с целью выделения физических, климатических и т.д. факторов, являющихся причинами наблюдаемых вариаций содержаний газов.

Разнообразие методов и технических средств слежения за параметрами атмосферы и поверхности Земли обусловлено огромными пространственными масштабами и изменчивостью их во времени и пространстве. В этой связи, спутниковые методы являются единственным источником информации, способным предоставлять регулярную информацию о параметрах атмосферы в пределах всей территории планеты. Обработка данных спутникового зондирования трудоемкий процесс, состоящий из нескольких этапов предварительной и тематической обработки и анализа. Получение информации об объектах исследования, по данным измерений из космоса, невозможно без тщательного проведения численных модельных экспериментов. Обзор литературы показывает, что для решения задач моделирования и обработки спутниковой информации разработано много численных методик и программ, однако большинство из них рассчитано на моделирование или обработку для одной географически локализованной точки, либо некоторой области, либо определенной полосы широт. Учет сезонов года, географического положения точки или других изменений по трассе полета требует специальной организации вычислений. Впоследствии возникают задачи сбора расчетов в одно целое, обработки, анализа и визуализации данных, которые получаются алгоритмически затруднительными и затратными по времени. Для решения таких задач необходима разработка специальных программ, позволяющих учитывать изменение атмосферных параметров в течение, например, года и в масштабах всей планеты.

Большинство моделей определения содержания газов основаны на параметрических подходах (например, метод регуляризации Тихонова или метод оптимальных оценок), а в данной работе рассматривается подход, основанный на непараметрическом подходе, в основе которого лежит метод эмпирических ортогональных функций (ЭОФ) [1]. Задачей проекта являются численные исследования метода определения газового состава при различных атмосферных условиях, в разное время года (учет различных климатических зон), для достижения максимально возможной точности. Далее, полученные результаты анализируются, и строится динамическая карта распределения содержания газов над изучаемой территорией. Изучение статистических свойств динамической карты, в сочетании с картами метеорологических параметров позволит выявить закономерности изменения содержания парниковых газов во времени и пространстве.

Предложенный метод решения обратной задачи восстановления общего содержания газов атмосферы по спутниковым данным основан на модификации метода эмпирических

ортогональных функций. Модификация заключается в использовании дополнительной априорной информации при построении ковариационной матрицы, что приводит к уточнению оценки общего содержания атмосферных газов.

В настоящий момент реализован численный метод определения содержания парниковых газов в атмосфере, по спутниковым данным, основанный на методе эмпирических ортогональных функций, который позволяет получать устойчивые оценки общего содержания атмосферных газов за счет учета дополнительной априорной информации. Планируется создание системы хранения и обработки спутниковых данных и результатов расчетов содержания атмосферных газов. А также, метода построения динамической карты распределения содержания парниковых газов над изучаемой поверхностью. Результаты расчетов для пользователей будут доступны на интернет-сайте.

Разработанный комплекс программ может найти применение для определения уровня атмосферных газов для изучаемой территории, за выбранное время. Это позволит следить за изменением содержания атмосферных газов, как во времени, так и в пространстве. Анализ выявленных изменений позволит определить степень зависимости между содержанием атмосферных газов и изменениями климата, метеорологическими параметрами. Полученные результаты могут являться основой для оценки экологического состояния территории, метеорологии и физики атмосферы.

Проект направлен на решение задачи построения динамических карт изменения содержания атмосферных газов H_2O , CO_2 и CH_4 и других над территорией Западной Сибири (как тестовой площадки) и далее над территорией России на регулярной, спутниковой пространственно-временной сетке. Содержание атмосферных газов предлагается определять по данным спутниковых спектрометров GOSAT и OCO-2 с помощью подхода, в основе которого лежит метод эмпирических ортогональных функций. Спутниковые сигналы представляют собой спектры отражения солнечного излучения от земной поверхности в ближней инфракрасной области. Для решения задачи определения газового состава атмосферы по спутниковым сигналам необходимо создание системы обработки больших объемов данных, который измеряется десятками гигабайт в день. Для их обработки и последующего анализа требуются специальные, в том числе и интеллектуальные методы и на их основе алгоритмы. Предлагаемый метод обработки (решение обратной задачи), требует разработки специализированных алгоритмов машинного обучения. Для визуализации результатов обработки необходимы алгоритмы построения динамических карт (пространственно-временного распределения содержания изучаемых газовых компонент).

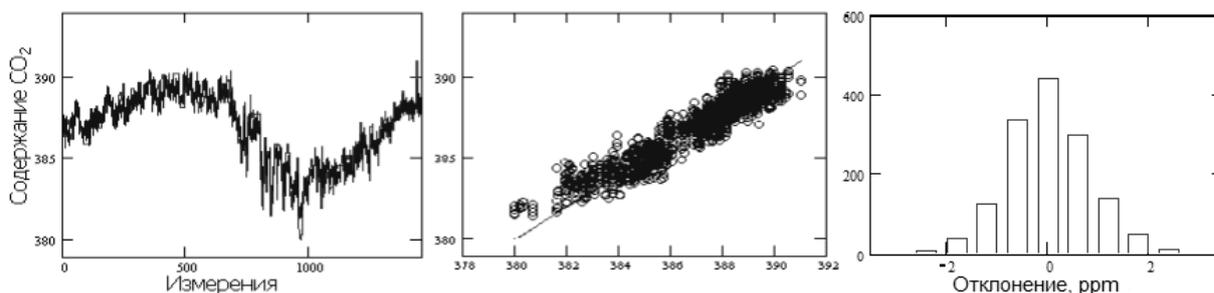


Рис. 1. Расчёт содержания углекислого газа по данным спутника GOSAT для станции Lamont (США) (1753 спутниковых сигналов) с использованием априорных данных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Катаев М.Ю., Катаев С.Г., Андреев А.Г., Базелюк С.А., Лукьянов А.К. Непараметрические математические методы восстановления общего содержания CO_2 из данных спутникового мониторинга // Доклады ТУСУРа. – 2011. – № 2(24). – Ч. 3. – С. 181–186.

ТЕХНОЛОГИЯ УПРАВЛЕНИЯ СБОРКОЙ ИЗДЕЛИЙ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ О ПАРАМЕТРАХ СОСТАВЛЯЮЩИХ ДЕТАЛЕЙ И СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ

А.В. Медведев

Научный руководитель: И.Ю. Зараменский

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»,
Россия, Владимирская обл., г. Ковров, ул. Социалистическая, д.22, 601909

E-mail: mavrich@mail.ru

Сборка – ответственный этап изготовления, в процессе которого формируются характеристики будущих изделий. Значения характеристик определяются параметрами деталей и сборочных единиц (ДСЕ), поступивших на сборку, а также параметрами регулировок, выполненных в процессе сборки. Для ракетно-космической отрасли характерен 100%-й контроль качества изготовленных ДСЕ: до начала сборки ДСЕ измеряют и испытывают, по результатам чего определяют их параметры, допускают или не допускают до сборки. Часто, после этого полученные данные о параметрах ДСЕ не используют, сборка изделий ведется без их учета, детали в сборочные комплекты подбираются случайным образом, что придает процессу сборки элементы случайности и неопределенности: значения характеристик готовых изделий – случайные величины (в пределах поля допуска), становятся известны только после окончания сборки, когда затрачены ресурсы и время.

Сегодня данные и средства их обработки все чаще являются ресурсом для достижения тех или иных целей. В свою очередь, данные о параметрах, поступивших на сборку ДСЕ, позволяют:

- 1) прогнозировать характеристики собираемых изделий и на основе прогноза активно воздействовать на процесс сборки (управлять сборкой) путем подбора ДСЕ в сборочные комплекты по их параметрам и подбора параметров регулировок изделий для улучшения характеристик, повышения надежности изделий, а также сокращения итераций в ходе регулировок [1];
- 2) формировать математические модели отдельных изделий и с их помощью обеспечивать поддержку принятия решений при выполнении регулировок, автоматизировать проведение испытаний и обнаружение отказов изделий в ходе испытательных операций для снижения трудоемкости сборки и повышения уровня контроля качества собранных изделий, [2]. Таким образом данные о параметрах ДСЕ – ресурс улучшения характеристик, повышения надежности и снижения трудоемкости сборки изделий. Внедрение управления сборкой на основе данных о параметрах составляющих ДСЕ требует комплексных и системных решений, разработки новой технологии (методик, алгоритмов и программного обеспечения).

Исследования, проведенные в КБ «Арматура», показали, что сбор и анализ данных о параметрах ДСЕ позволяет построить действенную систему управления сборкой с помощью комплекса программного обеспечения (ПО), структура которого приведены на рис. 1. В основе работы составляющих комплекса лежит опыт и методические разработки работников предприятия по различным аспектам сборки сложных прецизионных изделий РКТ. Предлагаемая технология – комплексное решение задачи повышения качества и снижения трудоемкости сборки за счет применения современных информационных технологий и последних достижений машиноведения (теорий функциональной взаимозаменяемости, виртуальной сборки, адаптивно-селективной сборки и т.п.). Для реализации предложенного подхода к производству разработаны оригинальные алгоритмы подбора ДСЕ в сборочные комплекты по их параметрам, позволяющие формировать задания на сборку для изделий любой сложности за ограниченное время.



Рис. 1. Составляющие комплекса ПО управления сборкой и решаемые им задачи

Работа находится на стадии разработки программного обеспечения. Элементы комплекса ПО управления сборкой опробованы в КБ «Арматура» при производстве электрогидравлических сервоприводов (ЭГС) ракет-носителей семейства «Ангара». Результаты апробации показали, что управление сборкой позволяет исключить вероятность сборки негодного изделия и существенно улучшить характеристики, повысить надежность приводов. По предварительной оценке полное внедрение технологии позволит снизить трудоемкость сборки и регулировки одного ЭГС на 20 %, что составляет 11% от общей трудоемкости изготовления.

Предлагаемая технология может найти широкое применение при производстве изделий различных отраслей промышленности, как военного, так и гражданского назначения, как с целью повышения собираемости изделий (обеспечения сборки изделий с требуемыми характеристиками), так и с целью улучшения характеристик изделий без изменения технического уровня производства составляющих ДСЕ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Медведев А.В., Зараменский И.Ю. Задача оптимальной комплектации деталей при сборке сложных механизмов // Общероссийский научно-технический журнал «Полет».2013. №07. С. 17-20.
2. Медведев А.В., Зараменский И.Ю. Информационное сопровождение изделий на этапе сборки и испытаний // Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2014. №09. С. 51-55.

СЖАТИЕ-ВОССТАНОВЛЕНИЕ СИГНАЛОВ ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

М.Г. Мясникова

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Б.В. Цыпин
ФГОУ ВО «Пензенский государственный университет»,
Россия, г. Пенза, ул. Красная, 40, 440026
E-mail: mariagen@yandex.ru

Характерной чертой современных телеизмерительных систем является то, что они обеспечивают одновременную передачу большого числа измеряемых величин по одному каналу связи. Такие системы передачи информации являются многоканальными. Количество каналов системы определяется числом независимых информационных входов.

Контролируемые параметры с помощью датчиков преобразуются в цифровые сигналы. Блок сбора и обработки данных формирует пакеты данных в соответствии с выходным интерфейсом. Пакеты данных могут представлять сжатые сигналы, при этом сжатые данные должны позволять восстановить сигналы с требуемой точностью.

Наиболее естественной для описания свободных и вынужденных колебаний модели порядка p является уравнение, представляющее собой сумму q колебательных (и (или) инерционных) составляющих с соответствующими частотами f_i , амплитудами U_i , фазами φ_i и затуханиями α_i :

$$x_i = \sum_{j=1}^p a_j \cdot x_{i-j} = \sum_{j=1}^q A_j \cdot \exp(-\alpha_j \cdot t_i) \cdot \cos(2\pi f_j t_i + \varphi_j). \quad (1)$$

Эти параметры могут быть определены на основе процедуры Прони [1].

Коэффициенты авторегрессии $a_k, k = 1..p$ несут полную информацию о сигнале – его частотных свойствах, но для восстановления сигнала по формуле (1) необходимы начальные значения сигнала $x_j, j = 1..p$. Параметры $\{A_k, f_k, \varphi_k, \alpha_k\}, k = 1, 2, .., q$ также могут быть использованы для восстановления.

Предлагается использовать предварительное разложение на моды, что позволит существенно снизить трудоемкость последующего параметрического анализа, так как удастся свести одну сложную задачу к простым задачам оценивания параметров составляющих первого и второго порядков (вместо применения порядка p к исходной выборке). При этом трудоемкость определения АР-коэффициентов снижается пропорционально порядку p .

Аналогичное разложение может быть получено на основе экстремальной фильтрации (ЭФ) [2]. В основе разложения лежит адаптивная полосовая фильтрация. По экстремальным значениям x_{ε_i} в моменты $t_{\varepsilon_i}, i = 1..K$ (где K - количество экстремумов на интервале) производится сглаживание: $x_{ci} = 0,25x_{\varepsilon_{i-1}} + 0,5x_{\varepsilon_i} + 0,25x_{\varepsilon_{i+1}}$ (исключается из сигнала самая высокочастотная составляющая), и выделяется знакопеременная составляющая (адаптивный полосовой фильтр с центральной частотой где Δ - расстояние между экстремумами на текущем шаге разложения $f_{\varepsilon_i} = \frac{1}{2 \cdot \Delta}$) $x_{pi} = -0,25x_{\varepsilon_{i-1}} + 0,5x_{\varepsilon_i} - 0,25x_{\varepsilon_{i+1}}$.

Результат разложения совпадает с EMD-разложением [3], но составляющие в этом разложении представлены только своими экстремумами. При этом за счет того, что сокращается объем обрабатываемой информации (т.к. используются только экстремумы сигнала), а коэффициенты фильтров являются степенями числа 2 (что позволяет заменить при

реализации алгоритма умножения сдвигами двоичных чисел вправо) в разы снижается вычислительная трудоемкость алгоритма.

Для снижения трудоемкости в обоих случаях предложен метод декомпозиции, в котором практически не искажается форма составляющих сигнала, а меняются только амплитуды и фазы. Метод основан на многократном интегрировании и дифференцировании [4].

Для извлечения мод в порядке возрастания их частот многократное интегрирование сигнала для подавления высокочастотных компонент до тех пор, пока количество экстремумов не перестанет меняться, т.е. пока не останется одна (самая низкочастотная) составляющая. Выделенные из интегрированных последовательностей составляющие дифференцируются по схеме Ланцоша столько раз, сколько раз последовательность интегрировалась.

Для извлечения мод в порядке убывания их частот многократное дифференцирование для акцентирования высокочастотных компонент до тех пор, пока не будет выделена последовательность со знакопеременными экстремумами. Выделенные из дифференцированных последовательностей составляющие интегрируются с использованием весовой обработки, столько раз, сколько раз последовательность дифференцировалась.

Проведено сравнение методов декомпозиции по следующим параметрам: СКО выделенной компоненты и одноименной составляющей; погрешность определения параметров [5].

Отметим, что зашумление сигнала несущественно влияет на результаты анализа на основе декомпозиции, т.к. шум «высыпается» в первые составляющие и может быть отделен от информативных компонент. А вот метод Прони дает те же результаты лишь при завышении порядка, а значит за счет более высокой трудоемкости.

В зависимости от задачи (измерение параметра, диагностика объекта, обнаружение объекта и т.д.), от временных ограничений может выбираться один из рассмотренных методов. По результатам исследования на моделях и реальных сигналах общая тенденция: Прони с предварительным разложением приводит к снижению трудоемкости минимум в 2 раза; экспресс-анализ – в 4 раза.

Таким образом, не только предложено применение предварительного разложения, но и созданы способы декомпозиции, упрощающие эту процедуру, что позволяет использовать их в телеметрических системах, в ИИС, в системах диагностики, мониторинга, в управляющих системах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Марпл.-мл. С. Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения: Пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 584с.
2. Мясникова Н.В., Берестень М.П. Экстремальная фильтрация и ее приложения // Датчики и системы. – 2004. – №4. – С. 8-11.
3. Flandrin P., Conçalves P., Rilling G. Empirical mode decomposition as filter bank// IEEE Sig. Proc. Lett., 2004. V. 11. No. 2. P. 112-114.
4. Мясникова Н.В., Берестень М.П., Цыпин Б.В., Мясникова М.Г. Использование разложения на эмпирические моды на основе дифференцирования и интегрирования в ИИС // Перспективные информационные технологии: Труды Международной научно-технической конференции. – Самара, 2016. – С. 510-514.
5. Ломтев Е.А., Мясникова М.Г., Мясникова Н.В., Цыпин Б.В. Совершенствование алгоритмов сжатия-восстановления сигналов для систем телеизмерений // Измерительная техника. – 2015. – № 3. – С. 11-15.

СИСТЕМА ОЧИСТКИ СОЛНЕЧНЫХ ПАНЕЛЕЙ В КОСМОСЕ

Р.А. Нургалиева, В.Е. Вавилов

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Ф.Р. Исмагилов
Уфимский государственный авиационный технический университет
Россия, г. Уфа, ул. К.Маркса,12, 450008
E-mail: Rushana39.45@mail.ru

Проблемы эффективной, экологически чистой и дешевой электроэнергии остаются на сегодняшний день одной из ключевых задач в развитии энергетики. Все чаще люди прибегают к альтернативным источникам энергии и отдают предпочтение им как основному источнику энергии. Одним из лидирующих неисчерпаемых и экологически чистых источников энергии является энергия Солнца. Целью использования солнечной энергетики является преобразование солнечного излучения в различные виды энергии, используемой в качестве основного источника электроэнергии [1].

В космосе солнечная энергия является основным источником работы любой космической аппаратуры. Также как и на Земле, в космосе остаются проблемы эффективного использования панелей и увеличения их КПД [2]. Как известно, на поверхности Марса часто возникают пыльные бури, которые сильно загрязняют поверхность панелей почти на 80%, что снижает их производительность и КПД на 40%. От этого страдают все аппаратные системы, работающие на марсоходах. Это приводит к нарушению функционирования, сокращению срока службы или полному выходу из строя.

В условиях космоса для конструкций таких устройств, предназначенных для генерирования электрической энергии путем преобразования солнечной энергии в электрическую энергию необходимо, чтобы панель обладала высокими эксплуатационными характеристиками и возможностью самостоятельно очищаться. Всё это требуется для увеличения эффективности панели и срока её службы.

Нашей инициативной группой предлагается модель с усовершенствованной технологией очистки, которая позволит без особых затруднений производить автоматическую очистку солнечных панелей в космосе. Данное устройство позволяет получить результат, который увеличит работоспособность и КПД панели.

Все это реализуется с помощью технических средств: источника питания, соединенного с солнечной панелью, параллельных проводов, датчиков контроля загрязнения проводов, расположенных на поверхности солнечной панели. Датчики контроля загрязнения выполнены в виде датчиков натяжения проводов, расположенных по всей внешней грани. Провода, выполненные с возможностью колебания, располагаются параллельно друг другу и устанавливаются на поверхности солнечной панели. В качестве источника питания используют источник переменного тока.

При пропускании по двум проводам импульсов переменного тока провода будут совершать механические колебания под действием периодически появляющейся и исчезающей силы Ампера. Благодаря этим колебаниям провода соприкасаются друг с другом, и пыль, образовавшаяся на проводах, будет со временем спадать [3].

Для повышения эффективности предлагаемого способа и снижения потребления энергии, необходимо, чтобы частота импульсов тока, проходящих по проводам, была равна собственной частоте колебаний загрязненных проводов, закрепленных на солнечной панели. При этом возникает явление резонанса. Предлагаемая разработка должна уменьшить энергозатраты на очистку проводов [4–5].

При накоплении тяжелого слоя пыли на проводах срабатывают датчики натяжения, которые передают данные на контроллер. Контроллер позволяет оценить состояние проводов и при необходимости запустить механизм подачи переменного тока с частотой 50Гц на провода.

После подачи тока, провода начинают постепенно колебаться в течении определенного времени. Далее датчики либо срабатывают, либо нет в зависимости от натяжения проводов.

Например, если взять два параллельных провода длиной 1 м, пропускать по ним ток одинаковой величины 5 А, но противоположного направления и при этом менять расстояние между проводами, то получим зависимость силы взаимодействия между проводами от расстояния между ними.

Таблица 1. Зависимость силы взаимодействия проводов от расстояния между ними

$d, \text{см}$	5	10	15	20	25
$F, \text{Н}$	10^{-4}	$0,5 \cdot 10^{-4}$	$0,33 \cdot 10^{-4}$	$0,25 \cdot 10^{-4}$	$0,2 \cdot 10^{-4}$

Из табл. 1 видно, что расстояние между параллельными проводами существенно влияет на силу взаимодействия между ними. Поэтому для достижения максимального эффекта расстояние между проводами должно быть 5–10 см.

Переменный ток, протекающий в проводах, изменяется по синусоидальному закону. Сила взаимодействия проводов будет равна

$$F_A = \frac{\mu_0 (I \sin \omega t)^2 l}{2\pi d} = \frac{\mu_0 l I^2 (1 - \cos 2\omega t)}{2}$$

Можно заметить, что сила пульсирует с двойной частотой $\cos 2\omega t$ по сравнению с частотой тока. То есть при пропускании по проводам переменного тока с частотой 50 Гц, возникают устойчивые колебания, способные создать механические колебания проводов и вызвать тем самым резонанс.

Процесс возникновения колебаний в проводах позволяет обеспечить достижение поставленной цели с помощью минимальных затрат и максимальных энергоэффективных показателей. Это позволяет оценивать перспективу использования, как альтернативной энергетики, так и солнечной энергетики в космосе, с максимальными результатами получения «чистой» энергии [6]. В результате работы устройства повышается эффективность очистки поверхности солнечной панели от пыли, мусора и других объектов, мешающих преобразованию солнечной энергии. Решая экономические аспекты, позволяет уменьшить себестоимость конструкций луноходом и аппаратов использующихся в космическом пространстве.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Агеев В.А. Нетрадиционные и возобновляемые источники энергии. – М.: МРСУ, 2004. – 174 с.
2. Андерсон Б. Солнечная энергия: Основы строительного проектирования / под ред. Ю.Н. Малевского. – М.: Стройиздат, 1982. – 375с.
3. TechNive. Робот Sharap повысит КПД солнечных батарей [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://energysafe.ru/alternative_energy/companies/1776/–15.06.2017.
4. Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. – Л.: Наука, 1989. – 310с.
5. Андреев В.М. Фотоэлектрическое преобразование солнечной энергии // Соросовский образовательный журнал. – 1996. – № 7. – С. 93–98.
6. Ахмедов Р.Б. Нетрадиционные и возобновляемые источники энергии. – М.: «Знание», 1988. – 46с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ПОСАДКИ НА КОСМИЧЕСКОЕ ТЕЛО С МАЛЫМ ГРАВИТАЦИОННЫМ ПОЛЕМ

Д.Д. Ожгибесова, А.Л. Мелкишева

Научный руководитель: доцент, к.т.н. С.В. Махнович

Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет),

Россия, г. Челябинск, пр. Ленина, 76, 454080

E-mail: fanny_boom@mail.ru, karabas174@mail.ru

В настоящее время во всех прогрессивных странах мира существует необходимость освоения космического пространства, как для научных целей, так и в целях безопасности. Данная задача является актуальной, так как метеориты и кометы, траектории которых проходят вблизи нашей планеты, могут представлять угрозу. Для решения этой задачи необходима разработка проектов по созданию малых космических аппаратов, назначением которых будет являться доставка полезного груза на поверхность малых небесных тел.

Посадка на малые тела с очень низкой гравитацией значительно отличается от посадки на планеты или крупные спутники наподобие Луны. При рациональном выборе программы спуска и конструктивных решений, можно добиться уменьшения перегрузок, возникающих в результате контакта космического аппарата с поверхностью, и избежать отскока в условиях неопределенности характеристик жёсткости и рельефа грунта.

Цели работы – определить облик проектируемого космического аппарата, предназначенного для автономного сближения и посадки на небесные тела с малым уровнем гравитации.

Задачи работы:

- выполнить обзор и сравнительный анализ существующих конструкций и проектов аналогичных космических аппаратов (КА);
- определить рациональный состав КА и варианты компоновки;
- разработать программно-математическую модель движения КА при посадке.

Для решения поставленных задач выполнен обзор существующих проектов и статистический массово-габаритный анализ характеристик конструкций КА и их элементов. Выполнен анализ достоинств и недостатков различных способов посадки и схем закрепления аппарата на поверхности астероида.

Разработана математическая модель и алгоритм расчета параметров траектории сближения и посадки КА. Из ряда существующих в настоящее время двигателей малой тяги российского производства [1] выбраны двигатели, характеристики которых предоставлены в таблице 1.

Таблица 1. Характеристика двигателей, используемых при маневрировании

Двигательные установки	Назначение	Топливо	Масса, кг	Номинальный рабочий импульс, м/с	Тяга, Н
11д458м	Маршевый	НДМГ+АТ	3	2963	392,4
11Д428АФ-16	Прижимные	НДМГ+АТ	1,9	2966,5	124,56
	Ориентации				

Определено количество топлива необходимое для реализации выбранной траектории полета и размеры баков вытеснительной системы подачи компонентов.

По результатам массово-габаритного анализа существующих КА определена масса проектируемого аппарата и возможный диапазон массы силовой конструкции, сформировано две компоновки КА: с трёхопорной и четырёхопорной конструктивной схемой. Выбранные

компоновки показаны на рисунке 1. Для выбранных вариантов проведено моделирование движения при сближении и жесткой посадке на поверхность астероида. Получены кинематические характеристики: угловые и линейные скорости и ускорения центра масс аппарата, как жесткого тела. На основе расчётных кинематических и массовых характеристик элементов конструкции определены силы, действующие в наиболее нагруженных узлах, необходимых для прочностных расчётов и уточнения масс.

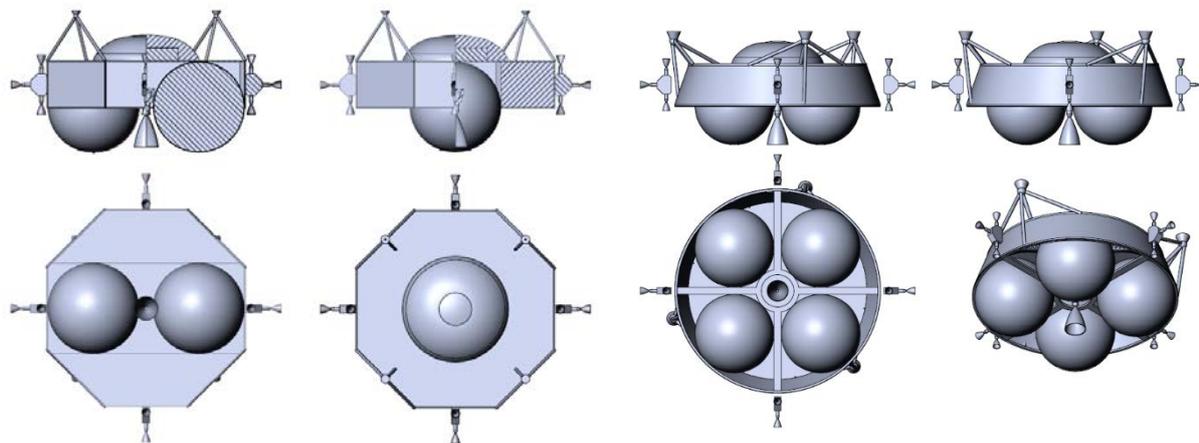


Рис. 1. Конструктивно-компоновочные схемы КА

На основе сравнительного анализа существующих конструкций КА, предназначенных для выполнения полёта и посадки на астероиды и кометы, обоснован выбор двух конструктивно-компоновочных схем для этих вариантов КА. Определены массово-инерционные характеристики и траектории сближения и посадки на поверхность тела с малой гравитацией. Проанализированы конструкции существующих КА, траектории их движения и массово-габаритные параметры. Обоснован выбор двух вариантов компоновки. В первом варианте корпус выполнен в форме правильного восьмигранника с четырьмя посадочными опорами. Во втором варианте рассматривается КА с тремя посадочными опорами. Преимущество первого варианта заключается в том, что центр масс конструкции находится на оси симметрии, и, в отличие от второго варианта, требует меньшие энергетические затраты на управление и стабилизацию КА. Преимущество второго варианта состоит в возможности достижения более плотной компоновки и уменьшения массы конструкции КА. Выбрана схема посадочного устройства с гидropневматическими демпферами и способ удержания КА на поверхности небесного тела с малым гравитационным полем с помощью клеевого состава. Выполнен расчёт жёсткой посадки в продольном движении (плоская задача). Определены угловые и линейные ускорения центров масс элементов конструкции и рассчитаны силы, действующие в точках крепления основных агрегатов на силовой конструкции, которые являются исходными данными для прочностного расчёта и уточнения массы конструкции. Максимально нагруженным является узел крепления топливного бака к силовой пластине.

В дальнейшем планируется решить пространственную задачу по определению всех нагрузок, действующих в узлах в различные моменты времени и, основываясь на полученных данных, выполнять конструкторскую проработку отдельных узлов и КА в целом. Результатом первого этапа является создание реальной конструкции модели и отработка всех систем управления двигательной установки, распознавания посадочной площадки в земных условиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Огненные колесницы космических орбит / Архипов Ю.С., Кутуева Е.В., Кутуев Р.Х. – Нижний Тагил: Репринт, 2014. – 242 с.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛЧМ СИГНАЛОВ ДЛЯ ЗОНДИРОВАНИЯ ВНЕШНЕЙ ИОНОСФЕРЫ

А.В. Подлесный

Научный руководитель: д.ф.-м.н. В.И. Куркин

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт солнечно-земной физики Сибирского отделения Российской академии наук (ИСЗФ СО РАН),

Россия, г. Иркутск, ул. Лермонтова, 126-а, а/я 291, 664033

E-mail: pav@iszf.irk.ru

Несмотря на важность миссий с системами ионосферного зондирования для изучения и диагностики околоземного космического пространства их было запущено сравнительно небольшое количество. Одной из причин этого является то, что из-за использования передатчиков мощностью несколько сотен ватт и большой антенной системы ионозонды являются одной из самых энергоёмких и крупных по массе и габаритам систем в составе исследовательских аппаратов. Вторая проблема – при работе ионозонда создаются сильные электромагнитные помехи остальной аппаратуре спутника, что приводит к невозможности проведения одновременных наблюдений на ряде инструментов. Тем не менее, спустя более полувека с момента запуска первых космических ионосферных миссий, в современной планирующейся к запуску космической системе «Ионосфера» за основу принципа построения бортовых ионозондов «ЛАЭРТ» взяты всё те же устаревшие принципы моноимпульсного зондирования. Справедливости ради надо отметить, что, например, при создании аппаратов «Алуэтт» в 1965 году рассматривался вопрос возможного использования непрерывных сигналов с линейной частотной модуляцией. Тогда отмечалось, что использование для зондирования сигналов с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ, сигналов с качающейся частотой и непрерывным излучением) в наземных двухпозиционных установках позволяет значительно снизить пиковые напряжения, получить высокое соотношение сигнал/шум и упростить схему выходного каскада усилителей ионозонда. Однако, реализация на практике преимуществ таких систем при проведении зондирования внешней ионосферы была признана невозможной. Ниже приводится список причин, по которым разработчики систем внешнего зондирования ионосферы того времени отказались от применения сигналов с линейной частотной модуляцией:

- сложность создания компактных генераторов сигналов с линейной частотной модуляцией;
- большие погрешности измерений дальности из-за доплеровских сдвигов;
- большая длительность цикла зондирования из-за низкой скорости перестройки частоты;
- необходимость применения антенных переключателей из-за невозможности обеспечения одновременной работы приёмника и передатчика приводящая к импульсному режиму работы;
- сложность построения компактной системы предварительного анализа данных и подготовки к передаче их по телеметрическим каналам[1].

Хотя от установки системы с ЛЧМ на спутник отказались, развитие наземной аппаратуры такого типа продолжилось. В частности, в настоящее время в азиатской части России действует сеть ЛЧМ зондирования ионосферы, принадлежащая ИСЗФ СО РАН [2]. Данная сеть состоит из системы наклонных трасс протяжённостью 2000-3000 км, одной слабонаклонной трассы протяжённостью 120 км и многофункционального ионозонда вертикального зондирования ионосферы непрерывными ЛЧМ сигналами. В контексте данной работы наибольший интерес представляет именно ионозонд вертикального зондирования ионосферы непрерывными ЛЧМ сигналами, который является уникальной разработкой, не имеющей аналогов в России и мире.

Ионозонд отличается возможностью работы в режиме сверхбыстрого зондирования (2-10 с), что позволяет наблюдать динамику быстрых процессов в ионосфере и минимизировать время активного излучения в режиме мониторинга. Ионозонд представляет собой прекрасную базу для развития методик ЛЧМ зондирования. В частности, были исследованы возможности

проведения ЛЧМ зондирования ионосферы на скоростях перестройки частоты вплоть до 4 МГц/с. То есть частотный диапазон шириной в 15 МГц возможно сканировать всего за 4 секунды существенно повышая временное разрешение даже по сравнению с установкой импульсного зондирования, а в случае со спутниковым аппаратом еще и пространственное разрешение по горизонтали. Использование таких скоростей нетривиальная задача, которая потребовала создания методики коррекции фазовых искажений ЛЧМ сигналов, позволившей существенно улучшить подавление сосредоточенных помех различного происхождения ещё на этапе работы во временной области [3].

Повышенная скорость сканирования линейно уменьшает неизбежные ошибки определения дальности, вызванные доплеровскими сдвигами частоты. Дело в том, что в ЛЧМ дальность определяется по разности частот между опорным и пришедшим сигналом, поэтому доплеровские сдвиги частоты дают паразитный вклад в получаемое значение дальности. Например, при частоте зондирования, равной 10 МГц, и редком, но наблюдаемом случае, когда компонента скорости вдоль пути луча равна скорости космического аппарата (~9 км/с), доплеровский сдвиг составит ± 300 Гц. При скорости перестройки частоты 4 МГц/с, ошибка будет составлять не более 22.5 км, оставаясь в абсолютном большинстве случаев меньше величины отсчёта по дальности, который обычно составляет 10 км. При увеличении скорости зондирования, например, до 15 МГц/с время на сканирование диапазона частот составит 1 секунду, а максимальный размер ошибки из-за паразитного вклада доплеровских сдвигов составит всего 6 км.

Обеспечение одновременной работы приёмника и передатчика на близкорасположенные антенны вполне возможно, учитывая, что даже в наземных установках для развязки приёмника и передатчика достаточно применения отдельных антенн и то, что по опыту эксплуатации импульсных ионозондов требуемая мощность сигнала для зондирования сверху меньше в 100 раз, чем для наземных установок. Примем расчётный уровень мощности для передатчика ионозонда космического базирования 0.1 Вт (+20 дБм). Если развязка между приёмными и передающими антеннами составит 20 дБ, действующее значение напряжения на приёмных антеннах будет около 200 милливольт, что укладывается в шкалу существующих быстродействующих АЦП.

Основой обработки данных ЛЧМ ионозонда являются банки фильтров, в качестве которых в настоящее время широко применяется БПФ. Выполнение БПФ на специализированных процессорах цифровой обработки происходит очень быстро, поэтому с компактностью и быстродействием бортовых систем обработки получаемых сигналов в настоящее время проблем тоже нет. В то же время использование программно-определяемых радиосистем в настоящее время позволяет быстро и без существенного усложнения реализовывать формирование и приём любых видов модуляции.

Как видно из изложенного материала, на современном этапе развития элементной базы все основные препятствия для использования сложных сигналов на спутниковых ионозондах потеряли свою актуальность, сохранив при этом возможные преимущества от их использования, поэтому в ближайшем будущем следует ожидать большого количества проектов по разработке и развитию таких установок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. J.E. Jackson, E.S. Warren Objectives, history, and principal achievements of the topside sounder and ISIS programs// Proceedings of the IEEE, Volume: 57, Ио 6, June 1969, pp. 861-865
2. Подлесный А.В., Брынько И.Г., Куркин В.И., Березовский В.А., Киселёв А.М., Петухов Е.В. Многофункциональный ЛЧМ ионозонд для мониторинга ионосферы // ГЕЛИОГЕОФИЗИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЫПУСК 4, 24–31, 2013 ТЕХНОЛОГИИ И РЕЗУЛЬТАТЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ИОНОСФЕРЫ И РАСПРОСТРАНЕНИЯ РАДИОВОЛН
3. Подлесный А.В., Лебедев В.П., Ильин Н.В., Хахинов В.В. Реализация метода восстановления передаточной функции ионосферного радиоканала по результатам зондирования ионосферы непрерывным ЛЧМ-сигналом // Электромагнитные волны и электронные системы. 2014. Т. 19. № 1. С. 063–070.

**ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ЭКСПЕДИЦИЙ С ВОЗВРАЩЕНИЕМ
К ЗЕМЛЕ КА С КОМБИНИРОВАННОЙ ТЯГОЙ**

А.С. Самохин^{1,2,3,4}, М.А. Самохина^{1,2,3,4}, Е.К. Мамонтов², Г.Н. Голикова², Д.А. Горбунов²

Научные руководители: доц., к.ф.-м.н. И.С. Григорьев^{1,4}, проф., к.ф.-м.н. М.П. Заплетин^{1,2,4}

¹МГУ им. М.В. Ломоносова, Россия, Москва, Ленинские горы, д. 1, 119991; ²РУДН, Россия, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6, 117198; ³ВШЭ, Россия, Москва, ул. Мясницкая, д. 20, 101000; ⁴ООО НТА Космоэкспорт, Россия, Москва, ул. Профсоюзная, д. 84/32, с. 1, 117485

E-mail: SamokhinAlexander@yandex.ru

В настоящее время управление космическим аппаратом (КА) посредством только реактивных двигателей большой тяги (БТ) не позволяет доставить к планете-цели удовлетворительную массу полезного груза. Использование же лишь двигателей малой тяги (МТ) решает эту проблему, но при этом время ухода КА от Земли и торможения КА у планеты-цели становится недопустимо велико. Использование на КА комбинации двигателей БТ и МТ сочетает в себе достоинства как манёвров с БТ (малое время перелёта), так и манёвров с МТ (большая масса полезной нагрузки), позволяет избежать вышеуказанных недостатков и в итоге реализовать доставку необходимой полезной массы за приемлемое время. Данная проблема исследуется в работе на примере одной из актуальных задач изучения дальнего космоса — оптимизации экспедиции пространственного перелёта космического аппарата (КА) к Фобосу с возвращением к Земле [1, 2], приуроченной к реальной, планируемой Российской Федерацией, миссии.

Обычно в подобного рода задачах авторами исследований не уделяется должного внимания планетоцентрическим участкам траектории и отсутствует сквозная оптимизация всей миссии. В настоящей работе показана методика построения экстремалей Понтрягина в подобных задачах с учётом этих моментов. Орбита Земли (ОЗ), Марса (ОМ) соответствует эфемеридам DE424, орбита Фобоса (ОФ) — MAR097 [3]. Гравитационные поля Солнца, Земли и Марса считаются центральными ньютоновскими. Перелёт начинается с 2020 по 2030 г. В первой части миссии КА стартует с круговой орбиты искусственного спутника Земли (КОИСЗ), соответствующей выведению с Байконура с фиксированным углом наклона к экватору $i_E = 51,6^\circ$, высотой $h_E = 200$ км и свободными долготой восходящего узла Ω_0 и положением КА на орбите φ_0 . Затем КА подлетает к Марсу, садится на Фобос, и при помощи доставленной научной аппаратуры производятся исследования, в том числе забор проб грунта, продолжительностью не менее 30 дней. Во второй части миссии КА летит обратно от Фобоса к Земле. КА и Фобос представляют собой непритягивающие материальные точки, их координаты и скорости в конечный момент первой части и начальный момент второй части совпадают. Угловое положение КА на исходной КОИСЗ, моменты старта и оптимизируются. На рис. 1 приведена схема первой части экспедиции.

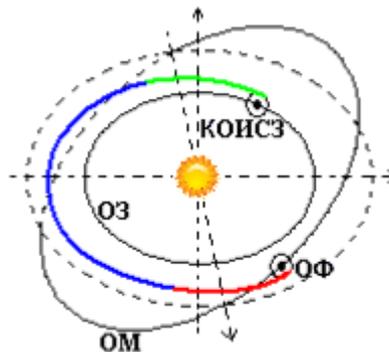


Рис. 1. Схема перелёта от Земли к Марсу. В связи с эффектом потери точности, движение КА на каждом из пяти участков траектории рассматривается в одной трёх различных невращающиеся декартовых систем координат (СК) с осями, параллельными осям СК J2000. Зелёным цветом выделен участок использования геоцентрической СК, синим — гелиоцентрической и при подлёте к Марсу красным — марсоцентрической. На 1, 3 и 4 участках миссии СК неинерциальные.

Предполагается, что КА управляется величиной и направлением вектора реактивной тяги последовательно 4-х двигательных установок (ДУ) с тягой $T_{ДУ}$ и массой $M_{ДУ}$: Фрегат осуществляет разгон КА у Земли; затем на протяжении перелёта от Земли к Марсу может работать ДУ МТ; торможение у Марса осуществляется ДУ перелётного модуля (ПМ); разгон у Марса при старте обратно к Земле — при помощи ДУ возвращаемого аппарата (ВА). В первой части миссии после отработки очередной ДУ, она сбрасывается. Моменты включения, выключения ДУ МТ и ДУ ВА оптимизируются, а ДУ Фрегат и ДУ ПМ заданы продолжительностями их работы, являющимися параметрами задачи. Минимизируется конечная масса: $M_k = M_0 - \sum_{ДУ} \left(\frac{T_{ДУ} \Delta \tau_{ДУ}}{C_{ДУ}} + M_{ДУ} \right) \rightarrow \min$, где M_0 — начальная масса КА на КОИСЗ, $C_{ДУ} = g_E P_{уд}$ — скорость истечения реактивной струи ДУ, $P_{уд}$ — удельная тяга ДУ, $\Delta \tau_{ДУ}$ — суммарное время работы ДУ, $g_E = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Задача космодинамики формализуется как задача оптимального управления совокупностью динамических систем. На основе соответствующего принципа максимума [4] её решение сводится к решению нелинейной краевой задачи 70-го порядка, которая решалась численно методом стрельбы с подбором 21-го параметра пристрелки, с использованием модифицированного метода Ньютона и метода Рунге-Кутты 8(7) с автоматическим выбором шага для интегрирования задач Коши. Производная вектор-функции невязок по параметрам пристрелки вычислялась при помощи центральных разностей. Ввиду многоэкстремальности исходной задачи и необходимости хорошего начального приближения для метода Ньютона, при поиске области локально оптимального решения задачи, предварительно рассматривалась аппроксимация всей миссии серией задач Ламберта [5] и затем решалась импульсная задача на основе принципа Лагранжа.

Поставленную задачу удалось решить, построены конкретные траектории [6]. Разработан программно-аппаратный комплекс. Описана методика построения экстремалей в подобных задачах с проведением сквозной оптимизации всей миссии. Представлены результаты расчётов, позволяющие судить о целесообразности использования комбинированного управления КА при помощи ДУ БТ и МТ в экспедиции к Фобосу. Рассмотрение сложных задач траекторной оптимизации, требующих для своего решения синтеза методов локальной и многоэкстремальной оптимизации, оптимального управления, космодинамики, механики космического полёта, небесной механики и численных методов, даёт значительный вклад в теорию решения таких задач. По результатам исследований опубликовано более 40 работ и сделано 35 докладов на международных конференциях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Энеев Т.М. Актуальные задачи исследования дальнего космоса // Космические исследования. – 2005. – Т. 43. – № 6. – С. 403–407.
2. Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. Научное издание в двух томах. – Т. 1, 2. – М.: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» Роскосмоса, ИКИ РАН, 2011. – 519 с.
3. An Observation Geometry System for Space Science Missions. NAIF of JPL of NASA. 2017. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://naif.jpl.nasa.gov/naif>. – 25.08.2017.
4. Григорьев И.С., Григорьев К.Г. Об условиях принципа максимума в задачах оптимального управления совокупностью динамических систем и их применении к решению задач оптимального управления движением космических аппаратов // Космические исследования. – 2003. – Т. 41. – № 3. – С. 307–331.
5. Самохин А.С. Оптимизация экспедиции КА к Фобосу при управлении импульсными воздействиями с использованием решения задач Ламберта и учетом притяжения Земли и Марса // Вест. Моск. Ун-та. Сер. 1. Математика. Механика. – 2014. – № 2. – С. 62–66.
6. Григорьев И.С., Заплетин М.П., Самохин А.С., Самохина М.А. Оптимизация экспедиции к Фобосу с комбинированной тягой с возвращением к Земле // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – вып. 7. – 24 с. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1639>.

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ ОПАСНЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ, ПРИБЛИЖАЮЩИХСЯ К ЗЕМЛЕ С ДНЕВНОГО НЕБА («СОДА»)

А.С. Шугаров, С.А. Нароенков

Научный руководитель: чл.- корр. РАН, д.ф.-м.н. Б.М. Шустов

ФГБУН Институт астрономии Российской академии наук,

Россия, г.Москва, ул. Пятницкая, 48, 119017

E-mail: andyss@inbox.ru

Астероидно-кометная опасность – угроза столкновения Земли с малыми телами Солнечной системы [1]. Метеороид, взорвавшийся над Челябинском 15.02.2013 г. наглядно показал опасность падения даже относительно мелкого тела (17 м) вблизи населенного пункта.

Представлена концепция проекта СОДА (Система обнаружения дневных астероидов) [2], предназначенного для массового и оперативного обнаружения опасных небесных тел (ОНТ) размером более 10 м, летящих к Земле со стороны Солнца. Данная область принципиально недоступна для действующих наземных обзорных систем и космических аппаратов (КА) на околоземной орбите из-за фоновой засветки и неоптимального фазового угла.

Основным элементом системы являются один или два космических аппарата, размещенных в окрестности точки либрации L1 в системе Солнце–Земля (рис. 1). Полезная нагрузка – широкоугольные телескопы с апертурой 30 см с полноапертурными подвижными зеркалами, способные обнаруживать 10 м тела на расстоянии до 2 млн. км. Для обнаружения опасных небесных тел будет использоваться барьерный способ. После обнаружения на барьере ОНТ будут наблюдаться по целеуказанию вплоть до возможного столкновения с Землей. Наличие двух аппаратов позволит проводить синхронные наблюдения, что существенно повысит точность определения орбиты, полноту и достоверность данных.

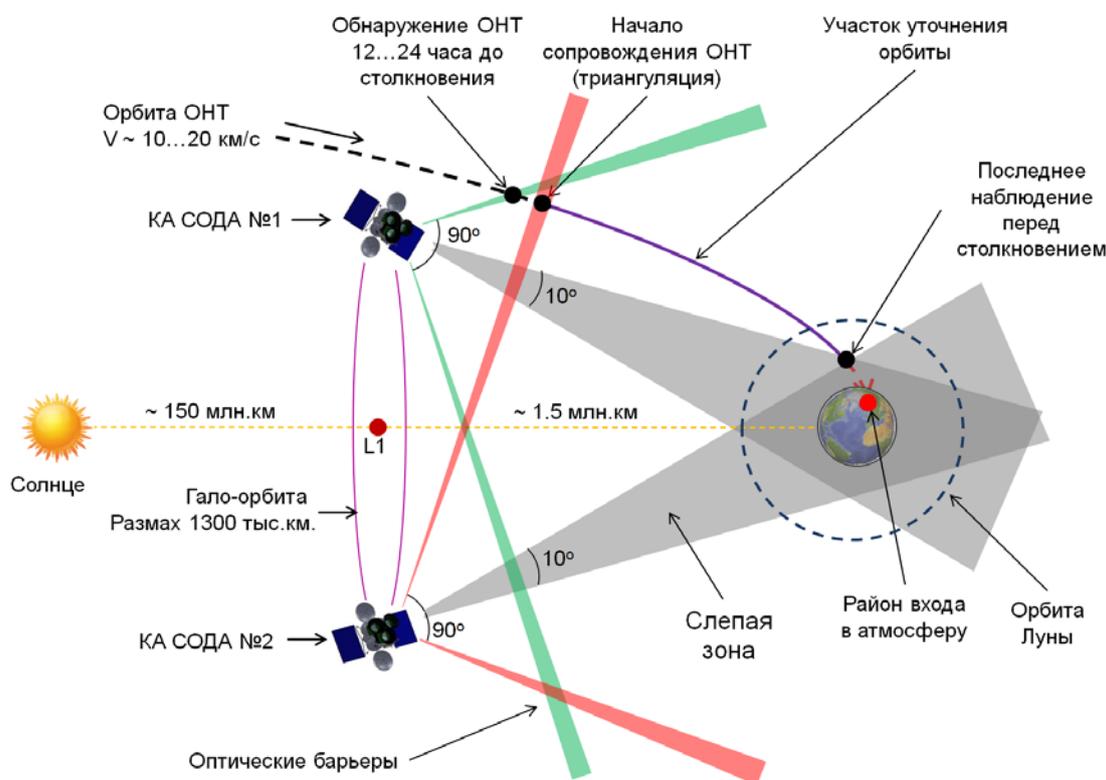


Рис. 1. Схема работы проекта СОДА

Проект СОДА позволит обнаруживать ОНТ примерно за сутки до их возможного столкновения с Землей, за 10 ч до падения точность определения точки входа в атмосферу

Земли составит 100 км, за 4 ч до столкновения – 10 км. Проект СОДА будет способен обнаружить до 60% от всех тел размером от 10 м, приближающихся к Земле. Согласно результатам моделирования в течение 5 лет будет обнаружено 3000 ОНТ размером более 10 м, сближающихся с Землей со стороны Солнца [3]. За 5–10 лет работы будет обнаружено одно–два тела на столкновительных орбитах, для которых будет заблаговременно (4–10 ч) с точностью 10–50 км определена точка входа в атмосферу Земли. За срок активного существования КА СОДА сработает по прямому назначению как минимум один раз. Событий, требующих внимания, таких как пролет тел вблизи Земли, будет существенно больше.

В проекте предполагается использовать малоразмерную космическую платформу (рис. 2). Возможна установка дополнительной научной аппаратуры для проведения наблюдений Солнца и Земли. Так, установка четвертого телескопа, направленного строго на Землю, позволит получать снимки с разрешением до 10 км в разных спектральных полосах.

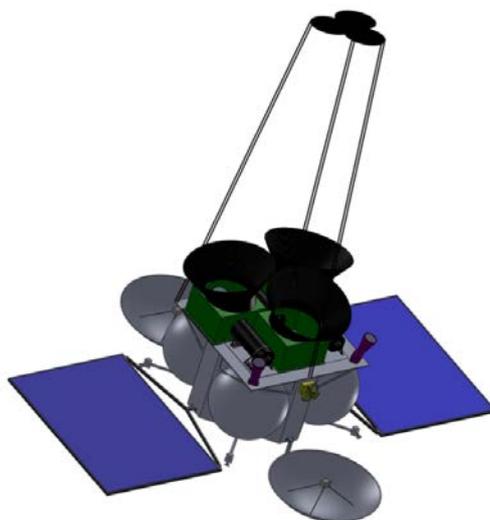


Рис. 2. Компоновка КА «СОДА» с тремя широкоугольными телескопами и маской

Проект СОДА в настоящее время не имеет действующих аналогов. Реализация проекта позволит создать службу обнаружения опасных небесных тел, заложив основу для создания национальной системы противодействия космическим угрозам, позволит впервые получить достаточно полные данные об астероидно-кометной обстановке в Солнечной системе вблизи Земли. Наземные службы, в первую очередь МЧС России, будут снабжены своевременной информацией о космических угрозах. Результаты работы проекта по каталогизации тел могут быть использованы для планирования будущих космических миссий к астероидам с целью изучения их свойств, разработки методов активного противодействия, добычи ресурсов.

Создание службы обнаружения опасных небесных тел на основе средств космического базирования позволит России получить независимый, достаточно полный доступ к информации об астероидно-кометной опасности, создаст базу для участия в международной кооперации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Астероидно-кометная опасность: стратегия противодействия / Под ред. В.А. Пучкова. – М.: ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ), 2015. – 272 с.
2. Шугаров А.С. и др. Космическая система обнаружения опасных небесных тел, приближающихся к Земле с дневного неба (СОДА) // Космические исследования. (в печати)
3. Шустов Б.М., Нароенков С.А., Ефремова Е.В. О населенности околоземного пространства опасными небесными телами // Астрономический вестник. 2017. Т. 51. № 1. С. 44-50.

Секция №2

«СИСТЕМНЫЕ И ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ, РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ»

Председатель секции:

Бармин И.В., председатель конкурсной комиссии конкурса «Орбита молодёжи», председатель
Общественного совета Госкорпорации «РОСКОСМОС».

Эксперты:

Горохов В.Д., главный конструктор АО «КБХА»;
Цапко С.Г., доцент кафедры АиКС ИК ТПУ.

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ И ОБОРУДОВАНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО
МАШИННОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА
ТРУДНОДОСТУПНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДСЕ ЖРД**А.С. Мачихин, А.В. Горевой, В.И. Батшев, Д.Д. Хохлов, А.А. Наумов

Научный руководитель: профессор, д.ф.-м.н. В.Э. Пожар

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Научно-технологический центр
уникального приборостроения РАН,

Россия, г. Москва, ул. Бутлерова, 15, 117342

E-mail: batshev_vlad@mail.ru

Работа направлена на развитие технологий производства изделий ракетно-космической техники (РКТ) за счет повышения эффективности (информативности, достоверности, эргономичности) неразрушающего контроля (НК) поверхностей их внутренних труднодоступных элементов. Предложена, разработана, реализована и экспериментально апробирована отечественная технология визуально-измерительного эндоскопического исследования. Впервые показано, что за счет применения априорной информации из конструкторской документации (КД), современных элементной (оптической, механической и электронной) базы и алгоритмов цифровой обработки данных позволяют создавать малогабаритные аппаратно-программные комплексы для расширения возможностей и преодоления ряда ограничений, которые имеют современные исключительно иностранные аналоги.

Контроль чистоты внутренних полостей является неотъемлемой процедурой на этапах производства, сборки и испытаний изделий деталей и сборочных единиц жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и других изделий РКТ, качество проведения которой во многом определяет их штатное безаварийное функционирование. Несмотря на то, что ведущими предприятиями – производителями РКТ затрачиваются значительные усилия для развития методов НК внутренних полостей ЖРД, внедренные к настоящему времени подходы и приборы имеют существенные физические, практические и эргономические ограничения, не позволяющие обеспечить достаточную для принятия обоснованного решения точность измерений, степень автоматизации и производительность, что приводит к тому, что результаты контроля в итоге определяются, главным образом, опытом и квалификацией оператора. Поэтому актуальным и перспективным является разработка аппаратуры и методик НК, строго привязанных к КД, позволяющих снизить роль человеческого фактора и повысить объективность принятия решений о состоянии и дальнейшей эксплуатации ЖРД.

Для визуально-измерительного контроля деталей и сборочных единиц ЖРД в настоящее время применяют измерительные видеоэндоскопы [1-3]. Контроль труднодоступных объектов возможен благодаря малому диаметру рабочей части (зонда) видеоэндоскопа, который вводится в полость объекта контроля. К недостаткам современных измерительных эндоскопических приборов для контроля ЖРД относятся отсутствие возможности автоматической интерпретации регистрируемой сцены (выявления и классификации дефектов), отсутствие строгой связи получаемых данных с КД исследуемого узла, наличие ограничений при проведении наблюдения (глубина резкости и динамический диапазон) и измерений (зависимость погрешности от дальности, ракурса, освещенности и пр.) [4]. Этим, а также отсутствием производства такого оборудования в России, обоснована актуальность данной работы.

В настоящей работе впервые в России разработаны технология и оборудование, позволяющие проводить видеоэндоскопический измерительный контроль труднодоступных ДСЕ ЖРД. Предложенные методы, программные и конструкторские решения позволяют не только усовершенствовать известные решения, но существенно превзойти и повысить эффективность проведения НК и точность измерений за счет учета реального хода излучения в призмочно-линзовой оптической системе и данных КД исследуемого узла [3,5-7]. Авторами разработан ряд алгоритмов, позволяющих расширить возможности и преодолеть ограничения,

которые имеют современные (исключительно иностранные) приборы для измерительной видеозендоскопии [8,9]. Научно-техническая значимость работы заключается в развитии методов НК труднодоступных ДСЕ ЖРД, а именно в повышении степени автоматизации и скорости их проведения, повышении достоверности и упрощении интерпретации регистрируемых данных. Полученный результат открывает новые направления развития исследований в науке и технике и может быть применен не только при производстве ЖРД, но и многих других сложных изделий ракетно-космической, авиационной и другой техники.

Значимость проекта заключается в том, что разработанный опытный образец может стать прототипом целого ряда компактных и недорогих видеозендоскопических приборов для бесконтактного визуально-измерительного контроля внутренних полостей сложных технических объектов. Данные приборы могут найти широкое применение для неразрушающего контроля не только ЖРД, но и авиационных двигателей, парогенераторов, теплообменников и многих других объектов – тех, для диагностики которых в настоящее время используется исключительно зарубежная измерительная видеозендоскопическая аппаратура, большая часть которой по функциональным возможностям уступает разработанному оборудованию. Внедрение разработанных технологии и оборудования интеллектуального машинного зрения позволит существенно повысить объективность и информативность НК ответственных ДСЕ и, как следствие, качество их изготовления и надежность их функционирования. Развитие предложенных методов и подходов позволит вывести отечественное приборостроение в области создания видеозендоскопической измерительной техники на мировой уровень и закрепить мировой приоритет отечественного приборостроения в этой области науки и техники.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ключев В.В., Соснин Ф.Р., Ковалев А.В. Неразрушающий контроль и техническая диагностика: Справочник. // М.: Машиностроение, 2003. 656 с.
2. Мачихин А.С. Современные технологии визуально-измерительного контроля авиационных двигателей // Двигатель. 2009. № 1. С. 26-28.
3. Мачихин А.С., Батшев В.И. Проблемы создания стереоскопических объективов для видеозендоскопов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 7 (19). С. 45.
4. Мачихин А.С., Перфилов А.М. Применение методов трехмерного машинного зрения для повышения эффективности визуально-измерительного контроля внутренних полостей ЖРД. // Труды НПО «Энергомаш им. акад. В.П. Глушко», 2014. Т. 1. №31. С. 204-220.
5. A. Gorevoy, A. Machikhin. Optimal calibration of a prism-based videoendoscopic system for precise 3D measurements. // Computer Optics, 2017. V. 41(4). P. 536-546.
6. Gorevoy A.V., Machikhin A.S., Shurygin A.V., Khokhlov D.D., Naumov A.A. 3D spatial measurements by means of prism-based endoscopic imaging systems // ГРАФИКОН'2016 Труды 26-й Международной научной конференции. 2016. С. 253-256.
7. Горевой А.В., Мачихин А.С., Хохлов Д.Д., Батшев В.И., Калошин В.А., Перфилов А.М. Применение трассировочной модели оптико-электронной системы для повышения точности стереоскопических эндоскопических измерений. // Дефектоскопия, 2017. № 9.
8. A.V. Gorevoy, A.S. Machikhin. Method to improve accuracy of the geometrical parameters measurement in stereoscopic AOTF-based spectral imagers. Journal of Physics: Conference Series, 2015. V. 584. P. 012004.
9. Горевой А.В., Мачихин А.С., Перфилов А.М. Определение погрешности бесконтактного измерения площади дефектов на поверхностях сложной формы при видеозендоскопическом контроле // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 4 (92). – С. 140–148.

ИННОВАЦИОННЫЙ ПРОЦЕСС ЭЛЕКТРОЛИТНО-ПЛАЗМЕННОЙ ОБРАБОТКИ ВНУТРЕННИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОРПУСОВ ТНА ЖРД

А.Ю. Володин

Научный руководитель: профессор, к.т.н. В.П. Назаров

АО «Красноярский Машиностроительный Завод»,

Россия, Красноярск, пр. имени газеты Красноярский рабочий, 29, 660123

E-mail: Spi2012@inbox.ru

Среди наиболее важных требований, предъявляемых к конструкции современных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), можно назвать: минимальную массу, максимальную жесткость и прочность узлов, максимальный ресурс работы в условиях эксплуатации, высокую надежность. В значительной мере перечисленные требования к конструкции обеспечиваются выбором необходимых материалов и совершенством технологии изготовления конструкции. В условиях производства ЖРД энергетические параметры насосов, такие как напор, мощность, КПД определяются по результатам гидродинамических испытаний (гидропролива) насосов [1]. Гидравлические потери непосредственно зависят от качества обработки внутренних поверхностей корпусов, которое обуславливает высокие эксплуатационные свойства турбонасосного агрегата. Улучшение качества шероховатости внутренних литейных поверхностей корпусных деталей, влияющее на энергетические параметры насосов турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя, можно достичь методом электролитно-плазменной обработки, основанным на плазменных и электрохимических процессах, возникающих в тонкой парогазовой оболочке у поверхности металла под действием высокого напряжения [2]. Электролитно-плазменная обработка (ЭПО) широко применяется для очистки поверхности, снижения шероховатости и снятия заусенцев на изделиях, изготовленных из различных металлических материалов. ЭПО является безопасной и более производительной технологией по сравнению с альтернативными видами (электрохимическая, механическая обработка). Сущность процесса заключается в следующем. Вокруг поверхности обрабатываемой детали-анода, погруженной в электролит, происходит локальное пленочное вскипание электролита и образование стабильной парогазовой оболочки (ПГО). Сформировавшаяся таким образом оболочка из пара и газа отжимает электролит от поверхности детали и значительно увеличивает электрическое сопротивление в цепи деталь – электролит. При этом сила тока резко уменьшается, и напряжение источника питания почти полностью прикладывается к образовавшейся парогазовой оболочке. Таким образом, из-за высокой локальной напряженности электрического поля возникает частичная ионизация газа с протеканием электрического тока через парогазовую оболочку в виде импульсных и диффузных электрических разрядов [3].

При проведении экспериментальных исследований на образцах-имитаторах, установлено, что метод электролитно-плазменной обработки с применением устройства (см. рис. 1) для обработки внутренних пространственно-сложных поверхностей различной кривизны корпусных деталей центробежных насосов ЖРД является наиболее эффективным и удовлетворяет всем требованиям при производстве деталей для создания кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей новых схем [4]. Устройство работает следующим образом. На выходе изделия 1 устанавливают анод 3, прижимают его переходником 7 и фиксируют хомутом 5. На входе в изделие 1 устанавливают переходник 7 и фиксируют хомутом 5. Открытая полость изделия 1 глушится заглушкой 8. Электролитическая ванна 10 из полимерного материала заполняется водой, затем вносятся компоненты электролита, включается насос 11 и нагреватель 14. За счет циркуляции электролита происходит перемешивание его составляющих и интенсифицируется процесс растворения компонентов. При достижении электролитом на входе в электролитическую ванну 10 нижней границы диапазона рабочих температур нагреватель 14 прекращает свою работу. Рабочий цикл начинается с включения питания на катоде 2, происходит процесс электроимпульсного полирования. Во время работы устройства насос 11 осуществляет постоянную циркуляцию электролита (см. рис. 2). По истечению времени обработки выключают источник питания на

катоде 2, электролит сливают из системы и извлекают изделие 1. Также извлекают фильтр 4 для его последующей очистки либо замены.

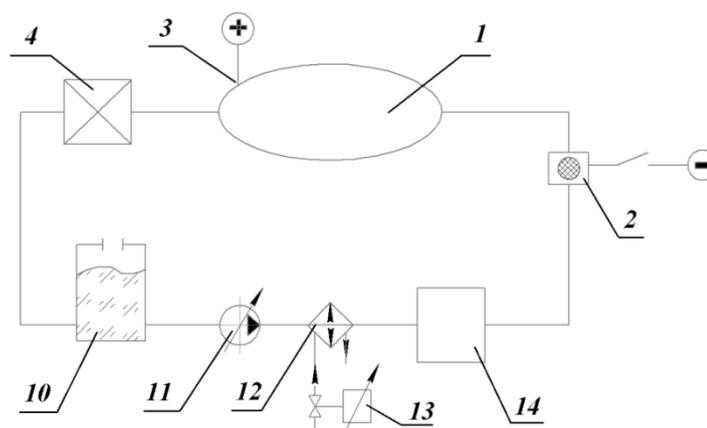


Рис. 1. Конструктивная схема устройства для электролитно-плазменной обработки внутренних пространственно-сложных поверхностей различной кривизны: 1 – обрабатываемое изделие, 2 – катод, 3 – анод, 4 – фильтр, 5 – хомут; 6 – переходная втулка; 7 – переходник; 8 – заглушка; 9 – трубопровод; 10 – электролитическая ванна, 11 – насос, 12 – теплообменник, 13 – регулятор расхода, 14 - нагреватель

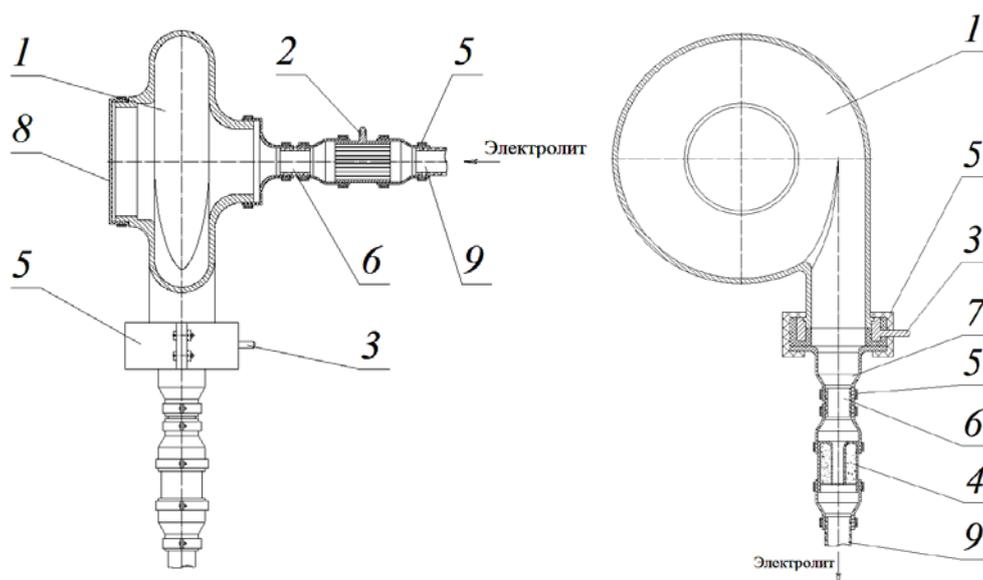


Рис. 2. «Вход» и «Выход» электролита в процессе электролитно-плазменной обработки

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Влияние геометрических размеров бесконтактных уплотнений на КПД центробежных насосов / Володин А.Ю., Назаров В.П., Бочерикова Я.В. // Решетневские чтения: материалы XVIII Междунар. науч. конф. - Красноярск: СибГАУ, 2014. С. 127-128.
2. Ясногородский И. З., Электрохимическая и электромеханическая обработка металлов - М.: Машиностроение, 1971. 157 с.
3. Справочник по электрохимическим и электрофизическим методам обработки / Г.Л. Амитан [и др.]; под общ. ред. В.А. Волосатова. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние. 1988.
4. Способ электролитно-плазменной обработки внутренних пространственно-сложных поверхностей различной кривизны корпусных деталей центробежных насосов ЖРД / Володин А.Ю., Заруба Д.С., Величко Н.В. // Решетневские чтения: материалы XX Междунар. науч. конф. - Красноярск: СибГАУ, 2016.

МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИОННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ В СОСТАВЕ ТНА ЖРД

Д.Н. Галдин

Научный руководитель: профессор, д.т.н. А.В. Кретинин
Воронежский государственный технический университет
Россия, г.Воронеж, Московский проспект, 14, 394026
E-mail: dmgaldin@yandex.ru

Существующая на данный момент задача улучшения показателей эффективности центробежных насосов (ЦН) заключается в повышение качества проектирования составных частей, таких как подводящее устройство, рабочее колесо и отвод. Эта задача является общей для всех лопаточных машин, однако особенно актуальна она для насосных агрегатов двигателей летательных аппаратов. Для них, в первую очередь для турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей, необходимо обеспечение минимальных массы и габаритов при максимальной экономичности. При этом необходимо учитывать, что в жидкостном ракетном двигателе, как минимум два насоса, которые могут быть многоступенчатыми, как, например, в двигателе РД0120 [1]. Большое количество проведённых теоретических и экспериментальных исследований показало, что основным элементом, определяющим основные характеристики центробежного насоса, является рабочее колесо, его геометрия существенно влияет на коэффициент полезного действия насоса.

Существующие расчётные методики, используемые для профилирования рабочего колеса ЦН, дают возможность получить достаточно хорошие результаты. К сожалению, данные методики содержат большое количество поправочных коэффициентов, что препятствует получению оптимальных геометрических параметров.

Использование возможностей математического моделирования гидродинамических процессов в проточной части центробежного насоса с применением системы конечно-элементного анализа ANSYS совместно с различными методами нелинейного программирования позволяет получить оптимизированную геометрию проточной части насоса, обеспечивающую максимальную гидродинамическую эффективность [2]. Одной из возможных задач совершенствования проточной части является многокритериальная условная оптимизация, при этом ограничениями являются кавитационный запас и конструктивные параметры, а критерий оптимизации гидравлический КПД насоса (при необходимости могут использоваться другие критерии эффективности).

Для того, чтобы выполнить оптимизацию центробежного насоса, необходимо предварительно создать специальные расчётные модули элементов проточной части (параметрические 3D-модели). Геометрия проточной части центробежного насоса в описываемой методике может состоять из следующих элементов: подводящее и отводящее устройства, рабочее колесо. Под параметризованной 3D моделью принимается совокупность ряда параметров, основных геометрических ограничений и набора алгоритмов моделирования, которые позволяют при изменении в определённых заданных диапазонах значений некоторых параметров автоматически перестроить модель элемента.

С целью формирования корректной модели оптимизации первоначально проводится поверочный расчёт исходной геометрии центробежного насоса. В ходе поверочного расчёта на основе исходных параметрических моделей элементов проточной части строятся сеточные модели. Построение сеточных моделей происходит с помощью модулей Ansys Meshing, Ansys Turbogrid или Ansys ICEM CFD. После того как сеточные модели будут сформированы на их основе создаётся расчётная модель в модуле вычислительной гидродинамики Ansys CFX. С помощью инструмента CFX Pre формируются граничные условия (на входе, выходе, стенках, интерфейсы между сеточными моделями), параметры моделирования (модель турбулентности, зависимости от температуры рабочего тела: плотности, вязкости, давления насыщенных паров и пр.) и передаются в решатель CFX. В решателе задаются параметры алгоритма решения

сеточных уравнений и запускается процесс решения. После сходимости системы сеточных уравнений результаты передаются в CFX Post, где обрабатываются и выводятся в качестве выходных значений критериев оптимизации.

При проведении идентификационного расчёта проводится анализ влияния задаваемых в препроцессоре CFX установок на показатель сходимости результата решения (значения невязок). В ходе расчёта основными параметрами, определяющими успешное моделирование, являются: стационарный или неустановившийся режим течения, используемая модель турбулентности, количество элементов расчетной сетки, задаваемые граничные условия. Решение считается успешным в том случае, если значения всех среднеквадратичных невязок (RMS) ниже 10^{-4} , а интегральные параметры принимают стабильное значение. В результате анализа полученных результатов для достижения оптимального баланса между точностью расчёта и временем необходимого на его выполнения уточнение необходимых параметров расчёта.

После настройки проекта исследования назначаются независимые и зависимые переменные, диапазоны изменения независимых переменных, критерии оптимизации и ограничиваемые параметры. Для одного проекта исследования может быть сформулирована и настроена целая совокупность задач оптимизации, различающихся варьируемыми переменными, критериями и ограничениями. В зависимости от выбранной задачи оптимизации в параметрические 3D модели элементов проточной части центробежного насоса необходимо внести дополнительные коррективы таким образом, чтобы исключить отклонение геометрических размеров за пределы сверх заданных ограничений. Для определения расположения точек проектирования составляется план эксперимента. Основная цель планирования эксперимента — задание точек наиболее эффективным образом, что позволит получить требуемую информацию при наименьшем числе вычислений, а также повысить точность метамоделей.

Следующим этапом в описываемой модели оптимизации является выбор подходящего алгоритма построения метамоделей или модели регрессионного анализа. Составной частью среды конечно-элементного анализа ANSYS является программный модуль оптимизации DesignXplorer. Технологии, применяемые в данном модуле, позволяют осуществлять управление параметрами для прогнозирования влияния параметрических или геометрических изменений на конструкцию. Учитывая использование апробированных оптимизационных алгоритмов? применение модуля DesignXplorer в качестве базового средства оптимизации элементов центробежных насосов является обоснованным, и представляется целесообразным вследствие универсальности и возможности решения задач широкого спектра.

Основными задачами, решаемыми с помощью данной методики, являются повышение точности, снижение трудоемкости и продолжительности расчета, исключение влияния «человеческого» фактора и общее технологическое совершенствование существующих инженерных методик расчета и оптимизации гидравлических и геометрических параметров проточной части центробежных насосов. На рис.6 изображена структура управления процессом оптимизационного проектирования на предприятии-изготовителе насосных агрегатов.

Разработанная методика может применяться для любых насосных агрегатов, включая насосы турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей как для низко-, так и для высококипящих компонентов топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Иванов А.В. Турбонасосные агрегаты кислородно-водородных ЖРД: монография, А.В. Иванов, А.И. Белоусов, А.И. Дмитренко. Воронеж: ГОУВПО «Воронежский государственный технический университет», 2011. 284 с.
2. Валюхов С.Г., Кретинин А.В. Оптимизация геометрии рабочего колеса центробежного нефтяного насоса с использованием инструментов ANSYS // Материалы международной конференции «Воронежская зимняя математическая школа С.Г. Крейна -2014». - Воронеж: ИПЦ «Научная книга», 2014. – С. 76-83

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА АНАЛИЗА ТМИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПРИЕМО-СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ СУ РКТ

А.Н. Дюков, А.Ю. Пилипенко, Е.Ю. Прокопов
Научный руководитель: к.т.н. А.А. Филимонков
Филиал ФГУП «НПЦ АП» - «СПЗ»,

Россия, Калужская обл., Козельский район, г. Сосенский, 1-й Заводской проезд, 1, 249711

E-mail: spzokb@sovintel.ru

Надёжность изделий ракетно-космической техники (РКТ) напрямую зависит от качества испытаний, проводимых на этапе их разработки. Зачастую управление процессом испытаний и регистрация результатов испытаний возлагаются на человека. В связи с этим достоверность результатов испытаний изделий РКТ, получаемых при проведении испытаний в ручном режиме, существенно зависит от опыта и навыков испытателя. Учитывая существующие тенденции в ракетно-космической отрасли, направленные на повышение качества надёжности, ужесточение временных и других ресурсных ограничений в процессе принятия решений при проведении испытаний, повышения информативности и достоверности получаемых результатов, особую актуальность приобретает вопрос разработки автоматизированных систем оценки технического состояния изделий РКТ [1].

Внедрение автоматизированных систем оценки технического состояния изделий позволит достигнуть повышения качества проведения испытаний за счёт:

- 1) сокращения времени проведения испытаний;
- 2) уменьшения количества задействованного персонала при проведении испытаний;
- 3) увеличения надёжности и безопасности процесса проведения испытаний за счёт автоматизации, исключающей влияние «человеческого фактора».

Целью данной работы является разработка автоматизированной системы оценки технического состояния систем управления (СУ) изделий РКТ, позволяющей на основе телеметрической информации (ТМИ) о состоянии изделия сделать заключение о пригодности изделия, выявить неисправности разрабатываемой аппаратуры без участия человека.

Для выполнения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- обеспечить адаптированность системы для широкого спектра СУ;
- автоматизировать процесс выявления неисправностей СУ на основе использования обучаемых моделей принятия решений;
- документирование процесса испытаний и ошибок при их возникновении.

Уникальность данной работы заключается в применении нейросетевых технологий интеллектуального анализа, что позволяет значительно сократить время анализа телеметрической информации о состоянии изделия. Для решения поставленных задач авторами разработана и испытана автоматизированная система интеллектуальной оценки телеметрической информации (АСИОТИ) «АА-17».

АСИОТИ «АА-17» позволяет автоматизировать процесс приемо-сдаточных испытаний и поиск неисправностей на основе телеметрической информации, а также дает первоначальную оценку в режиме реального времени. Кроме того, за счет широкого спектра опций оператор системы «АА-17» может задавать индивидуальные настройки, что обеспечивает универсальность системы при работе с разными типами СУ.

В основе данной АСИОТИ заложена модульная архитектура. Система «АА-17» включает в себя основные модули:

- программная оболочка взаимодействия модулей;
- модуль нейросетевого анализа сигналов телеметрической информации;
- модуль аналитической оценки сигналов телеметрической информации;

- подсистема визуального отображения телеметрической информации для оператора в любой точке процесса испытаний и точках несоответствия с эталоном;
- оболочка вывода полученных результатов.

Программная оболочка взаимодействия модулей собирает в единое информационное пространство все модули АСИОТИ «АА-17», организуя между ними получение, обработку и передачу информации.

Модуль нейросетевого анализа телеметрической информации предназначен для быстрого получения представления о степени подобия анализируемой информации эталону. Применение нейронной сети в качестве классификатора обусловлено ее способностью к обработке зашумленных и сложных данных для их классификации [2].

Модуль аналитической оценки позволяет провести детальное сравнение телеметрической информации, а также осуществляет контроль качества обучения нейронной сети. Аналитический метод оценки можно представить следующими этапами:

- а) получение файлов телеметрической информации в информационное поле подсистемы и проверка их на соответствие формату записи;
- б) поиск начала значимой информации в файлах телеметрической информации;
- в) сопоставление информационных полей подсистемы и передача в отдельный поток сравнения;
- г) проверка размера информационного поля на соответствие размеру эталонной информации;
- д) сравнение информационных полей проверяемой и эталонной информации путем непосредственного сопоставления элементов информационных полей с учетом допустимых пределов;
- е) поиск и сопоставление окончания значимой части информационного поля различной «природы»;
- ж) на заключительном этапе происходит формирование отчета о соответствии проверяемой и эталонной телеметрической информации.

Подсистема визуального отображения преобразует телеметрические данные в понятный для оператора вид в форме графиков и гистограмм, что позволяет произвести мгновенную оценку ситуации. Подсистема визуализации работает в двух основных режимах:

- режим реального масштаба времени;
- режим детальной оценки телеметрической информации.

Оболочка вывода полученных результатов предназначена для визуализации результатов детальной оценки телеметрической информации. В данной режиме наиболее подробно показано положение тестового и эталонного значения телеметрической информации.

В результате получена комплексная система обработки, оценки и визуализации телеметрической информации, позволяющая оператору принять решение о техническом состоянии изделий РКТ. Разработанный алгоритм и его идеология могут быть применены не только к уже существующим СУ, но и при создании новых перспективных СУ. Предложенный метод оценки технического состояния позволяет существенно снизить материально-технологические издержки и увеличить скорость производства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вадутов О.С. Математические основы обработки сигналов: учебное пособие, Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011, - 212 с.
2. Yam J.Y.F., Chow T.W.S., Feedforward Networks Training Speed Enhancement by Optimal Initialization of the Synaptic Coefficients // IEEE Transactions of Neural Networks. - Beijing, 2001. - vol. 12. no. 2. - pp. 430-434.

МОДУЛЬ ОБРАБОТКИ ПОЛЕЗНОЙ ПОЛОСЫ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

В.В. Евстратько, Н.А. Волков, Т.А. Зубов, И.Ю. Тихоненко, А.С. Камышникова

Научный руководитель: профессор, д.т.н. С. П. Панько

Сибирский федеральный университет,

Россия, г. Красноярск, пр. Свободный, 79, 660028

E-mail: evstrafly@gmail.com

Командно-измерительная система космического аппарата (КА) состоит из двух основных частей: бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БА КИС) и наземного сегмента командно-измерительной системы (НС КИС) (рис. 1). Для управления КА необходимы система передачи команд управления (КУ) от НС КИС к БА КИС, система передачи телеметрии (ТМ) от БА КИС к НС КИС, и система измерения текущих навигационных параметров (ИТНП). К основным ТНП относят дальность КА относительно центра управления полетом (ЦУП) и его скорость [1].

Функции передачи КУ, приема ТМ, измерения ТНП в составе НС КИС выполняет так называемый модуль обработки полезной полосы (МОПП). На сегодняшний день основным мировым производителем МОПП для КА коммерческого назначения является компания «Zodiac Aerospace» (Франция). Zodiac Aerospace производит прибор «Cortex CRT-Q», стоимость которого достаточно высока. Кроме высокой цены данный прибор не в полной мере отвечает требованиям отечественных пользователей. Исходя из этого, актуальной задачей явилась разработка собственного прибора МОПП, производимого на территории Российской Федерации.

Прототип МОПП выполнен на зарубежной элементной базе. В следующей версии прибора запланирован переход на отечественную элементную базу. На настоящий момент разработана принципиальная схема второй версии прибора. Доля отечественных РЭК в схеме второй версии МОПП составляет 90%. Структурная схема прототипа МОПП, выполненного в соответствии со стандартом CCSDS, показана на рис. 1. CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) - Международный Консультативный Комитет по космическим системам передачи данных [2].

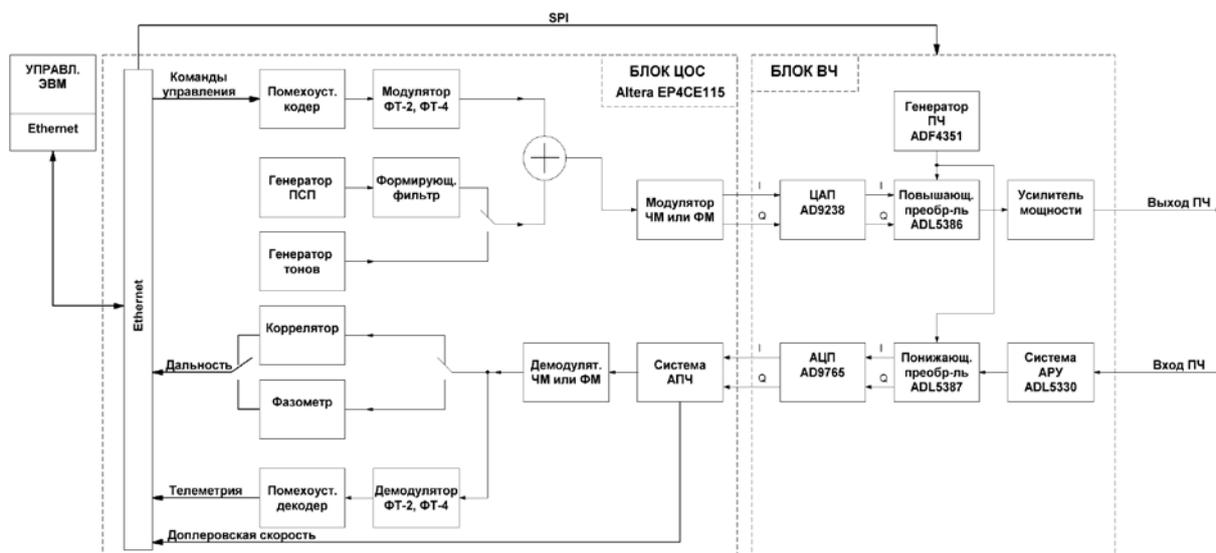


Рис. 1. структурная схема МОПП

Схема состоит из трех основных узлов: управляющая ЭВМ, блок ЦОС, блок ВЧ. Управление режимами МОПП с помощью интерфейса пользователя, формирование данных КУ, анализ данных ТМ и обработку данных ИТНП выполняет управляющая ЭВМ. За обработку

скоростных потоков данных, а также за точные измерения параметров сигналов отвечает блок цифровой обработки сигналов (ЦОС). Цифро-аналоговое, аналого-цифровое, частотное преобразование и усиление сигналов производится в блоке высокой частоты (БЛОК ВЧ). Блок высокой частоты выполнен по схеме с квадратурной обработкой сигналов. Для реализации блока ВЧ выбраны микросхемы фирмы Analog device. Входной сигнал на промежуточной частоте поступает на систему АРУ, выполненную на микросхеме ADL5330. Система АРУ обеспечивает регулировку усиления в пределах 30 дБ. С выхода АРУ сигнал поступает на квадратурный демодулятор, выполненный на микросхеме ADL5387. Демодулятор обеспечивает разложение сигнала на квадратуры I/Q и перенос на нулевую несущую частоту. С выхода демодулятора сигнал поступает на двухканальный АЦП, выполненный на микросхеме AD9765. Данный АЦП преобразует сигналы в полосе до 20 МГц с разрядностью 12 бит. Такие характеристики АЦП дают возможность МОПП работать сразу с несколькими КА одновременно, поскольку полоса принимаемого сигнала с одного КА, согласно требованиям заказчика, не превышает 2 МГц. Это упрощает решение задачи коллокации. В части формирования сигнала применен двухканальный ЦАП типа AD9238, который обеспечивает преобразование сигналов в полосе до 50 МГц и разрядностью 12 бит. Так же, как и в приемном тракте, широкая рабочая полоса ЦАП позволяет формировать сигнал сразу для нескольких КА (согласно требованиям заказчика, полоса передаваемого сигнала на КА не превышает 5 МГц). С выхода ЦАП аналоговый сигнал поступает на квадратурный модулятор сигнала, выполненный на микросхеме ADL5386, в котором осуществляется перенос на промежуточную частоту с последующим усилением сигнала. Несущее колебание формируется при помощи генератора, выполненного на микросхеме ADF4351. МОПП позволяет работать с несущими колебаниями на двух фиксированных частотах: 70 МГц и 950 МГц.

Блок ЦОС реализован на ПЛИС фирмы Altera типа EP4CE115. ПЛИС этой фирмы была выбрана с учетом перехода на отечественные РЭК в следующих моделях МОПП, поскольку отечественные ПЛИС являются аналогами микросхем фирмы Altera. Таким образом, кодовые конструкции, написанные для импортных ПЛИС Altera, могут быть использованы при разработке блока ЦОС на отечественных микросхемах.

МОПП находят широкое применение на внутреннем рынке России. Считая, что в России работает порядка 500 станций управления космическими аппаратами, использующих МОПП, можно заключить, что является актуальной задача разработки отечественного сертифицированного импортозамещающего МОПП. Выпуск такого устройства на внутренний и внешний рынки загрузит производство на 10-12 лет при годичной производительности до 50 прибором при разумной отпускной стоимости.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Панько С. П. Измерение дальности космического аппарата // Исследования наукограда. – 2015. – № 4. – С. 10–12.
2. Стандарт CCSDS 401.0-B-20 (Radio Frequency and Modulation Systems - Part 1 Earth Stations and Spacecraft)
3. Карманов Ю.Т., Николаев А.Н., Поваляев С.В. Применение отечественной элементной базы в широкодиапазонных цифровых устройствах обработки и формирования радиосигналов // Вестник ЮУрГУ. – 2015. – Т. 15. – № 3. – С. 57–65.
4. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. – 123 с.
5. Сыров. А. С. Бортовые системы управления космическими аппаратами. М.: Издательство МАИ-Принт, 2010. – 245 с.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ, ПРОТЕКАЮЩИХ В СТЕНДЕ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИМИТАЦИЕЙ ВЫСОТНЫХ УСЛОВИЙ

А.Н. Ефремов, А.Г. Тимаров

Научный руководитель: профессор, д.т.н. М.И. Соколовский

Научно-производственное объединение «Искра»

Россия, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, 28, 614038

E-mail: ean703@iskra.perm.ru

Для имитации высотных условий при испытании ракетных двигателей, в том числе ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), широко применяются газодинамические трубы (ГДТ), состоящие из барокамеры и герметично присоединенного к ней выхлопного диффузора [1, 2]. Из-за сложного характера течения в такой установке (торможение сверхзвукового высокотемпературного потока продуктов сгорания (ПС), истекающих со среза сопла) конструкция испытательного стенда находится под значительным силовым и тепловым воздействием, а при испытании РДТТ последнее существенно возрастает за счет выпадения на стенки конструкции частиц конденсированной фазы ПС. Типичная конструкция ГДТ представлена на рисунке 1.



Рис. 1. Схематичный пример конструкции ГДТ

Для обеспечения температурного режима при работе выхлопного диффузора разработки НПО «Искра» применяется комбинированная система охлаждения проточного тракта:

- внутренняя система охлаждения входного конуса, которая реализуется за счет создания водяной завесы с помощью впрыска воды через распылительные форсунки;
- рубашечная система охлаждения цилиндрического канала и выходного конуса, которая обеспечивает автономное охлаждение ГДТ.

По результатам первого огневого стендового испытания (ОСИ) перспективного РДТТ, тепловой режим, реализовавшийся на стенках диффузора, оказался более тяжелым по сравнению с ожидаемым. Дополнительно на входном конусе был зафиксирован значительный унос материала с частичным переходом на конический участок ГДТ. Это потребовало замены входного элемента конструкции для проведения последующих ОСИ, несмотря на то, что изначально ГДТ проектировалась для многоразового применения.

В ходе анализа результатов ОСИ было выдвинуто предположение, что наиболее вероятной причиной реализовавшегося температурного состояния является недостаточно эффективная работа узла впрыска воды. Из-за недостатка информации в руководящих документах по оценке эффективности работы узла впрыска для организации внутреннего охлаждения при проектировании ГДТ, а также несовершенства существующих подходов с использованием численного моделирования, где вся вода рассматривается изначально сразу в парообразном виде [3], была разработана собственная методика численного моделирования в одном из коммерческих пакетов вычислительной гидродинамики (ВГД) по определению параметров течения в ГДТ с учетом внутреннего охлаждения от впрыска струй воды, их распада и испарения.

Для проведения численного эксперимента была создана расчетная геометрия, сектор которой составил 9° . В качестве исходных данных для газодинамического расчета используются давление в камере сгорания РД, термодинамические и теплофизические свойства ПС твердого топлива, расход воды на узле впрыска, свойства воды и водяного пара.

Серия расчетов, выполненных по созданной расчетной методике, позволила найти решение по доработке конструкции диффузора путем изменения угла впрыска воды внутрь тракта [4]. Данное решение обеспечило проникновение 95...100% охлаждающей жидкости от общего расхода, подаваемого на впрыск, в поток, что привело к заметному снижению температуры стенок ГДТ (см. рис. 2).

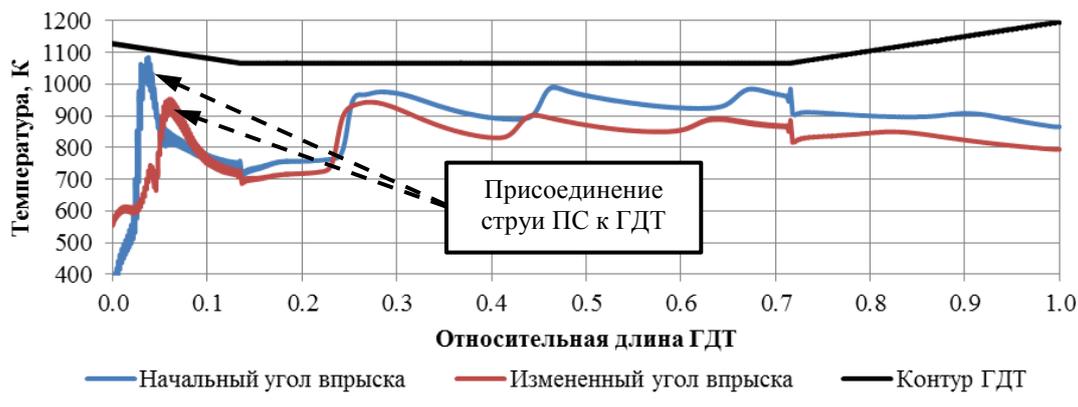


Рис. 2. Температурное состояние стенок ГДТ

Из рисунка 2 также следует, что зона присоединения струи ПС сместилась вглубь проточного тракта, т.к. измененный угол впрыска обеспечил дополнительное поджатие потока. В результате, после ОСИ РДТТ в ГДТ с доработанным узлом впрыска, максимальная глубина уноса материала входного конуса уменьшилась на 70...80%, а длина канавок сократилась более чем на 30%. Данные результаты, в отличие от первого испытания, позволили допустить входной конус для повторного использования.

Предложенный подход к численному моделированию позволяет детально рассматривать течение в тракте ГДТ с внутренним охлаждением, более точно оценивать нагрузки, действующие на ГДТ, оптимизировать ее конструкцию. В целом это приводит к снижению технических рисков при разработке и эксплуатации высотных стендов, что в свою очередь обеспечивает экономический эффект за счет уменьшения количества доработок и повышения ресурса элементов конструкции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Веницкий А.М. [и др.] Конструкция и отработка РДТТ – М.: Машиностроение, 1980. – 230 с.
2. Шишков А.А. Высотные испытания реактивных двигателей – М.: Машиностроение, 1985. – 208 с.
3. Волчков Э.П. [и др.] О влиянии сжимаемости и неизотермичности газа на эффективность заградительного охлаждения при турбулентном пограничном слое // Журнал прикладной механики и технической физики. – 1966. – №4. – С. 126-129.
4. Пат. 2618986 РФ МПК F02K 9/96, G01M 15/14. Стенд для высотных испытаний ракетных двигателей твердого топлива / А.Н. Ефремов, А.Г. Тимаров. Заявлено 24.02.2016; Опубл. 11.05.2017, Бюл. № 14. – 9 с.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕТРА, ОГРАНИЧИВАЮЩИЕ ПУСКИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ В РАЙОНЕ КОСМОДРОМОВ «БАЙКОНУР» И «ВОСТОЧНЫЙ»

О.И. Золотухина, Е.Л. Тунаев

Научный руководитель: профессор, д.г.н. В.П. Горбатенко

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «Космический центр «Южный»

Казахстан, г. Байконур, ул. Им. Космонавта Титова Г.С., 9, 468320

E-mail: Zolot_OI@mail.ru

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 [1]. 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 [2, 3]. В то же время динамика характеристик ветра в свободной атмосфере изучалась не столь активно [4, 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.

Цель настоящей работы является изучение особенностей многолетнего хода ветрового режима в районе космодромов «Байконур» и «Восточный».

Исходным материалом для исследования 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.

Выявлены следующие особенности распределения характеристик ветра с высотой в районе космодрома «Байконур» [1]:

- наибольшие средние и максимальные скорости зафиксированы на высотах от 8 до 12 км;
- наибольшие значения средней скорости ветра в июле и в августе достигали 30 м/с и были приурочены к высотам 12–13 км;
- для космодрома характерно наличие двух максимумов в ходе средней максимальной скорости ветра, основного в июле и вторичного в январе. Основной летний максимум обусловлен смещением в эти широты субтропического струйного течения (субтропическое струйное течение может смещаться до широты 45–50°). Второй максимум обусловлен общим усилением активности циркуляции в холодную часть года [4].

Рассмотрим повторяемость скоростей ветра по грациям (%) в слое 8–12 км. В январе максимальная скорость ветра не превышает 40 м/с, а феврале и мае меньше 50 м/с, во все остальные месяцы года, максимальные значения скорости ветра могут достигать порога 69 м/с.

Преобладающее направление максимальной скорости ветра в слое 8–12 км по сезонам года: в зимний, весенний и осенний периоды преобладает ЮЗ ветер (53–60 %), СЗ направление составляет около 30 %; в летний период на высоте 9 км преобладает ЮЗ ветер (44,7 %), на высотах 8, 10, 11 и 12 км преобладает СЗ направление ветра (47,5 %). Таким образом, летом увеличивается вероятность наличия сдвигов ветра по направлению. В целом замечено, что

опасные скорости ветра формируются в половине всех случаев на фоне юго-западного переноса, а треть случаев приходится на северо-западный перенос.

Выявлены следующие особенности распределения характеристик ветра с высотой в районе космодрома «Восточный»:

- наибольшие средние и максимальные скорости ветра зафиксированы на высотах 7–14 км;
- по числу дней со скоростями ветра, превышающими критические значения, самыми спокойными являются летний и весенний сезоны. Средние скорости ветра в летние месяцы в слое от поверхности земли до 25 км не превышают 23 м/с;
- наибольшая средняя скорость ветра замечена в октябре на высоте 8 и 9 км и достигает 25 м/с.

Сравнивая повторяемость скоростей ветра по градациям в пределах высот (7–14 км), можно сказать, что для района космодрома «Восточный» месяцами с минимальной повторяемостью опасных скоростей ветра (6–9 %) являются июнь и июль, месяцы с высокой повторяемостью: февраль, октябрь и ноябрь (18–21%). Максимальная повторяемость всех опасных по скорости ветра градаций в течение года наблюдается на высоте 8 и 10 км. Если характеризовать сезоны года в целом, то в качестве относительно спокойного можно выделить летний сезон, повторяемость дней с опасными скоростями составляет 9 %. Преобладающее направление максимальной скорости ветра в слое 7–14 км по сезонам года: в зимний и весенний периоды преобладает ветер СЗ направления (46–59 %), ЮЗ направление составляет около 30 %. В летний период на всей высоте рассматриваемого слоя преобладает ЮЗ ветер (40,2 %), СЗ направление ветра составляет 32,8 %. В осенний период процентное соотношение СЗ и ЮЗ ветров одинаково и составляет 44 %. В целом замечено, что опасные скорости ветра формируются в половине всех случаев на фоне северо-западного переноса.

Благоприятными месяцами для пусков ракет космического назначения над территорией космодрома «Байконур», учитывая все изученные характеристики ветра, являются: февраль, май и сентябрь. Для космодрома «Восточный»: июнь–август и сентябрь.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Золотухина О.И., Горбатенко В.П., Вареник П.А. Характеристики ветра в свободной атмосфере над территорией космодрома «Байконур» // Труды ГГО. – 2015. – № 578. – С. 174–191.
2. Второй оценочный доклад об изменениях климата и их последствиях на территории Российской Федерации. Общее резюме. – М.: Росгидромет. – 2014. – 61 с.
3. Мещерская А.В., Еремин В.В., Баранова А.А., Майстрова В.В. Изменение скорости ветра на севере России во второй половине XX века по приземным и аэрологическим данным // Метеорология и гидрология. – 2006. – № 9. – С. 46–58.
4. Чередниченко В. С. Тропопауза и максимальный ветер над Казахстаном (справочное пособие) // Алма-Ата. – Изд-во: УГМС КазССР. – 1975. – 204 с.
5. Лутфиев Х.Л. Вертикальные сдвиги ветра на территории Средней Азии // Труды СЛШГШ. – 1998. – № 130. – С. 63–65.

**ПРОФИЛИРОВАНИЕ И РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
ПЕРСПЕКТИВНОЙ РАДИАЛЬНО-ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ ЯДЕРНОЙ
ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

Р.О. Ишаев, Н.С. Маркелов

Научный руководитель: кандидат физ.-мат. наук С.В. Мосолов

Государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное
унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша»,

Россия, г. Москва, ул. Онежская, 8, 125438

E-mail: rin9244@yandex.ru

На основе анализа процессов в турбине, выявлены требования надёжной работы турбины.

Таблица 1. Надёжность турбины

№	Условия	Требование надёжности	Способ выполнения требования
1	Бесконтактные опоры.	Высокий КПД при зазорах (1-1,5 мм) между РК и статором.	Газодинамическое совершенство проточной части и исключение изгибающего момента, действующего на лопатки
2	R– 100000 ч.; n - 6283 рад/с.	Сопротивление от действия стационарных центробежных сил.	
3	Твх 1200-1500К	Сопротивление температурным деформациям и ползучести.	Использование материала высокой теплопроводности.

В процессе проектирования проточной части радиально-осевой турбины необходимо обеспечить максимальный КПД при высокой надёжности. Анализ и сравнение турбин [1,2] позволяет сделать вывод, что в радиально-осевых турбинах уделяется все большее внимание профилированию лопаток в связи с ростом нагрузок. Исходные данные получены на основе расчёта по [3], или с помощью программы «Radial Turbine Design»[4].

Уравнения контуров лопатки (1) и (2) получены на основе уравнения эллипса, уравнения параметрического закручивания и параметрического уравнения поверхности вида $(x = x(u, v), y = y(u, v), z = z(u, v); (u, v) \in G$, где u, v - параметры) где параметр u заменён на v .

$$\begin{cases} X_{\text{пр}(v)} = \left(\left(\frac{d_{\text{пер}} - D_2}{2} \right) \left(\sqrt{\frac{f^2 - (v)^2}{f^2}} \right) + \frac{D_2}{2} \right) \sin\left(\frac{v \cdot \pi \cdot \theta \mp f \cdot \delta \cdot \pi}{f \cdot 180} \right) \\ Y_{\text{пр}(v)} = \left(\left(\frac{d_{\text{пер}} - D_2}{2} \right) \left(\sqrt{\frac{f^2 - (v)^2}{f^2}} \right) + \frac{D_2}{2} \right) \cos\left(\frac{v \cdot \pi \cdot \theta \mp f \cdot \delta \cdot \pi}{f \cdot 180} \right) \\ Z_{\text{пр}(v)} = v \\ v \in [0, f] \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} X_{\text{в}(v)} = \left(\left(\frac{d_{\text{вт}} - D_2}{2} \right) \left(\sqrt{\frac{-(v)^2}{(f+b_2)^2} + 1} \right) + \frac{D_2}{2} \right) \sin\left(\frac{v \cdot \pi \cdot \theta \mp (f+b_2) \cdot \delta \cdot \pi}{(f+b_2) \cdot 180} \right) \\ Y_{\text{в}(v)} = \left(\left(\frac{d_{\text{вт}} - D_2}{2} \right) \left(\sqrt{\frac{-(v)^2}{(f+b_2)^2} + 1} \right) + \frac{D_2}{2} \right) \cos\left(\frac{v \cdot \pi \cdot \theta \mp (f+b_2) \cdot \delta \cdot \pi}{(f+b_2) \cdot 180} \right) \\ Z_{\text{в}(v)} = v \\ v \in [0, f + b_2] \end{cases} \quad (2)$$

Пример построения контуров в системе Mathcad показан на рис. 1. В САПР SolidWorks для создания контура лопатки на поверхности вращения используется команда «сплайн на поверхности». Модель спрофилированного рабочего колеса показана на рис. 2.

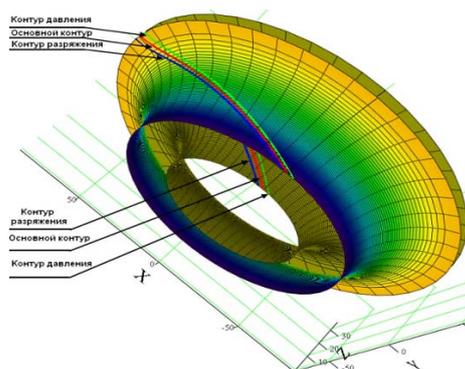


Рис. 1. Контур лопатки



Рис. 2. Модель рабочего колеса 3D

На основе геометрии спрофилированного рабочего колеса и деталей корпуса, производился 3D расчет в программе ANSYS CFX. По результатам численного моделирования радиально-осевой турбины был получен показатель КПД = 0,835 [5,6]. В рамках экспериментальных исследований турбины работы проводились на модельных режимах и модельном рабочем теле (фреоне) в КБХиммаш. Испытания проходили при различных зазорах между ротором и статором турбины. Сравнения результатов испытаний и 3D расчёта показало их хорошее совпадение по КПД см. рис.3.

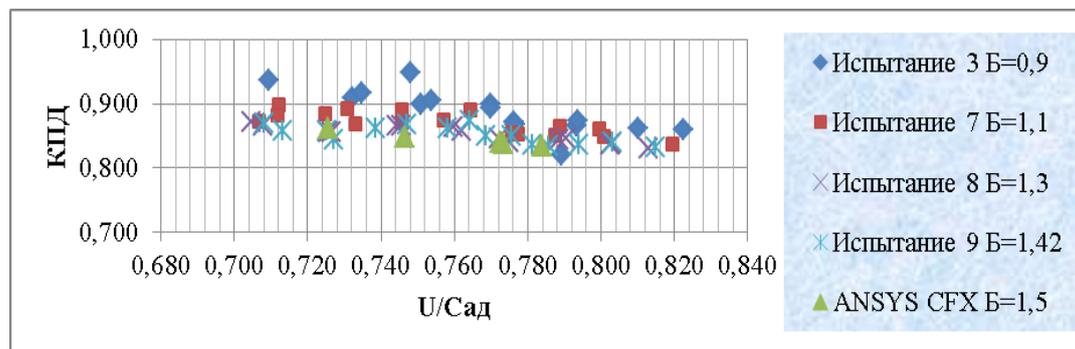


Рис. 3. Зависимость КПД турбины от $u/с_{ад}$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.

1. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: справочник (по материалам зарубежных публикаций.) – Вып. 15 (2010). – М.: Изд-во ЦИАМ, 2010. – 413 с.: ил.
2. Газотурбинные установки. Атлас конструкций и схем / Под редакцией чл.-корр. АН УССР Л.А. Шубенко-Шубина. – М. Машиностроение, 1967, 167 с.
3. Шерстюк А.Н., Зарянкин А.Е. Радиально-осевые турбины малой мощности. – М. Машиностроение, 1976.
4. Программа для ЭВМ «Программа проектировочного газодинамического расчёта проточной части осерадальных газовых турбин для транспортных систем Radial Turbine Design 1.0», свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ №2011613903 от 19.05.2011.
5. Патент на изобретение РФ №2612309, 2017 г. Центростремительная турбина / С.В. Петрунин, Р.О. Ишаев, Н.С. Маркелов, А.А. Кукольникова. Заявлено 26.10.2015; Опубл. 06.03.2017.
6. Ишаев Р.О. Совершенствование проточной части высокотемпературных осерадальных турбин с увеличенным зазором между рабочим колесом и корпусом // Итоги диссертационных исследований Том 2, -Материалы VII Всероссийского конкурса молодых ученых, посвященного 70-летию Победы. – М.:РАН, 2015, с.10-15.

**ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ В ЧАСТИ
ТЕРМО-ВИДЕОТЕЛЕМЕТРИИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ
И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Д.И. Климов, Д.И. Косарев, Т.Т. Мамедов

Научный руководитель: с.н.с., к.т.н. В.А. Благодырѐв

Акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения
и информационных систем»

(АО «Российские космические системы»)

Россия, г. Москва, ул. Авиамоторная, 53, 111250

E-mail: mitguitar@yandex.ru

Неудачные пуски РКН в 2013-2016 годах (например, 02.06.2013, 16.05.2014, 16.05.2015 – Протон-М, 01.02.2013 – Зенит-3SL, 22.08.2014 – Союз-СТ-Б, 01.12.2016 – Союз-У) показывают, что существующих средств телеметрирования состояния объектов (для однозначного оперативного заключения о причинах аварий) недостаточно, при этом температура – основной фактор, влияющий на параметры конструкционных материалов. Термо-видеотелеметрия (ТВТ) позволит обеспечить оперативный анализ нештатных ситуаций за счёт отслеживания аномальных температурных зон по видеоизображению поверхности рассматриваемого изделия, получаемому с борта космических аппаратов и ракет-носителей.

Таким образом, причиной выбора данного направления исследований является необходимость видеоконтроля наиболее важных процессов, сопровождающих движение космических аппаратов и ракет-носителей, в том числе контроль термообстановки перспективных изделий ракетно-космической техники.

Разрабатываемая система позволяет:

- обеспечивать видеоконтроль наиболее важных процессов, сопровождающих движение средств выведения (СВ) и космических аппаратов (КА) (отделение ступеней средств выведения, сброс обтекателя, отделение КА, и пр.),
- обеспечивать видеоконтроль термообстановки термонагруженных элементов СВ и КА, которое сложно осуществить температурными датчиками,
- обеспечивать видеоконтроль распределения температурных полей по поверхностям термонагруженных элементов СВ и КА,
- использовать применение помехозащищённых и эффективных методов сжатия для передачи видеоинформации по радиоканалу, не приводящих к искажению видеоизображений при восстановлении.

Для видеоконтроля динамических, быстропротекающих процессов, сопровождающих движение СВ и КА на этапах выведения и разделения полезной нагрузки, предусмотрено использование повышенной частоты следования кадров до 25 кад/с (или 50 полукадров) и более.

Для обеспечения устойчивого контроля состояния СВ и КА в случае большой дальности приёма видеоданных процесс измерения температуры может осуществляться с пониженной частотой передачи кадров. Для этого требуется передавать на наземную станцию не видеоизображение, а данные о зоне обзора, координатах наиболее термонагруженных областей (точек), относящихся к данной зоне обзора, их температуре и превышении допустимого температурного порога.

Видеокамеры допускается располагать вблизи термонагруженных элементов, а также в местах прямого радиационного потока [4].

В качестве исходных данных для системы измерения температуры термонагруженных объектов на борту КА, в диапазонах от инфракрасного до ультрафиолетового посредством

термо-видеотелеметрии, выступают данные, связанные с характеристиками видеосистемы, приведённые в таблице 1.

Таблица 1. Основные характеристики ТВТС

№ п/п	Наименование характеристики	Значение
1	Количество видеокамер	1 - 16
2	Разрешение	От 160×120 до 1040×1160
3	Угол обзора видеокамеры (ВК), °	30 ... 80
4	Частота кадров (полукадров) изображения	1...25 (2...50)
5	Диапазон длин волн, мкм	0,3 ... 10,0
6	Диапазон измеряемых (наблюдаемых) спектральных температур, °К	300 ... 9500
7	Шаг и погрешность измерения температуры ΔT , К	3 ÷ 10
8	Рабочий диапазон температуры для ТВТС, °С	-40 ... +50
9	Напряжение питания борт сети, В	27
10	Энергопотребление ТВТС, А	2-3
11	Масса ТВТС (с защитой), кг	5
12	Способ формирования телеметрического кадра	Пакетная телеметрия стандарта CCSDS
13	Информативность, кбит/с	(6...10000)

Новизна рассматриваемой работы заключается в том, что:

1. Разработан алгоритм вычисления температуры [2].
2. Разработан алгоритм отображения видеоинформации для отслеживания термообстановки объекта [3].
3. Разработаны методики расчета термо- и радиационной защиты для видеокамер, расположенных вблизи термонагруженных элементов космических аппаратов и ракет-носителей [4].
4. Предложен математический аппарат для расчёта схем размещения видеорегистрирующей системы на объекте наблюдения [4].

Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов заключается в использовании новых технологических решений в ОКР, реализуемых в рамках ФКП-2025.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вишневский Г.И. Отечественные УФ и ИК ФПЗС и цифровые камеры на их основе. Журнал / Г.И. Вишневский, М.Г. Выдревич, В.К. Нестеров, В.Л. Ривкинд // Электроника: наука, технология, бизнес – 2003. – № 8. – С. 18-24.
2. Климов Д.И. Использование инфракрасного и ультрафиолетового диапазонов для отслеживания температурных параметров КА и РН/ Д.И. Климов, В.А. Благодырёв // М.: Радиотехника – 2012. – №12. – С. 22-26.
3. Климов Д.И. Представление температурных диапазонов нагретых элементов конструкций космического аппарата в видимом диапазоне длин волн с учётом интегрального коэффициента теплового излучения / Д.И. Климов, В.А. Благодырёв // М.: Радиотехника. – 2014. – Т. 19, №3 – С. 62-65.
4. Климов Д.И. Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители / Д.И. Климов, В.А. Благодырёв // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. М.: ФИЗМАТЛИТ. – 2016. – Том 3, выпуск 3. – С. 76-83.

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАПРАВКИ АГРЕГАТНОГО МОДУЛЯ
НА ЗАПРАВОЧНОЙ СТАНЦИИ КОСМОДРОМА ПЛЕСЕЦК**

А.П. Кожевникова

Научный руководитель: М.Е. Смирнов

ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры»

Филиал - «Конструкторское бюро транспортно- химического машиностроения»

(Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - КБТХМ)

Россия, г. Москва, ул. Кирпичная, 32, 105187

E-mail: Kozhevnikova.ap@yandex.ru

Поставлена задача обеспечить заправку агрегатного модуля (АМ) - разгонного блока (РБ), позволяющего выводить полезную нагрузку массой до 3,5 т на низкую околоземную орбиту с космодрома Плесецк. Заправку баков высокого давления осуществить дегазированным гептилом массой 213 кг и дегазированным амилином массой 418 кг, а также обеспечить предъявляемые требования по газонасыщению компонентов топлива (КТ) (горючее: азота не более 0,001 кг/м³, гелия не более 0,00015 кг/м³; окислитель: азота не более 0,001 кг/м³, гелия не более 0,0001 кг/м³).

Имеющийся опыт проведения работ по заправке РБ меньших объемов позволяет решить поставленную задачу по отработанной ранее методике. При этом необходимо выполнить следующие операции:

- осуществить подготовку окислителя в теплообменнике объемом 500 л (два цикла: 540 кг и 270 кг) и подготовку горючего в аналогичном теплообменнике (два цикла: 360 кг и 160 кг);
- провести отбор проб и анализ газосодержания перед выдачей каждой порции подготовленного продукта в дозатор;
- вакуумировать внутренние полости дозаторов горючего и окислителя (объем каждого 200 л) перед выдачей очередной порции;
- заполнить дозаторы окислителем (за три цикла по 250 кг) и горючим (за три цикла по 144 кг);
- заполнить и пролить заправочные коммуникации перед выдачей каждой дозы в изделие (окислителя 30 кг, горючего 20 кг);
- осуществить выдачу доз КТ из дозатора в изделие (гептила за 3 порции 213 кг, амилина за 3 порции 418 кг);
- осуществить слив остатков КТ из коммуникаций, продувку коммуникаций и емкостей дозаторов.

Используемые дозаторы в составе агрегатов заправки изделий окислителем и горючим позволяют выдавать на заполнение, пролив коммуникаций и заправку в бак изделия дегазированного гептила в количестве не более 94 кг, а дегазированного амилина — не более 170 кг, при том, что каждая порция подготовленного продукта, заправленная в дозатор, включает неиспользуемый остаток, газонасыщаемый при выдаче продукта, а также часть объема дозатора занимает газовая подушка. Таким образом, необходимость трехкратного проведения операций подготовки КТ, заполнения дозатора и выдачи дозы приведет к потерям качественного компонента, увеличению времени подготовки и проведения заправки, что является существенным недостатком предложенного метода.

Решить вопрос обеспечения заправки баков высокого давления АМ за одну порцию можно двумя способами:

1. обеспечить выдачу доз из транспортно-заправочного контейнера (ТЗК) объемом 1000 л;
2. использовать дозатор объемом 1000 л из состава ЗС.

В первом варианте подготовка КТ по газосодержанию и заправка ТЗК осуществляется в филиале ФГУП «ЦЭНКИ» - ЦЛМБР. ТЗК транспортируется на ЗС в заполненном состоянии.

Этот метод требует создания современных весоизмерительных устройств на основе тензодатчиков и дооснащения ими ЗС, в целях повышения надежности выполнения работ, что приведет к увеличению стоимости работ в 2 раза и времени осуществления проекта в 2,5 раза относительно стоимости и времени на доработку системы при использовании дозаторов объемом 200 л.

Во втором варианте однопорционную заправку БВД предлагается обеспечить с использованием дозатора объемом 1000 л из состава ЗС. Ранее дозатор использовался для работы с неподготовленным продуктом, однако может быть использован и для работ с дегазированным компонентом. При этом подготовка компонента по газосодержанию производится за 2 цикла в теплообменниках окислителя и горючего объемом 500 л. Перед выдачей подготовленного компонента в дозатор проводят отбор проб на газосодержание подготовленного компонента и вакуумирование внутренней полости дозаторов. Заполнение дозаторов данного объема производится за 2 цикла. После заполнения заправочных коммуникаций подготовленным компонентом осуществляют выдачу доз КТ в изделие за 1 порцию. Данный метод требует незначительной доработки ЗС, стоимость которой будет лишь на 10% выше стоимости доработки системы при использовании дозаторов объемом 200 л.

Таким образом, вариант однопорционной заправки БВД с использованием ТЗК позволит сократить время подготовительных работ при заправке изделия, повысить экологическую безопасность работ на ЗС за счет уменьшения дренажных выбросов, повысить безопасность производства работ, снизить эксплуатационные затраты на подготовку и заправку, за счет выполнения операций подготовки КРТ по газосодержанию в филиале ФГУП «ЦЭНКИ» - ЦЛМБР. Однако метод требует дооборудования системы новым современным весоизмерительным оборудованием на ЗС.

Вариант с использованием дозатора объемом 1000 л является предпочтительным, как сочетающий минимальные характеристики по времени заправки и относительно небольшие финансовые затраты на дооборудование заправочной станции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. О.Е. Денисов, Р.Н. Кузнецов, О.П. Матвеева, Н.А. Морозов. Заправочно-нейтрализационная станция. Разработка и эксплуатация.- М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.- 240с.
2. В.Ф. Хлыбов. Основы устройства и эксплуатации заправочного оборудования.- М.: Министерство обороны Российской Федерации, 2003.- 248с.

КОМПЛЕКСНАЯ АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Т.Ч. Колбая, А.А Шостак

Научный руководитель: к.т.н. А.И. Бондарь

Акционерное общество «Конструкторское бюро химавтоматики»

Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, д. 20, 394006,

E-mail: timur2607@rambler.ru

Развитие отечественной и зарубежной ракетно-космической техники пришло к этапу создания и эксплуатации многоразовых средств выведения. Переход к таким системам коренным образом меняет подход к решению задач по обеспечению надежности и безопасности отработки и эксплуатации ЖРД. Это связано с уменьшением числа объектов, находящихся в эксплуатации, ужесточением требований к надежности, а также с существенным увеличением ресурса работы изделий. Если для ракет боевого назначения и их двигателей, изготавливаемых большими партиями, имеет значение уровень показателя надежности – вероятность безотказной работы, то для объектов, эксплуатируемых единицами длительно и многократно, важен показатель ресурсосбережения. В связи с этим возможности применяемых до сих пор статистических методов контроля качества, подтверждения безопасности и надежности эксплуатации ЖРД, базирующихся на проведении большого числа испытаний, существенно ограничены.

К тому же за последние годы изменились внешние исходные условия разработки, изготовления, испытаний и эксплуатации двигателей ракетной техники, приведшие к необходимости внедрения дополнительных работ по контролю технического состояния (КТС), диагностированию и техническому обслуживанию. Причинами этого, прежде всего, являются:

- снижение приоритетности отрасли в целом и, как следствие, снижение финансовых возможностей разработчиков, изготовителей и испытателей ЖРД, а также привлекательности для исполнителей работ по разработке, изготовлению, испытаниям и эксплуатации;
- повышение конкурентных требований к вновь разрабатываемой продукции;
- снижение квалификации исполнителей и общий кадровый дефицит на предприятиях отрасли.

В свою очередь, это может привести к увеличению количества и тяжести последствий неисправностей, возникающих при огневых включениях (летных пусках и испытаниях на земле), в межпусковой или межполетный период. С другой стороны, остро стоит логичное экономическое требование по максимальному сокращению материальных и временных затрат на проведение любых работ.

Наиболее приемлемым в этой ситуации методом, позволяющим гарантировать с требуемой достоверностью исход каждого огневого включения ЖРД, может быть метод, основанный на диагностировании параметров двигателя в процессе каждого включения и определении состояния его материальной части до и после включения. Как объект диагностирования ЖРД существенно отличается от многих технических систем физикой и динамикой появления и развития несоответствий требованиям конструкторской документации, в том числе и от своих ближайших аналогов – авиационных двигателей. Это обусловлено на порядки большей энергонапряженностью всех агрегатов ЖРД. В связи с этим возможности использования опыта других отраслей техники при разработке систем технического диагностирования (СТД) и обслуживания ЖРД довольно ограничены, хотя некоторые общие вопросы построения таких систем могут быть применимы.

Анализ используемых в других отраслях СТД, накопленный опыт разработки и эксплуатации ЖРД показали необходимость создания наземных и летных (для ракет-носителей) систем диагностирования состояния ЖРД (рис. 1), которые позволяют:

- повысить качество и ускорить анализ и оценку результатов огневых включений ЖРД;

- подтвердить сохранение работоспособности и правильного функционирования ЖРД;
- автоматизировать процедуры накопления, систематизации и анализа статистических данных автономных и огневых испытаний узлов, агрегатов и двигателя в целом.



Рис. 1. Структура системы технического диагностирования ЖРД

Разработанные методы диагностирования и КТС элементов и агрегатов ЖРД, структура, алгоритмы и методики расчетов параметров диагностирования и управления на основе математических моделей элементов ЖРД, методика, алгоритмы и специализированное программно-математическое обеспечение (ПМО) диагностирования состояния и управления ЖРД по показаниям системы измерения [1, 2] – качественно нового уровня.

Разрабатываемая СТД позволит обеспечить автоматизацию и оптимальный процесс управления проектированием, изготовлением, испытанием и эксплуатацией ЖРД на всех этапах жизненного цикла, сокращение цикла создания (модификации) ЖРД до 5-ти раз, сокращение частоты событий пропуска аварийной ситуации из-за ошибки прикладного программирования системы диагностирования и аварийной защиты до 10-ти раз. Как показывает практика создания двигателей класса РД0120, SSME ожидаемое от применения СТД уменьшение аварийности испытаний ЖРД на этапе наземной отработки – 3х-5и-кратное.

Разработка и внедрение методов диагностирования и КТС, а также специализированного ПМО СТД, отслеживающей реальное техническое состояние двигателя на всех этапах его существования, представляет собой одну из ключевых технологий и является определяющим условием эффективного создания и надежной эксплуатации современных образцов новой техники в ракетно-космической отрасли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Колбая Т.Ч. Математическое моделирование возникновения течения сжимаемой жидкости в трубопроводе и диагностика клапанных устройств: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. – Воронеж, 2008. – 16 с.
2. Шостак А.А. Интеллектуализация управления испытаниями жидкостных ракетных двигателей на основе интеграции базовых и оптимизационных процедур: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. – Воронеж, 2013. – 19 с.

**СПОСОБ ГРАДУИРОВКИ ЕМКОСТИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЕЕ ОБЪЕМОВ,
СООТВЕТСТВУЮЩИХ ПОЛОЖЕНИЮ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК ПО ИХ ВЫСОТЕ**

О.А. Коршунова, Е.Е. Колодкина

Научный руководитель: С.С. Чернов

Акционерное общество «Государственный ракетный центр имени В.П. Макеева»,

Россия, Челябинская область, г. Миасс, Тургорское шоссе д. 1, 456300

E-mail: starchenko-o@mail.ru

При изготовлении емкостей осуществляется их градуировка (тарировка) с целью обеспечить строго регламентированное количество жидкости содержимого емкости при заливке, а также установить зависимость объема жидкости в емкости от ее уровня [1].

Часто градуировку емкостей цилиндрической формы осуществляют в вертикальном положении на специальных стендах с применением технологической жидкости. Количество жидкости, заливаемой в емкость при градуировке, определяют весовым способом, к объему переходят через величину плотности жидкости.

Однако с увеличением габаритов цилиндрических емкостей существенно увеличиваются затраты на изготовление и монтаж крупногабаритных градуировочных стендов, строительство высотных производственных зданий и сооружений, приобретение оборудования и емкостей для подготовки, хранения, слива и утилизации технологической жидкости.

Предлагаю осуществлять раздельное определение объемов в днищах и цилиндрических оболочках. При этом цилиндрическую оболочку путем нанесения реперных знаков по высоте разделяют на элементарные цилиндрические объемы. В поперечном сечении, проходящем между реперными знаками каждого элементарного объема, осуществляют измерение в окружном направлении внутренней поверхности элементарных объемов. По результатам измерений определяют отклонение внутренней поверхности от теоретического контура и последующим интегрированием определяют форму и действительную площадь поперечного сечения, а после умножения ее на расстояние между реперными знаками определяют значение элементарного объема.

Суммированием элементарных объемов вычисляют полный объем каждой цилиндрической оболочки, предназначенной для изготовления цельной емкости. В базовой системе координат воспроизводят схему размещения цилиндрических оболочек и заранее отградуированных днищ с расположением реперных знаков в одной плоскости, проходящей через образующую емкости.

В этой же плоскости воспроизводят схему расположения контрольных точек срабатывания датчиков расхода. На эту же карту наносят схему размещения конструктивных элементов, устанавливаемых внутрь емкости, которые приводят к уменьшению внутреннего объема.

Определяют значения их объемов до соответствующих контрольных точек, измеряют фактические размеры между крайними реперными знаками смежных оболочек и днищ, соединенных кольцевыми сварными швами. Вычисляют изменение линейных размеров между реперными знаками смежных оболочек и днищ. По результатам измерений уточняют изменение внутренних объемов цилиндрических оболочек и днищ, вызванных подрезкой торцев при сборке емкости и поперечной усадкой сварных швов. Составляют математическую модель расчета полного объема емкости и внутренних объемов емкости, соответствующих каждой контрольной точке срабатывания датчика расхода и выполняют расчеты.

Для реализации предложенного способа градуировки ОАО «НИИИзмерения» предложена установка измерения внутреннего объема цилиндрических оболочек.

Конструкция установки представлена на слайде Контролируемая оболочка 1 устанавливается на 4 приемных плитах 2. Обеспечивающих горизонтальность положения торцевых поверхностей оболочки и вертикальность положения образующей цилиндрической

поверхности. Измерение внутреннего объема оболочки осуществляется за счет измерения внутреннего диаметра $\phi Д$ в восьми горизонтальных сечениях и измерения высоты H .

Измерение внутренних диаметров оболочки осуществляется с помощью восьми лазерных триангуляционных датчиков 9. Измерение высоты оболочки осуществляется с помощью лазерного сканера 10. Число контролируемых точек по углу в каждом сечении может составлять от 100 до 300.

Датчики контроля внутреннего диаметра крепятся на держателях 12, которые в свою очередь устанавливаются на поворотной оси 7 с шагом h равномерно распределяясь по высоте H оболочки. Датчик контроля высоты крепится на специальном кронштейне 13, который в свою очередь крепится на поворотной оси 7.

Вертикальность положения оси и ее постоянство при вращении обеспечивается шпинделем 6 и сферическим подшипником 14, установленном на опорной конструкции 3.

Поворот шпинделя, а вместе с ним и оси 7 обеспечивается синхронным двигателем 5. Контроль углового положения оси производится датчиком 11, который также обеспечивает измерение внутреннего диаметра в заданном числе точек.

Центрирование внутренней поверхности оболочки относительно поворотной оси шпинделя обеспечивается центрирующими упорами 8, которые устанавливаются на приемных плитах 2. Система управления обеспечивает последовательный поворот шпинделя и оси на угол 360 градусов по часовой и против часовой стрелки.

Расчет внутреннего объема оболочки осуществляется по результатам построения круглограмм каждого горизонтального сечения по высоте оболочки и измерения ее реальной высоты.

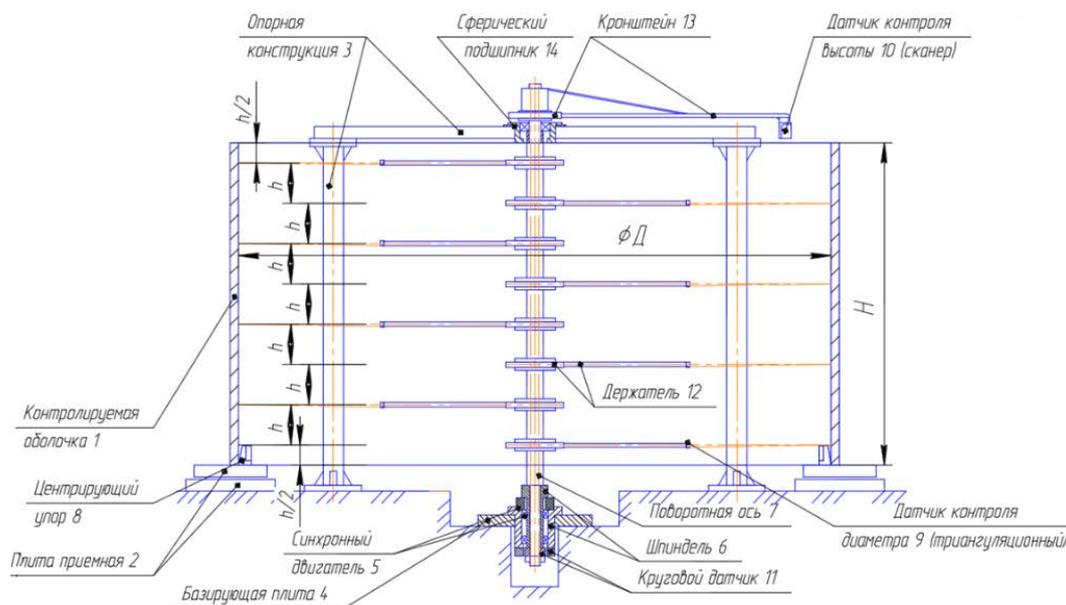


Рис. 1 Установка измерения внутреннего объема цилиндрических обечеек

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Технология сборки и испытаний космических аппаратов/ Под редакцией проф. И.Т. Белякова, проф. И.А. Зернова. - М. Машиностроение, 1990, – С. 78-80.

ГАЗОГЕНЕРАТОР МНОГОЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ВОЗДУШНОЙ БАЛЛАСТИРОВКОЙ

К.В. Косовягин, Н.И. Лимонов, В.С. Левин
Научный руководитель: доцент, к.т.н., Д.П. Шматов
Воронежский государственный технический университет,
Россия, г. Воронеж, ул. 20-лет Октября, 84, 394006
E-mail: kosovyagin@bk.ru

Общими недостатками известных способов образования парогАЗа и технических устройств для его осуществления являются низкая надежность, недостаточная эффективность работы, низкий КПД при высоких тепловых нагрузках на конструкционные элементы. Такие недостатки решаются в разработке предлагаемого устройства.

Способ образования газовой струи в газогенераторе основан на сжигании компонентов топлива (кислород-водород, кислород-метан, воздух-метан), получении продуктов сгорания и смешении с ними воздуха как балластировочной среды.

Устройство газогенератора и схема подачи компонентов топлива и балластировочной среды представлено на рис. 1.

Перед началом работы устройства топливо (водород или подходящее углеводородное соединение, к примеру, метан) с кислородом подаются по магистралям окислителя и горючего через смесительный элемент в камеру сгорания. С помощью топливного смесительного элемента с системой зажигания в газогенераторе обеспечивается оптимальное смесеобразование и поджиг компонентов топлива. В камеру сгорания с системой охлаждения поступает смесь компонентов топлива, где идет процесс горения горючего в окислителе с выделением большого количества тепла.

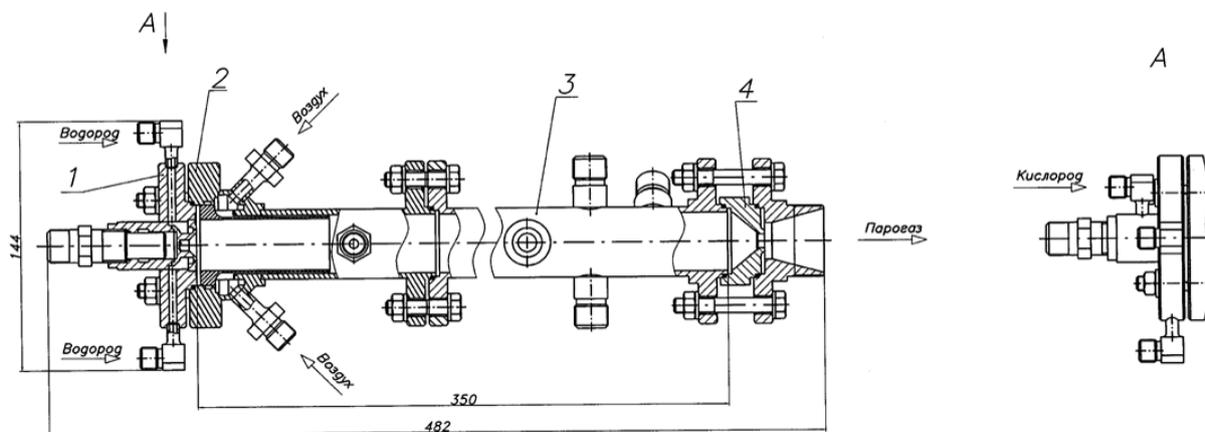


Рис. 1. Чертеж газогенератора.

- 1 – водородно-кислородный смесительный элемент с системой зажигания (электросвеча СПН-4-3Т),
2 – камера сгорания с воздушным охлаждением, 3 – камера смешения, 4 – сопло-имитатор.

Температура горения водорода в кислороде в камере сгорания достигает 3600 °С. Ввиду этого, для предотвращения прогара стенок камера сгорания оснащается охлаждаемой вставкой. Охлаждение осуществляется воздухом, подаваемым в оборудование.

Открывается магистраль подачи охладителя. Балластировочный воздух, проходя через штуцера, попадает в каналы охлаждения (межреберное пространство) охлаждаемой вставки. Во время движения воздуха в каналах охлаждения вставки проходит охлаждение стенок камеры сгорания, что существенным образом снижает температурные нагрузки на огневую стенку камеры сгорания, предотвращая прогар стенок элементов конструкции. Далее охладитель попадает в камеру смешения. В камере смешения происходит соединение охладителя и

продуктов сгорания компонентов топлива. После смешения продуктов сгорания с воздухом определяют параметры полученной смеси, на основании чего корректируют расход балластировочной среды. Таким образом, минуя камеру смешения, сгенерированный газ проходит через конфузор, ускоряясь, и далее на выходе из сопла имеем струю сгенерированного высокотемпературного парагаза большой скорости, представляющим собой смесь продуктов сгорания компонентов топлива и балластировочного воздуха. Сопло-имитатор обеспечивает поддержание стабильного давления в камере сгорания и камере смешения устройства. Для измерения и контроля параметров процессов, протекающих в оборудовании, предусмотрены датчики давления и температуры.

Надежная работа газогенератора в первую очередь происходит за счет расположенной вставки, выполненной в виде оребренного цилиндра, образующего каналы охлаждения, причем между торцом вставки и оконечным торцом камеры сгорания выполнен зазор, а вход охладителя организован в полость между вставкой и стенкой камеры сгорания. Охлаждаемая вставка позволяет исключить взаимодействие воздуха со смесью компонентов топлива в момент запуска газогенератора, что повышает надежность работы газогенератора. Охлаждаемая вставка подается в полость между вставкой и стенкой камеры сгорания, после его прохождения по каналам охлаждения он смешивается с продуктами сгорания компонентов топлива в камере смешения. Надежное охлаждение стенок элементов конструкции позволяет поднять до максимальной температуру сгорания компонентов топлива (что достигается их стехиометрическим соотношением) и повысить тем самым эффективность работы установки, ее КПД. Отсутствие взаимодействия смеси компонентов топлива и воздуха позволяет повысить надежность работы устройства в момент его запуска.

Распределение температуры в теле газогенератора наглядно иллюстрирует рис. 2.

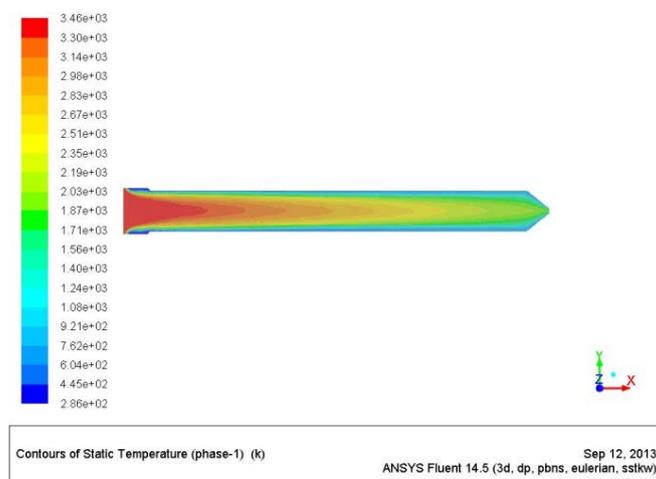


Рис. 2. Эпюра распределения температуры парагаза в теле газогенератора.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. С.В. Дахин. Тепломассообмен в водородных паротурбинных установках: учебное пособие / С.В. Дахин, И.Г. Дроздов, В.А. Ильичев, А.А. Пригожин. Воронеж: ФГБОУ ВПО «ВГТУ», 2012. - 115 с.
2. В.А. Ильичев. Экспериментальные исследования рабочих процессов водородных высокотемпературных минипарогенераторов с вихревыми камерами сгорания / В.А. Ильичев, В.И. Пригожин, А.Р. Савич, А.Н. Лешов, С.П. Малышенко // Альтернативная энергетика и экология. 2009. - № 8. - С. 72 - 77.
3. Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Поляев, М.Н. Сергеев; под ред. А.И. Леонтьева. - М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. - 412 с.

**РАЗВИТИЕ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ
НА ПРИМЕРЕ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМЫ ЕДИНОГО ВРЕМЕНИ
КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»**

В.А. Лоховин

Научный руководитель: директор Департамента, к.т.н. Д.А. Севастьянов
ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры»,
Россия, г. Москва, ул. Щепкина, дом 42, 107996
E-mail: v.lohovin@russian.space

В 2012 году в рамках строительства нового космодрома «Восточный» специалисты ФГУП «ЦЭНКИ» начали разработку системы единого времени (СЕВ) космодрома «Восточный». В силу предъявленных технически требований [1], решения, использовавшиеся для создания СЕВ на космодроме Байконур, не могли быть полностью воспроизведены на новом космодроме. По сравнению с существовавшими аналогами, новая система должна была отличаться следующими усовершенствованиями:

- поддерживать современные методы синхронизации технологических систем;
- обладать улучшенными параметрами хранения и воспроизведения времени и частоты, оптимизированными массогабаритными характеристиками и уменьшенным энергопотреблением;
- включать в себя систему подготовки эксплуатирующего персонала.

В докладе сделан акцент на результатах разработки, описании принципов и основных новшествах в работе СЕВ на стартовом, техническом комплексах (СК и ТК) и на других площадках космодрома, а также способе их интеграции в единую СЕВ космодрома «Восточный». Приведены технические характеристики и сравнение с аналогами.

Исходя из вышеперечисленных требований, в основе разработки СЕВ нового космодрома легла концепция общекосмодромной системы, составные части которой, в том числе СЕВ на СК и ТК, Восточном командно-измерительном пункте (ВКИП) и других объектах космодрома, должны были объединяться в единую структуру посредством выделенных волоконно-оптических линий связи (ВОЛС). Связующим звеном должен был выступать высокоточный центральный пункт СЕВ (ЦП-СЕВ).

Одним из основных новшествах явилось включение в состав составных частей СЕВ и ЦП-СЕВ блоков сличения шкал времени по ВОЛС (Блок ВОЛС). Блоки ВОЛС позволяют синхронизировать шкалы времени (ШВ) составных частей с ШВ ЦП-СЕВ. Тем самым создается дополнительный канал привязки ШВ (помимо привязки по сигналам ГЛОНАСС/GPS, сигналам радиостанций и автономного хранения ШВ) и канал для удаленного мониторинга и передачи сигнала «КП».

Для обеспечения подготовки и повышения квалификации эксплуатирующего персонала в состав СЕВ был введен учебно-тренировочный комплекс (УТК-СЕВ). УТК предназначен для изучения принципа функционирования СЕВ, формирования и совершенствования профессиональных навыков, и для проверки качества подготовки эксплуатирующего персонала.

В целом, новизна разработки заключается в использовании современных принципов при создании СЕВ, в которой все составные части синхронизируются от более точного ЦП-СЕВ по ВОЛС. Подобная конфигурация является уникальной для наземной космической инфраструктуры (НКИ) и позволяет добиться высокого уровня надежности, унификации, точности хранения ШВ и эталонных характеристик выходных сигналов.

Сравнение характеристик вновь созданной аппаратуры с аппаратурой, используемой на космодроме Байконур, приведено в таблице 1 (на примере СЕВ на стартовом комплексе).

Таблица 1. Сравнение характеристик СЕВ космодрома Байконур и космодрома «Восточный»

	Характеристика	Космодром Байконур	Космодром «Восточный»
1	Точность хранения времени, 1 сутки	1 мс	200 мкс
2	Энергопотребление	1500 Вт	1000 Вт
3	Габариты	5 стоек 19 дюймов	2 стойки 19 дюймов
4	Масса	790 кг	450 кг
5	Синхронизация по сети Ethernet	–	да
6	Удаленный мониторинг и синхронизация ШВ по ВОЛС	–	да

Сфера применения разработанной аппаратуры лежит в области решения задач ЧВО объектов НКИ и включает синхронизацию технологических процессов на отдельных командно-измерительных комплексах (ОКИК) и наземном автоматизированном комплексе управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения (НАКУ КА НСЭН) и другие приложения, не относящихся к космической деятельности и требующие организации ЧВО (энергетика, системы учета времени и др.). УТК-СЕВ будет использоваться при проведении производственных практик в процессе обучения студентов профильных специальностей. Дальнейшее развитие системы предполагает ее масштабирование для обеспечения подготовки и пуска РН «Ангара-А5».

Система прошла испытания в составе четырех составных частей (СЕВ-СК 1С, СЕВ-МИК РКН, СЕВ-МИК КГЧ и СЕВ-ВКИП) и успешно отработала во время первого пуска РКН «Союз-2» с космодрома «Восточный».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Техническое задание на составную часть ОКР «Создание обеспечивающих объектов, средств и систем наземной космической инфраструктуры на космодроме «Восточный». Средства системы единого времени».

СТАБИЛИЗАТОР ТОКА НАГРЕВАТЕЛЯ КАТОДА ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

И.С. Маниковский

Научный руководитель: доцент, к.т.н. М.В. Михайлов

Национальный исследовательский Томский политехнический университет,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: ism12@tpu.ru

В данный момент электропитание нагревательного элемента (катода) осуществляется постоянным током из-за простоты его измерения и стабилизации. Так как требуется гальванически развязанное питание, то на выходе трансформатора устанавливается мощный низковольтный выпрямитель, который значительно увеличивает потери. Кроме того, низкое быстродействие диодов вызывает увеличение уровня помех трансформатора. Если же использовать переменный стабилизированный ток, то это позволит улучшить массогабаритные и энергетические показатели системы преобразования и управления, а также снизить уровень помех.

Для получения переменного тока из постоянного необходимо исключить выпрямляющий элемент, однако возникнет проблема измерения действующего значения тока, из-за изменения его скважности и гармонического спектра, вызывающего изменение формы в зависимости от сопротивления нагрузки, напряжения питания.

Целью данной работы является решение задачи создания модели стабилизатора тока нагревателя катода плазменного двигателя с повышенными удельной мощностью и энергетическими показателями.

Это ставит перед нами задачи по моделированию и исследованию работы данной модели.

Для решения поставленной проблемы необходимо использовать мостовой инвертор с фазоимпульсным управлением и подключенным к его выходу L-фильтром. Использование мостового инвертора с фазоимпульсным управлением позволит снизить динамические потери в схеме (трансформатор замыкается на два горизонтальных ключа, вследствие чего, напряжение на первичной обмотке становится близким к нулю), позволит исключить размагничивающие катушки трансформатора, а также уменьшить коэффициент высших гармоник. Выходной L-фильтр позволит уменьшить изменение гармонического спектра, вызванное коммутацией силовых транзисторов инвертора.

Модель стабилизатора тока нагревателя катода плазменного двигателя.

Для исследования электрических процессов, протекающих в схеме формирователя переменного тока нагревателя катода, разработана модель в среде OrCAD 16.6. Она включает в себя входной источник питания напряжением с внутренним сопротивлением, мостовой инвертор с фазоимпульсным методом управления, трансформатор, выходной фильтр и нагрузку.

Симуляция в OrCAD проводилась при двух крайних значениях сопротивления нагрузки и напряжения источника питания: $V = 80 \text{ В}$, $R = 1 \text{ Ом}$ и $V = 120 \text{ В}$, $R = 0.3 \text{ Ом}$. Получение действующего значения тока на нагрузке $I(R) = 12 \text{ А}$ обеспечивалось посредством изменения фазы включения силовых ключей.

На Рис.1 и Рис.2 представлены гармонические спектры силы тока на нагрузке $R = 1 \text{ Ом}$, $R = 0.3 \text{ Ом}$ и напряжении источника питания 80 В и 120В соответственно. Как видно на (Рис.1) амплитуда третьей гармоники составляет 1,7 А, а пятая гармоника равна 0,5 А.

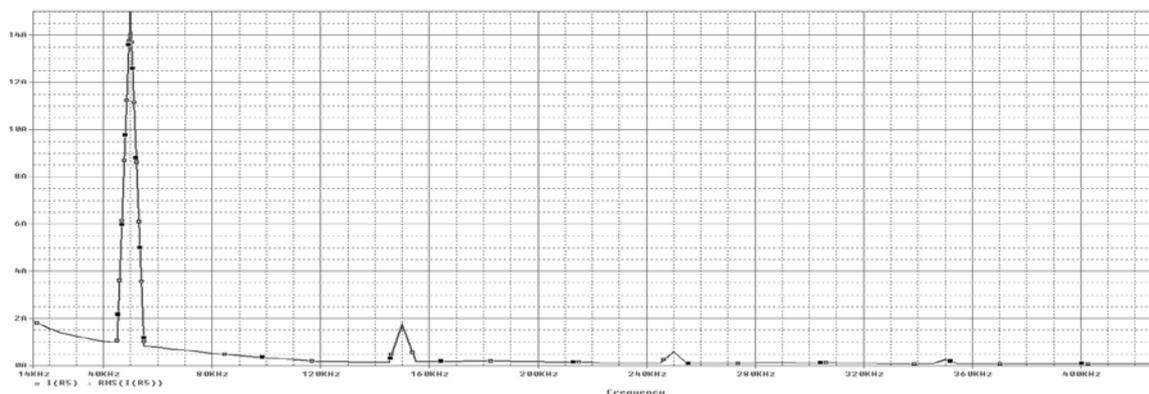


Рис. 1. Гармонический спектр силы тока на нагрузке R при $V = 80$ В и $R = 1$ Ом с ФИМ регулированием мостового инвертора

При напряжении источника питания $V = 120$ В и нагрузке $R = 0.3$ Ом, амплитуда третьей гармоники составляет 2,2 А, пятая гармоника равна 0,5 А.

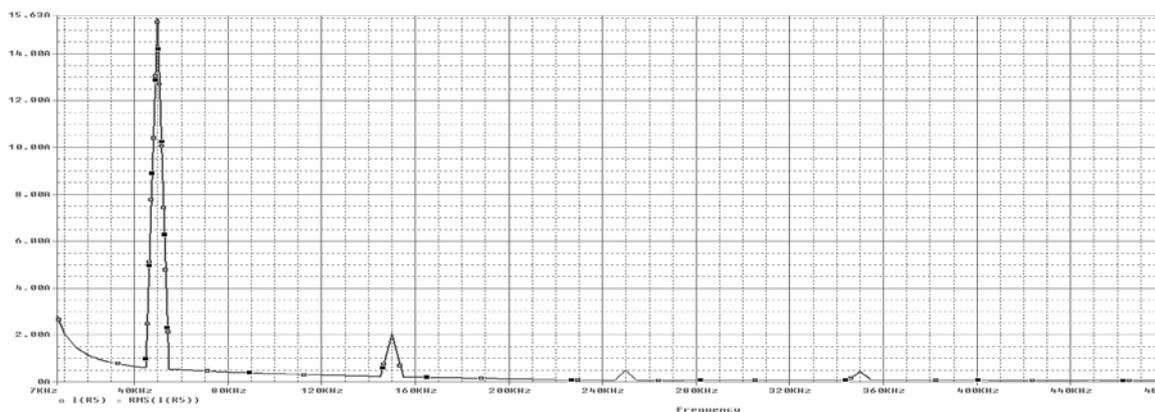


Рис. 2. Гармонический спектр силы тока нагревателя катода R при $V = 120$ В и $R = 0.3$ Ом с ФИМ регулированием мостового инвертора

На графиках гармонических спектров (Рис.1) и (Рис.2), видно, что ΔA третьей гармоники не превышает 5% относительно действующего значения тока. Следовательно, при фазовом управлении силовых ключей в стабилизаторе тока нагревателя катода можно получить переменный стабилизированный ток, который улучшит массогабаритные и энергетические показатели СТНК, а также снизит уровень помех.

Полученные результаты

Разработана модель источника питания нагревателя катода плазменного двигателя на переменном стабилизированном токе, позволяющая улучшить массогабаритные и энергетические показатели двигательной установки на базе электроракетного плазменного двигателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мелешин В.И. Транзисторная преобразовательная техника; Москва: Техносфера, 2005.-632 с.
2. Система электропитания корректирующей двигательной установки малого космического аппарата М.В. Михайлов ОАО «Научно-производственный центр Полус» г. Томск, 2010 г.
3. Михайлов Максим Валентинович. Устройство запуска и электропитания стационарного плазменного двигателя: дис. ... канд. техн. наук : 05.09.12 Томск, 2006 172 с. РГБ ОД, 61:07-5/39.

**СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
СЕМЕЙСТВА «АНГАРА»**

М.К. Сейдагалиев, Р.В. Генаев

Научный руководитель: к.т.н., доцент О.Л. Шестопалова

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Филиал «Восход», Байконур

Казахстан, г. Байконур, ул. Гагарина, 5, 468320

E-mail: mkc9494@gmail.com

На рынке пусковых услуг наблюдается тенденция ужесточения конкуренции. В связи с этим большую популярность приобретают многоразовые или частично многоразовые ракетно-космические системы (РКС), основной целью которых является снижение стоимости, выводимой на орбиту полезной нагрузки. Примером подобной системы может служить ракета-носитель (РН) «Falcon 9» стоимость пуска которого (62 млн \$), уже значительно дешевле пуска его отечественного аналога РН «Протон – М» (65 - 70 млн \$) и в перспективе, стоимость пуска РН «Falcon 9» будет только снижаться. Маловероятно, что новейший РН «Ангара» без проведения каких-либо модернизаций сможет составить конкуренцию подобным РН. Существует проект «Байкал», но его экономическая целесообразность в виду технической сложности, является спорной, и в обозримом будущем его применение маловероятно. В связи с этим, предлагается разработать частично многоразовую ракетно-космическую систему (РКС), которая позволит снизить стоимость пуска РН и будет способствовать формированию технологического задела в процессах анализа технического состояния и ввода в эксплуатацию повторно используемых двигателей для создания полностью многоразовых РКС.

В работе использовались наработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с МВЗ им. М.Л.Миля и НИИ Парашютостроения по созданию базе универсального ракетного модуля первой ступени семейства РН «Ангара» многоразовых ускорителей, спасаемых методом вертолетного подхвата, для преобразования семейства одноразовых РН "Ангара" в семейство многоразовых РН.

Двигательная установка (ДУ) первой ступени является одной из самых дорогостоящих элементов РН. РД-191 – ДУ универсального ракетного модуля (УРМ-1), используемого в РН «Ангара», сертифицирован на многократное использование. В связи с этим в работе предлагается решение проблемы путем отделения, посадки и повторного использования двигателя РД-191 первой ступени РН семейства «Ангара» (УРМ-1) что позволит существенно снизить стоимость пусков ракет-носителей «Ангара».

В рамках работы был произведено:

- Определение высоты и метода разделения хвостового отсека (ХО) от отработавшей первой ступени (УРМ-1).
- Расчет парашютной системы, определение оптимальной скорости приземления.
- Выбор оптимального метода посадки ХО из предполагаемых вариантов: посадка посредством демпфирующих надувных мешков, посадка с помощью твердотопливных тормозных двигателей, использование вертолетного подхвата.
- Оценка потерь выводимой полезной нагрузки за счет введения средств мягкой посадки, обоснование экономической целесообразности частично многоразовой РКС.

В ходе работы было определено, что наиболее оптимальным методом мягкой посадки является вертолетный подхват с использованием механического зацепления ускорителя.

Циклограмма работы первой ступени с системой возврата двигателя первой ступени состоит из следующих этапов:

- Старт РН.
- В соответствии с циклограммой выведения на высоте 86 км при скорости 2820 м/с происходит отделение от РН отработавшего УРМ-1.

- Включение реактивной системы управления, фиксация стабилизирующих щитков. Производится ориентация ускорителя хвостовым отсеком, торможение производится за счет воздействия потока на теплозащиту ХО и стабилизирующие щитки.
- На высоте 10 км производится разделение ХО от УРМ-1.
- Парашютирование ХО при скорости 200 м/с и высоте 10 км.
- В зоне подхвата происходит обнаружение ускорителя экипажем вертолета. Вертолет выравнивает скорость снижения со скоростью парашютирования ускорителя и, маневрируя в горизонтальной плоскости, осуществляет механическое зацепление ускорителя. Схема механического зацепления ХО вертолетом приведена на рис. 1.

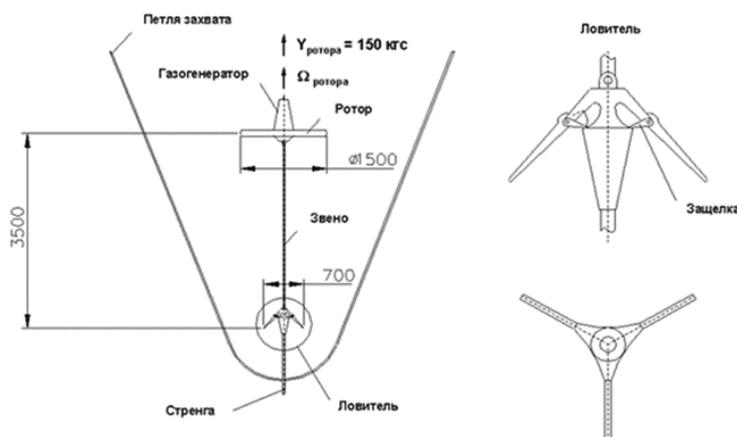


Рис. 1 Схема механического зацепления

- После механического зацепления вертолетом ускорителя его парашютная система автоматически отсоединяется, и ХО буксируется на посадочную площадку для укладки и последующего отцепления от вертолета.

Справедливо будет отметить, что идея вертолетного подхвата отработавшей первой ступени ранее неоднократно предлагалась, но практически реализовать процесс подхвата только ХО значительно проще, в отличие от целой ступени (УРМ-1). Это объясняется тем, что существенно меньшая масса (ХО-2,5 т, УРМ - 10 т) и габаритные размеры (ХО – 4 м, УРМ - 1 – 25 м), ХО в сравнении с УРМ- 1 значительно облегчают массу парашютной системы, упрощают процесс вертолетного подхвата и как следствие, снижает предъявляемые требования к грузоподъемности вертолёта.

Вторичное использование двигателя первой ступени РН семейства «Ангара» несет в себе большой экономический потенциал. При десятикратном цикле использования двигателя первой ступени, с учетом потерь полезной нагрузки и затрат на технологическое обслуживание, предполагаемое снижение стоимости пуска РН составит от 30% до 37%, в зависимости от типа РН. Система возврата ДУ является актуальной на сегодняшний день и может занять промежуточное положение между одноразовыми РН и полностью многоразовыми ракетно-космическими системами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сейдагалиев М.К., Генаев Р. Способ удешевления пусков семейства ракет-носителей семейства «Ангара» путем повторного использования двигателя первой ступени // Гагаринские чтения. Сборник тезисов. – М.: МАИ, 2016. Т.2. – С.53.

**РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПНЕВМОВАКУУМНЫХ
ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

А.Р. Алиев

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Е.М. Халатов

Конструкторское бюро «Арматура» – филиал ФГУП «Государственный космический научно-
производственный центр имени М.В. Хруничева»,
Россия, г.Ковров, ул. Социалистическая, 22, 601909E-mail: And_88_99@mail.ru

Надежность изделий ракетно-космической техники (РКТ) напрямую зависит от качества испытаний, проводимых на технической позиции (ТП) космодрома. Одним из наиболее ответственных и ресурсозатратных этапов предпусковой подготовки изделий РКТ являются пневмовакуумные испытания (ПВИ). Для проведения ПВИ РКТ на ТП в настоящее время используются пневматические системы, у которых обеспечение безопасности и качества ПВИ, управление процессом испытаний и регистрация результатов испытаний возлагаются на человека [1-3]. Учитывая существующие тенденции в ракетно-космической отрасли, направленные на ужесточение временных и других ресурсных ограничений в процессе принятия решений при проведении испытаний, повышения информативности и достоверности получаемых результатов особую актуальность приобретает вопрос, направленный на разработку пневматической системы с гибкой структурой управления, в основе которой лежит комплексная автоматизация выполняемых операций.

Достоверность результатов испытаний изделий РКТ, получаемых при проведении испытаний в ручном режиме, существенно зависят от опыта и навыков испытателя. В силу больших затрат времени объем испытаний минимален, измерения единичные, стабильность получаемых результатов не проверяется, статистическая оценка точности измерений не проводится. При этом большая часть времени при испытаниях затрачивается на различного рода настройки: на настройку оборудования контроля, на регулировку характеристик испытываемого изделия [4].

На основе проведенного анализа летных изделий РКТ, а так же методик проведения ПВИ летных изделий РКТ на предприятии КБ «Арматура» в настоящее время осуществляется проработка вариантов реализации системы, соответствующей современному уровню техники, в виде комплекта оборудования для ПВИ.

Данную систему предлагается реализовать в виде комплекта оборудования для ПВИ летных изделий РКТ, который включает: стойки выдачи, вакуумную установку и реализуемую на базе пульта управления автоматизированную систему контроля и управления. Оборудование имеет возможность работы в автоматизированном и ручном режиме. В автоматизированном режиме оборудование обеспечивает:

- автоматизированное приготовление контрольных газовых смесей заданной концентрации;
- реализация заданной технологии испытаний изделий на герметичность в автоматизированном режиме работы;
- возможность изменения параметров испытаний изделий РКТ по запросу оператора;
- предохранение испытываемых изделий от возможности превышения давлений больше допустимых;
- автоматическую регистрацию, архивирование и сохранение результатов испытаний;
- формирование библиотеки алгоритмов испытаний типовых изделий РКТ.

Разработанные схемные и конструктивные решения оборудования для ПВИ летных изделий РКТ, позволяющие проводить испытания на герметичность в автоматизированном режиме, с обеспечением наиболее рациональной технологии испытаний, с обеспечением требований по надежности и информативности получаемых результатов.

Построенная математическая модель процессов, отражает функционирование оборудования для проведения ПВИ летных изделий РКТ, что позволяет выполнять анализ процессов, имеющих место в испытуемом изделии при ПВИ, а так же проводить отработку алгоритма управления ПВИ.

Разработанный алгоритм и методика управления оборудованием для проведения ПВИ летных изделий РКТ обеспечивают наиболее рациональную технологию испытаний изделий, позволяющую повысить качество и надежность испытаний летных изделий РКТ.

Посредством реализации предлагаемого технического решения по созданию оборудования для ПВИ изделий РКТ планируется достигнуть повышения качества испытаний за счёт:

1. снижения трудоемкости ПВИ изделий РКТ на герметичность за счет автоматизации процесса их проведения, что позволит:

- снизить время проведения ПВИ,
- уменьшить количество задействованного персонала при ПВИ,
- снизить затраты на энергетические ресурсы (экономия электроэнергии, тепловой энергии);

2. снижения затрат на дорогие компоненты газовых смесей для ПВИ (за счет точности приготовления смеси и при возможности использовать остатки приготовленной смеси)

3. увеличения надежности и безопасности процесса ПВИ за счет автоматизации, исключая влияние «человеческого фактора»;

4. повышения достоверности результатов ПВИ за счет снижения брака (вызванного погрешностями и неточностями), приводящего к ошибочному исключению исправных изделий, либо к признанию исправными изделиями тех, которые на самом деле не годны.

Результаты работы планируется использовать при разработке оборудования для пневмовакуумных испытаний летных изделий на технических позициях космодромов. Разработанная элементная база, алгоритмы управления, математические модели, схемные и конструктивные решения планируется применить в ходе текущих опытно-конструкторских работ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алиев А.Р. К вопросу модернизации систем регулирования расхода газа [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/724585.html>. – 07.06.2015.
2. Алиев А.Р. Повышение эффективности пневмовакуумных испытаний изделий ракетно-космической техники на герметичность // Молодежь. Техника. Космос: материалы VIII Всероссийской молодежной науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016. – 60 с.
3. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники / Под общ. ред. И.В. Бармина. – М.: Полиграфикс РПК, 2006. – 376 с.
4. Арзуманов Ю.Л., Петров Р.А., Халатов Е.М. Системы газоснабжения и устройства пневмоавтоматики ракетно-космических комплексов. – М.: Машиностроение, 1997. – 464 с.

Секция №3

«ДИНАМИКА ПОЛЕТА, СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКОЙ, ПИЛОТИРУЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ПОЛЕТЫ»

Председатель секции:

Соловьев В.А., первый заместитель генерального конструктора по лётной эксплуатации, испытаниям ракетно-космических комплексов и систем ПАО «РКК» Энергия».

Эксперты:

Дмитриев В.С., профессор кафедры ТПС ТПУ;
Кондранин Т.В., советник МФТИ.

АЛГОРИТМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО ЗАМЫКАНИЯ МОД ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ MULTI-INPUT MULTI-OUTPUT СИСТЕМ

К.А. Богданов

Научный руководитель: д.т.н. С.Н. Тимаков

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева,
Россия, г. Королев, ул. Ленина, 4а, 141070

E-mail: kab956@mail.ru

Разработан численный алгоритм модального синтеза систем управления с несколькими входными и выходными каналами (систем multi-input multi-output). Данный метод представляет собой численный алгоритм позволяющий осуществлять поиск как матрицы обратной связи, обеспечивающей асимптотическую устойчивость системы, так и матрицы весовых коэффициентов, обеспечивающей сходимость оценочных значений вектора состояния к их реальным значениям при неполном составе измерений.

Данный алгоритм основан на принципе последовательного замыкания, который подразумевает последовательный перенос пар собственных чисел незамкнутой системы в желаемое положение. Такой подход позволяет свести синтез системы управления к простейшим матричным операциям, что позволяет увеличить точность размещения корней замкнутой системы (согласно наперед заданному эталонному полиному), что особенно актуально для систем с большой размерностью вектора состояния (больших систем). Точность размещение корней при синтезе системы управления, а так же отсутствие ограничений на кратность размещаемых корней – основные достоинства предлагаемого алгоритма.

Для демонстрации работоспособности алгоритма последовательного замыкания решены две тестовые задачи синтеза законов управления. В качестве эталонного полинома, как для первой, так и для второй тестовой задачи выступает полином Баттерворта [1].

Первая задача - выведение и удержание МКС в положении динамического равновесия (режим Momentum Management). В данной задаче рассматривается угловое движение Международной Космической Станции. Вектор состояния, описывающий динамику МКС как объекта управления включает в себя компоненты углового положения МКС, компоненты ее угловой скорости, а также компоненты вектора кинетического момента МКС. Помимо этого в вектор состояния включены первые три гармоники, отвечающие за аэродинамику. Отдельно осуществляется синтез закона управления по каналам крен + рысканье, отдельно по каналу тангажа.

Ниже приведено сравнение результатов (задача построение закона управления по каналам крен + рысканье) полученных при помощи описываемого метода последовательного замыкания и при помощи процедуры place, основанной на широко известном методе [2] и реализованной в среде MATLAB в виде функции place (рис. 1). Стоит отметить, что процедура place не справляется с данной задачей из-за ошибок, накопленных в процессе преобразований матриц большой размерности.

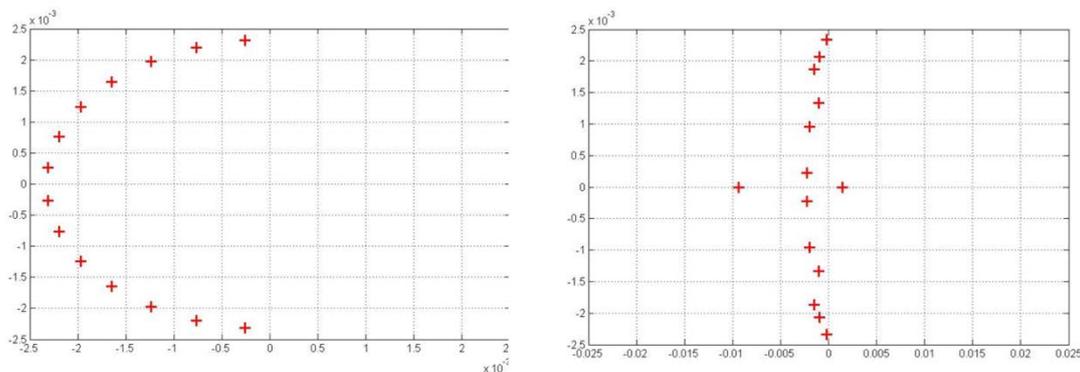


Рис. 1. Сравнение расположения корней замкнутой системы, полученного с помощью метода последовательного замыкания (слева) и процедуры place (справа)

Вторая тестовая задача – синтез адаптивного закона управления космического аппарата с вращающимся солнечным парусом. Рассматривается концепт КА, в состав которого входят собственно вращающийся солнечный парус в виде пленочного диска, приборный отсек и компенсирующий силовой гироскоп с управляемыми углами отклонения ротора. Ранее было доказано, что 99,9% массы пленочного диска солнечного паруса совершают колебания на первых двух гироскопически связанных модах движения, что позволяет с высокой степени точности описывать поведение мембранного диска динамикой одного гироскопа в упругом подвесе. Таким образом, угловое движение представляемого КА описывается движением двух гироскопов в упругих подвесах. В силу невозможности напрямую измерять компоненты, отвечающие за колебания пленочного диска солнечного паруса, в контур управления вводится бортовая модель, содержащая оценки как неизмеряемых напрямую компонент вектора состояния. Таким образом, в данной задаче при помощи метода последовательного замыкания решаются сразу две подзадачи: синтез закона управления угловым положением КА с солнечным парусом, и синтез наблюдателя (бортовой модели) обеспечивающей сходимость оценок вектора состояния к их реальным значениям.

В перспективе планируется использование разработанного алгоритма для более сложных задач, касающихся разработки систем автономного управления большими группировками и формациями спутников, разработки законов управления ориентацией КА с учетом упругости конструкции и других задач управления движением КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузовков Н.Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. -М.: Машиностроение, 1976. – 184 с.
2. J. Kautsky, N. K. Nichols, and P. Van Dooren, *Robust pole assignment in linear state feedback*, *Internat. J. Control*, 41 (1985), pp. 1129-1155.

**УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИЛ СВЕТОВОГО
ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ**

Е.А. Воробьева

Научный руководитель: к.т.н. А.В. Богачев

Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.
Королева, Московская область, Королев, ул. Ленина, 4-а, 141070

E-mail: Kate.Vorobyeva@yandex.ru

В работе рассматривается спутник связи «Ямал-200», который находится на геостационарной орбите с 24 ноября 2003 года. Под воздействием непрерывно действующих на КА гравитационных сил (Земля, Луна, Солнце), происходит уход КА из рабочей точки. Для удержания КА в рабочей точке периодически проводят трансверсальные манёвры с использованием электрореактивных двигателей [1]. С целью продления срока эксплуатации и экономии оставшегося рабочего тела спутника связи «Ямал-200», предлагается безрасходный способ управления движением центра масс КА, использующий силы светового давления, подобный способу, применявшемуся на КА «Ямал-100» [2]. Управление силами светового давления осуществляется за счет разворота поворотных солнечных батарей (СБ) относительно оптимального направления на Солнце. Обычно, управление СБ осуществляется таким образом, чтобы нормаль к их активной поверхности была как можно ближе к направлению на Солнце для обеспечения максимального притока электроэнергии. Однако, отклоняя СБ на малые углы относительно направления на Солнце, можно решать не только задачу электропитания, но и задачу управления движением КА.

Целью работы является разработка способа управления движением центра масс КА «Ямал-200» с использованием сил светового давления на поверхность солнечных батарей. А также оценка эффективности предлагаемого способа управления.

Внешний вид КА, состоящего из корпуса и двух поворотных СБ, схематично представлен на рисунке 1. На рисунке 1 $X_{КА}Y_{КА}Z_{КА}$ – оси базовой системы координат, Ц.Д. – центр светового давления на СБ, Ц.М. – центр масс КА, $\vec{\tau}$ – единичный вектор в направлении на Солнце; положение 1 – оптимальное положение СБ; 1' – положение СБ, отклоненных от оптимального на углы α_1 и α_2 соответственно; \vec{n}_1 и \vec{n}_2 – нормали к поверхности СБ1 и СБ2 в оптимальном положении; \vec{n}'_1 и \vec{n}'_2 – нормали к поверхности СБ1 и СБ2 в отклоненном на углы α_1 и α_2 положении соответственно.

Для выполнения трансверсальных манёвров с использованием сил светового давления предлагается следующий способ:

- считаем, что батареи отклоняются на одинаковые углы относительно оптимального направления на Солнце $\alpha_1 = \alpha_2$.
- численным методом находим угол α_1 , $|\alpha_1| < \alpha_{\max}$, такой, что при развороте обеих батарей на угол α_1 относительно Солнца, скалярное произведение $(\vec{f}(\alpha_1) \cdot \Delta\vec{V})$ принимает максимальное значение, здесь $\vec{f}(\alpha_1)$ – сила солнечного давления, $\Delta\vec{V}$ – требуемое приращение характеристической скорости, α_{\max} – максимально допустимое отклонение СБ от оптимального направления на Солнце.
- осуществляем разворот обеих СБ на угол α_1 относительно направления на Солнце.

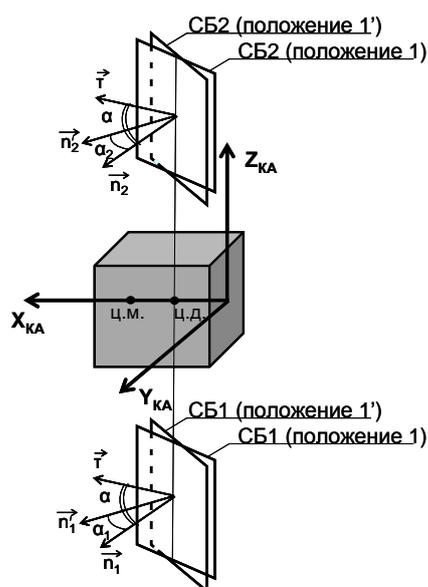


Рис. 1. Общий вид КА «Ямал-200»

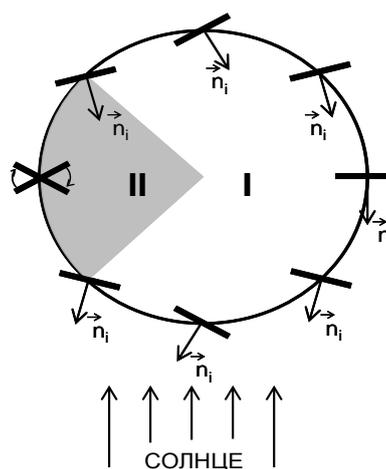


Рис. 2. Схема расположения СБ относительно направления на Солнце в течение витка в режиме управления движением центра масс.

На рисунке 2 схематично показана ориентация СБ относительно направления на Солнце в течение витка для случая трансверсального манёвра на разгон. На данном рисунке \vec{n}_i - нормаль к активной поверхности i -ой СБ, I – зона в которой осуществляется максимальный разгон, II – зона в которой осуществляется минимальное торможение.

Предложенный способ управления движением центра масс позволяет, за виток в зависимости от угла между направлением на Солнце и плоскостью орбиты, осуществлять трансверсальные манёвры с приращением характеристической скорости от 2,5 до 3 мм/с без расхода рабочего тела, что соответствует требуемому приращению характеристической скорости для удержания КА в рабочей точке. При этом происходит накопление кинетического момента по оси перпендикулярной плоскости орбиты от 0,35 до 0,4 Нмс соответственно.

Была произведена оценка эффективности предлагаемого способа управления движением центра масс. Результаты моделирования показали, что использование данного способа в комбинации со штатными коррекциями орбиты на электрореактивных двигателях позволяет экономить до 38% топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электроракетных двигателей // Космическая техника и технологии. - 2013. - № 1. - С. 56–66
2. Богачев А.В. Управление движением КА «Ямал-100» с использованием светового давления // Труды РКТ. - 2002.- Серия XII. - Выпуск 1. - С. 114-120.

РЕСУРСОСБЕРЕГАЮЩАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ХРАНЕНИЯ ПЛОДООВОЩНОЙ ПРОДУКЦИИ С ПОМОЩЬЮ ГАЗОСЕЛЕКТИВНОГО МЕМБРАННОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ ТРЕКОВОЙ МЕМБРАНЫ

М.А. Козловский, Д.А. Скуридина, В.А. Костюк
Научный руководитель: профессор, д.т.н., В.С. Колодязная
Национальный исследовательский институт ИТМО,
Россия, г. Санкт-Петербург, пр. Кронверкский, 49 197101
E-mail: mialkoz@gmail.com

К настоящему времени в удовлетворительной степени не решена проблема длительного хранения плодоовощной продукции. Современной тенденцией хранения плодоовощей является отказ от хранения продовольствия в больших помещениях с регулируемой газовой средой в пользу его хранения в контейнерах, снабжённых индивидуальными устройствами формирования оптимальной газовой среды хранения.

В решении проблемы длительного хранения плодово-ягодной продукции с минимальными потерями от инфекционных и физиологических заболеваний, определяющее значение имеет поддержание определённой температуры и газового состава, отличающегося пониженным содержанием кислорода и повышенным диоксида углерода. В настоящее время, ни один из предложенных в литературе материалов не нашёл себе применение в реальной технологии. Для реализации технологии, описываемой в научно-технической идее, которую можно будет использовать для хранения, например, винограда, предлагается использовать газоселективную мембрану на основе трековых мембран.

Одной из важнейших характеристик газоразделительных мембран является скорость массопереноса. Скорость массопереноса характеризуется коэффициентом диффузии или проницаемостью. Для получения мембран высокой проницаемости необходимо, чтобы толщина покровной полимерной плёнки была минимальна. Конструктивно задача формирования композиционной мембраны решается нанесением тонкого слоя полимера на пористую подложку. В настоящем проекте в качестве пористой подложки была выбрана трековая мембрана, полученная путём облучения и физико-химической обработки облучённой ускоренными до энергии 53,4 МэВ ионами аргона плёнки полиэтилентерефталата толщиной 20 мкм [1]. Композиционная мембрана должна использоваться в области хранения продовольствия и её компоненты должны соответствовать санитарным нормам пищевой промышленности. Трековая мембрана в полной мере отвечает этим требованиям. Также выбор подложки обусловлен ещё и тем, что:

- ПЭТФ является продуктом массового производства и представляет собой дешёвое и доступное сырьё для изготовления пористой подложки;
- Имеется хорошо отработанная технология получения трековых мембран;
- Выбранный газоселективный кремнийорганический полимер обладает хорошей адгезией к поверхности ПЭТФ, что позволяет наносить селективный слой в виде раствора непосредственно на поверхность ТМ, не используя никаких дополнительных связующих компонентов. При этом адгезия данного полимера к ТМ оказывается выше чем, при использовании в качестве подложки фторопласта;
- ПЭТФ, в отличие от фторопласта, не обладает хладотекучестью под давлением, что делает его значительно более технологичным материалом - изделия из него не изменяют форму с течением времени при значительных постоянно действующих нагрузках [2].

После нанесения полимера на подложку были измерены характеристики получившегося мембранного материала (таблица 1).

Таблица 1. Параметры мембранного материала

Проницаемость по газам, $\text{дм}^3/\text{м}^2 \text{ ч МПа}$				Селективность		
воздух	O ₂	N ₂	CO ₂	O ₂ /воздух	CO ₂ /O ₂	O ₂ /N ₂
1160	2000	1000	10300	1,7	5,15	2,0

Полученный материал вмонтировали в промышленно-выпускаемые контейнеры.

Были подготовлены крышки с мембранными вставками площадями, соответствующими расчётным В1 и В2. После охлаждения винограда его поместили в контейнеры с мембранными вставками, в результате чего в контейнерах сформировался следующий газовый состав: В1: $C_{O_2} = 4,0\%$, $C_{CO_2} = 5,6\%$; В2: $C_{O_2} = 3,6\%$, $C_{CO_2} = 6,9\%$. Хранение проводилось при $t = (3 \pm 1) ^\circ C$ и $\varphi = 90-95\%$.



Рис. 1. Образец контейнера

В лаборатории НИУ ИТМО проводились испытания изготовленных контейнеров. Для проведения испытаний использовался виноград нескольких сортов «Тайфи розовый» и «Кишмиш чёрный». Виноград охладили и поместили в контейнеры с мембранными вставками с площадями, которые были рассчитаны для известных интенсивностей дыхания указанных сортов винограда.

Эксперимент показал, что создаваемая мембранным материалом газовая среда с пониженным содержанием кислорода и повышенным диоксида углерода в технологии хранения томатов сорта «Кунеро», а также винограда сортов «Кишмиш чёрный» и «Тайфи розовый», позволяет снизить потери, максимально сохранить качество и пищевую ценность, а также увеличить продолжительность их хранения в полтора раза [3-5].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кудояров М.Ф., Козловский М.А., Патрова М.Я., Потокин И.Л., Анкудинов А.В Трековые мембраны на основе плёнки из полиэтилентерефталата толщиной 20 мкм, полученные на пучке ионов аргона с пробегом меньше толщины пленки // Письма ЖТФ. - 2016. - Т.42. - №13. - С. 87-95.
2. Возняковский, А.П., Кудояров, М.Ф., Патрова, М.Я. Модификация поверхности трековой мембраны ультратонкими плёнками полисилоксановых блоксополимеров // Письма ЖТФ. – 2007. - Т. 33. - №16. - С. 86-94.
3. Колодязная В.С., Коидов Ш.М. Кинетика реакций окисления субстратов дыхания столовых сортов винограда при холодильном хранении с применением трековых мембран // Вестник МАХ, Технология продовольственных продуктов. – 2015. - № 1. - С. 29,
4. Колодязная В.С., Коидов Ш.М. Фитопатологические заболевания столовых сортов винограда при холодильном хранении с применением трековых мембран // Материалы шестой Международной НТК «Низкотемпературные и пищевые технологии XXI века». — Санкт-Петербург, 2013, - С. 413–414.
5. Коидов Ш.М. Разработка технологии холодильного хранения столовых сортов винограда с применением трековых мембран // диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук, Санкт-Петербург, 2016.

**РАЗРАБОТКА СПОСОБА ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ
ПРИ НАЛИЧИИ НЕНАБЛЮДАЕМЫХ НЕУСТОЙЧИВЫХ СТЕПЕНЕЙ СВОБОДЫ
ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

С.В. Левин

Научный руководитель: д.т.н. В.Г. Динеев

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,

Россия, Московская область, г. Королёв, ул. Пионерская, 4, 141070

E-mail: levin_s_v@mail.ru

Одной из важных задач, решаемых системой управления полётом, является обеспечение устойчивости движения, в том числе, в случае наличия структурной неустойчивости колебаний жидкого наполнителя в баках летательного аппарата. Структурная неустойчивость характеризуется наличием в динамической схеме летательного аппарата близких частот колебаний жидкости, налагающих противоположные требования к фазовым характеристикам автомата стабилизации, это проявилось в процессе эксплуатации некоторых ракет-носителей и разгонных блоков [1]. В большинстве случаев структурная неустойчивость приводит к невозможности устойчивого управления полётом с традиционной структурой автомата стабилизации, реализованной, в основном, на пропорционально-интегрально-дифференцирующих регуляторах и обеспечивающей устойчивость движения в рамках твёрдого тела. Конструктивные способы борьбы со структурной неустойчивостью эффективны, но приводят к дополнительным весовым затратам при установке демпферов в виде перегородок и ребер внутри топливных баков [2, 3].

В рамках выполнения работы необходимо было решить задачу разработки способа обеспечения устойчивости движения летательного аппарата со структурной неустойчивостью колебаний жидкого наполнителя средствами системы управления. Было предложено вместо конструктивных способов решения данной задачи использовать введение в автомат стабилизации ряд дополнительных фильтров для фазовой стабилизации структурно неустойчивых колебаний жидкого наполнителя летательного аппарата.

Практическая значимость заключается в том, что разработанный способ обеспечения устойчивости движения в случаях структурной неустойчивости колебаний жидкого наполнителя позволяет ослабить применение конструктивных методов решения данной задачи, которые приводят к весовым затратам при установке демпферов в топливных баках летательного аппарата.

С целью демпфирования структурной неустойчивости для фазовой стабилизации структурно неустойчивых колебаний жидкого наполнителя топливных баков летательного аппарата предлагается использовать резонансные фильтры в сочетании с полосовыми фильтрами, не в ущерб основным требованиям к системе управления.

Для данного случая характерно то, что годограф амплитудно-фазовой частотной характеристики разомкнутой системы в окрестности парциальной частоты структурно неустойчивого осциллятора (СНО) располагается на комплексной плоскости таким образом, что происходит охват годографом критической точки $(1; j0)$. Такая система с точки зрения критерия Найквиста становится неустойчивой и на практике в подобных случаях в качестве основного средства обеспечения устойчивости используется установка демпферов в соответствующем баке. С целью оценки возможности альтернативного решения этого вопроса средствами алгоритмов системы управления, в данной работе рассмотрен вопрос построения фильтра на основе использования эффекта резонанса между искусственно ведённым в систему управления колебательным контуром и колебаниями СНО. Для обеспечения синфазных с СНО колебаний на вход фильтра подавались сигналы, имитирующие инерционные и позиционные воздействия на СНО согласно математической модели летательного аппарата. Исследования системы управления с резонансным фильтром, подключенным параллельно существующему контуру стабилизации, показали, что выходные сигналы резонансного фильтра, имея

противоположную фазу на частоте СНО, оказывают стабилизирующее воздействие, компенсирующее неустойчивость колебаний СНО. Для оценки робастности системы с резонансным фильтром был проведён анализ факторов, влияющих на устойчивость движения, из которого выяснилось, что максимальное влияние имеют разбросы парциальной частоты СНО. Для усиления робастности системы управления с резонансным фильтром к разбросам частоты СНО была рассмотрена нейронная сеть, реализовавшая алгоритм принятия решения по коррекции частоты резонансного фильтра в соответствии с нелинейной функцией активности по показаниям узкополосного фильтра на основе быстрого преобразования Фурье.

В результате проведённой работы проведена оценка робастности системы путём ввода в математическую модель случайных разбросов физических параметров и проведение статистического моделирования, которое позволяет оценить вероятность обеспечения устойчивости. По полученным результатам проведена оценка функции влияния на величину функционала разбросов физических параметров, по которой определены наиболее критические разбросы физических параметров, что позволило оптимизировать настройки фильтров с учетом наиболее вероятного предельного режима разбросов и сделать практические рекомендации по возможному увеличению доверительной вероятности решения задач устойчивости путём ужесточения требований к отдельным разбросам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1975. – 416 с.
2. Бабин А.В., Мытарев А.И. Стабилизация структурно неустойчивых объектов ракетно-космической техники с топливными баками на основе алгоритма с эталонной моделью // Космонавтика и ракетостроение. – 2015. – вып. 6(85).
3. Бужинский В.А., Новоселецкий Д.В. О стабилизации движения верхних ступеней ракет при собственной динамической неустойчивости // Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – вып. 4(97).

ИННОВАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ

М.Т. Лычкин

Научный руководитель: профессор, д.т.н. М.М. Жилейкин
Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана,
Москва, 2-я Бауманская, д. 5, 105005
Email: mu0n@mail.ru

Широко применяемая в настоящее время система управления траекторией движения длинномерных транспортно-технологических автопоездов (ДТТА) с помощью копирных устройств, управляющих поворотом колес прицепного звена в зависимости от угла его складывания по отношению к тягачу, уже не всегда обеспечивает достижение требуемых параметров управляемости ДТТА, задаваемых в Технических Заданиях головных предприятий (ТЗ).

Поэтому с целью повышения безопасности доставки крупногабаритных неделимых грузов, разработчики ДТТА проявляют все больший интерес к современным и перспективным электронным системам управления (ЭСУ) траекторией движения ДТТА, для реализации заданных законов движения которых, требуется разработка специального математического аппарата точной оценки факторов, влияющих на траекторию движения, и соответствующего программного обеспечения.

Вопросам анализа маневренности и управляемости при проектировании ДТТА, а также автоматизации работы приводов все колесного рулевого управления (ВРУ) посвящены многие работы российских и зарубежных ученых [1-5]. Однако, имеющееся в описанных ими моделях большое число существенных допущений при определении параметров маневренности и управляемости ДТТА, приводит к существенным отличиям этих параметров от тех, которые реально наблюдаются в заданных условиях эксплуатации. Вместе с тем в этих работах не рассматриваются вопросы оптимизации основных геометрических параметров ДТТА на стадии проектирования, которая несомненно является одной из наиболее актуальных задач.

Кроме того, серьезной предпосылкой создания настоящей инновационной модели системы управления ДТТА явилась создание ПАО «КАМАЗ» нового семейства тягачей «Платформа-О» с электромеханической трансмиссией, что, в перспективе, позволяет создавать автопоезда с полностью электронной системой управления не только тягово-динамическими характеристиками тягачей, и автопоездов, в составе которых они будут использоваться, но и перспективных ЭСУ.

В вопросах создания ЭСУ ДТТА, необходимо выделить особо две основные проблемы:

- Первая – это необходимость требуемой точности математического моделирования движения ДТТА;
Сегодня с большой степенью уверенности можно констатировать:
 - отсутствие математических моделей, полноценно описывающих движение ДТТА с управляемыми колесами полуприцепа;
 - недостаток информации по параметрам и маневренности ДТТА;
 - низкую точность результатов моделирования, из-за большого числа существенных допущений при моделировании.
- Вторая – это гарантированная реализация заданного закона движения ДТТА.

Для решения поставленных задач была принята модель двухзвенного автопоезда (Рис. 1), состоящего из четырехосного тягача с колесной формулой 8x8 и тремя поворотными осями, и полуприцепа с 8 поворотными осями.

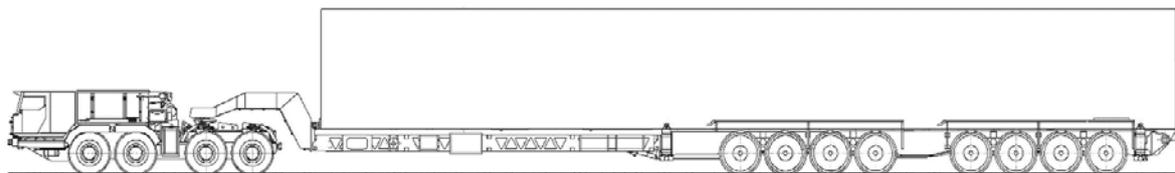


Рис.1. Общий вид модели ДТГА

В результате имитационного моделирования была получена траектория движения двухзвенного автопоезда (Рис.2,3).

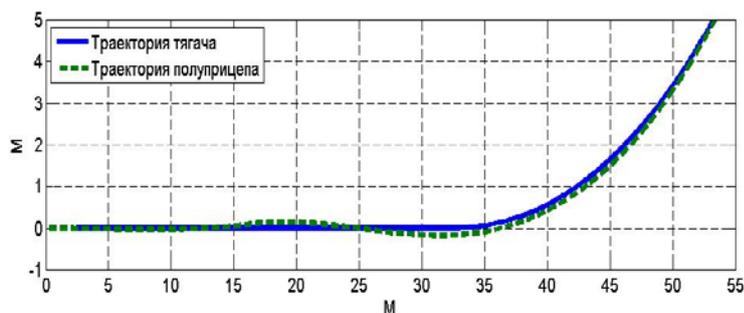


Рис. 2. Траектория движения двухзвенного автопоезда с регулятором обратной связи и задержкой

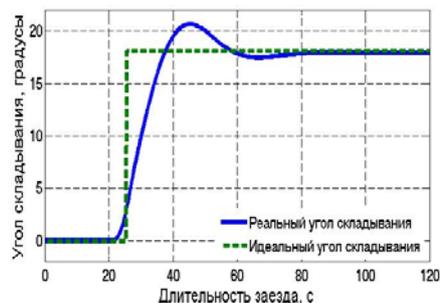


Рис. 3. Зависимость угла складывания от длительности заезда

Основными факторами, влияющими на траекторию движения ДТГА являются габариты агрегата, углы поворота колес полуприцепа и угол складывания автопоезда. Разработанная модель позволила более детально оценить величину влияния этих параметров.

В результате проведенного моделирования было обнаружено увеличение выноса кузова полуприцепа при наличии крутящего момента на колесах прицепного, что согласуется с реальными данными.

Была выявлена необходимость введения регулятора обратной связи между расчетным и фактическими углами складывания, а также необходимость временной задержки отработки угла складывания системой поворота колес полуприцепного звена, с целью точного совпадения траекторий приведенных осей тягача и полуприцепа.

Предлагаемое математическое моделирование, с последующей реализацией электронной системы управления, по мнению автора позволит повысить маневренность и управляемость ДТГА, уменьшить ширину дорожного полотна, снизить нагрузки на шины, уменьшить заносы и т.д.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гладов Г.И., Морозова А.Ю. Системы управления поворотом специальных транспортных средств: Учебное пособие/ МАДИ (ГТУ). - Москва, 2004 - 88с.
2. Закин Я. Х. Прикладная теория движения автопоезда. – Москва: Издательство "Транспорт", 1967 г., 1-252.
3. Иванина Н.Л., Головченко В.И. Автоматизированный расчет и построение габаритной полосы движения длиннобазных седельных автопоездов при их поворотах на 90° и 180°. – Вісник НТУ «ХПІ». – 2013. – № 1 (975). – С. 48 – 64.
4. Горелов В.А., Тропин С.Л. Математическая модель криволинейного движения автопоезда по недеформируемому опорному основанию. – Журнал Автомобильных Инженеров. – 2011. – №5 (70). – С. 18 – 22.
5. Греков В.Ф., Орлов С.В., Пьянков А.А., Ткаченко Ю.А. Влияние конструктивно-компоновочных схем транспортных средств на их маневренность. – Системи обробки інформації. – 2008. - №3(70). – С. 34 – 38.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ИНЖЕНЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ ОТРАБОТКИ И ТЕСТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНЫХ МОДУЛЕЙ РАСЧЕТА И КОНТРОЛЯ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ

А.А. Ляпин

Научный руководитель: д.т.н. Г.Ф. Костин

АО «ГРЦ Макеева»,

Россия, г. Миасс, Тургоякское шоссе 1, 456300

E-mail: lyapin-sasha@mail.ru

Средства автоматизации сопровождают человека во всех сферах деятельности, автоматизированные системы находят свое применение в каждой организации, в том числе в организациях, связанных с ракетно-космической деятельностью. Данная работа посвящена специальному программному средству, реализующему автоматизацию инженерных процессов отработки и тестирования задач расчета и контроля полетного задания.

Программное обеспечение расчета и контроля полетного задания (ПО РКПЗ) является одной из ключевых систем ракетного комплекса и предназначено для подготовки данных для системы управления полетом межконтинентальной баллистической ракеты [1].

ПО РКПЗ состоит из множества взаимосвязанных элементов (программных модулей), разработкой которых занимаются инженеры АО «ГРЦ Макеева» и смежных организаций. Программный модуль (далее ПМ) – функционально завершённая программная реализация частной задачи (алгоритма) РКПЗ.

С целью обеспечения качества и надежности ПО РКПЗ каждый программный модуль должен быть отлажен, отработан и протестирован в автономном режиме [2,3]. Под надежностью ПМ понимается вероятность его работы без отказов.

Автором было разработано специальное программное средство отработки и тестирования задач РКПЗ. Состав СПС представлен на рисунке 1.

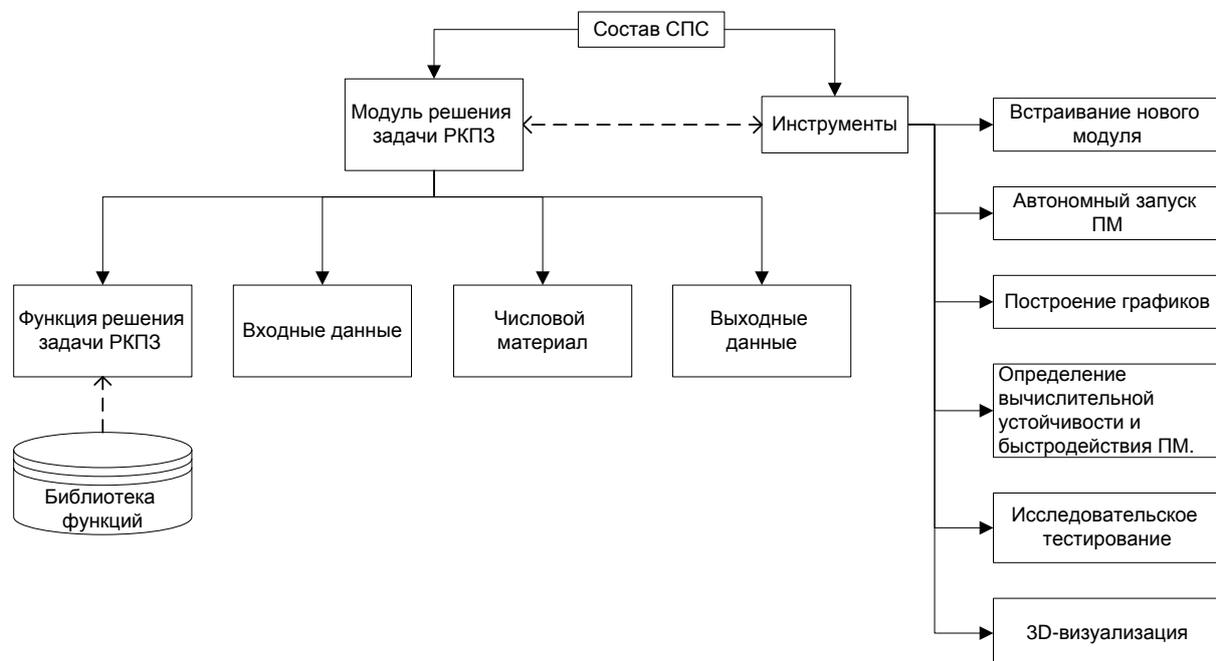


Рис.1. Состав СПС

СПС состоит из двух основных частей: методов решения задач, основанных на ПМ РКПЗ и инструментов отработки и тестирования этих методов.

СПС представляет собой фреймворк (каркас), в который может быть встроен любой ПМ, реализующий метод решения задач РКПЗ, при этом «каркас» берет на себя основные функции по запуску, визуализации, тестированию, анализу и т.д. **Фреймворк** – структура программной системы; программное обеспечение, облегчающее разработку и объединение разных компонентов большого программного проекта.

Разработанное СПС позволяет:

- обеспечить качество и надежность ПО РКПЗ;
- представить результаты работы ПМ в наглядном виде (графики, таблицы, 3d-визуализация);
- выявить нереализуемые логические ветки алгоритмов и, таким образом, оптимизировать код ПМ;
- определить область применимости ПМ (на основе анализа отказов);
- оценить быстродействие ПМ;
- проводить регрессионное тестирование, после модернизации или исправления ошибки ПМ;
- оптимизировать рабочее время специалистов (выполнение в фоновом режиме).

Важно отметить, что разработанное СПС позволяет встроить любой ПМ формализованным образом, что позволяет расширить область применения фреймворка.

Разработанное СПС применяется для отработки и тестирования ПО РКПЗ в АО «ГРЦ Макеева».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ляпин А.А. Голунов М.С., Технология разработки программного обеспечения расчета и контроля полетного задания для межконтинентальных баллистических ракет. В кн.: V Ежегодный форум: информационные технологии на службе оборонно-промышленного комплекса. Челябинск: Издательство Connect, 17-20 мая 2016. С. 62.
2. Ляпин А.А. Методология тестирования ПО РКПЗ. Материалы XX Юбилейной Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2017), 24-31 мая 2017 г., Алушта. – М.: Изд-во МАИ, 2017. 154-156 с. ISBN 978-5-4316-0401-0.
3. Тюгашев А.А., Ильин И.А., Ермаков И.Е. Пути повышения надежности и качества программного обеспечения в космической отрасли. Управление большими системами. Выпуск 39.
4. Куликов С. С. Тестирование программного обеспечения. Базовый курс: практ. пособие. М.: Четыре четверти, 2015. — 294 с.

ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА ДЛЯ ВЫСОКОДИНАМИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.В. Некрасов

Научные руководители: начальник лаборатории, к.т.н. В.В. Федоров,
начальник лаборатории М.Ю. Щетинин

Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени

А.Г. Иосифьяна (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»),

Россия, г. Москва, Хоромный тупик, дом 4, строение 1, 107078

E-mail: vvv17@list.ru

Двигатель-маховик (ДМ) с микроконтроллерным управлением (ДМ-МК) является новым поколением ДМ АО «Корпорации «ВНИИЭМ». ДМ-МК предназначен для использования в качестве исполнительного органа систем ориентации и стабилизации высокодинамичных космических аппаратов (КА)[1].

Проведенный анализ передовых аналогов ДМ отечественного и импортного производства обозначили перечень необходимых минимальных функциональных возможностей заложенных в ДМ-МК.

За основу разработки взята надежная схема ДМ, разработанная и применяемая в АО «Корпорации «ВНИИЭМ» (ДМ20-250) [2]. В настоящее время схема модернизируется и уже дополнена оптоэлектрическим датчиком, а также микроконтроллерным модулем (МКМ) [3].

Таблица 1. Основные технические характеристики ДМ20-250 и ДМ-МК

	ДМ20-250 (ближайший аналог ДМ-МК)	ДМ-МК
Управляющий момент, мНм	250	1000
Кинетический момент, Нмс	±20	±10
Диапазон изменения частоты вращения, об/мин	±1100	±2600
Максимальный потребляемый ток, А	3	10
Число импульсов на оборот, N	56	1360
Масса, кг	11,5	9
Напряжение питания, В	24...34	24...34
Режимы управления	Аналоговое управление моментом	Цифровое микрокон- троллерное управление: моментом, скоростью
Погрешность в режиме управления моментом, %	15	0,3
Погрешность в режиме управления скоростью не более, об/мин	-	1
Интерфейс ГОСТ 52070 2003	-	есть
Срок службы, не менее, лет	12	12

Технические особенности ДМ-МК, обеспеченные цифровым микроконтроллерным управлением[4]:

- Цифровая схема управления, реализованная микроконтроллерным модулем (МКМ), обеспечила управление в двух режимах: по заданному крутящему моменту (режим управления моментом), и по частоте вращения ротора (режим управления скоростью). Ранее режим управления скоростью не использовался в разработках двигателей-

маховиков АО «Корпорации «ВНИИЭМ». В данном режиме применены алгоритмы, позволившие обеспечить выход и стабилизацию заданной скорости более чем в 3 раза быстрее (во всем диапазоне скоростей) по сравнению с классической системой ПИД-регулирования (рис. 1).

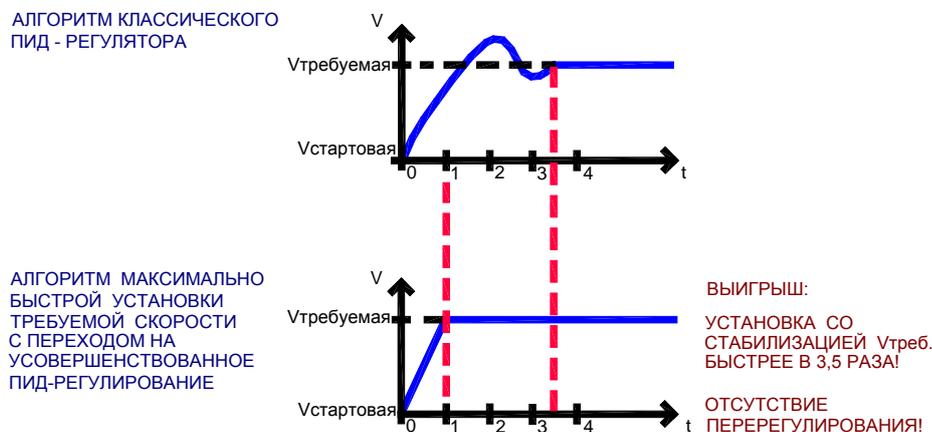


Рис. 1. Варианты алгоритмов выхода на требуемую скорость

- МКМ обеспечила высокие показатели надежности и массогабаритные характеристики.
- В программные алгоритмы введена самодиагностика системы, коррекция нелинейной передаточной функции, оперативное выявление неисправности ДМ-МК, а также алгоритм работы в случае не штатной потери связи с бортовым комплексом управления (БКУ).
- На базе МКМ организована связь по мультиплексному каналу обмена (МКО) с БКУ КА (интерфейс по ГОСТ 52070-2003).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кубрак В.Н., Кузьмин В.Н., Некрасов В.В., Соколуни И.В., Щетинин М.Ю. Двигатель-маховик с цифровым управлением АО «Корпорация «ВНИИЭМ» для высоко-динамичных космических аппаратов. – Крым, Алушта: ТРУДЫ МКЭЭЭ-2016. – С. 115–116.
2. Журавлев В.Я., Кузьмин В.Н., Михайлов Е.М., Рудобаба Е.П., Стома С.А. Электродвигатель-маховик постоянного тока. – М.: Труды ВНИИЭМ, 1985. – Т.78. – С. 67–74.
3. Некрасов В.В., Щетинин М.Ю. Унифицированный модуль управления СОСБ малых КА на основе микроэвм. – М: Труды НПП ВНИИЭМ, 2008. – Т.107. – С. 46–50.
4. Городецкий Р.С., Кубрак В.Н., Кузьмин В.Н., Некрасов В.В., Соколуни И.В., Щетинин М.Ю. Двигатель-маховик для высоко-динамичных космических аппаратов и новые возможности, обеспеченные микроконтроллерным управлением. – Истра: Тезисы докладов конференции «Иосифьянские чтения 2016». – С. 51–52.

УПРАВЛЕНИЕ ОТДЕЛЯЮЩИМИСЯ ЧАСТЯМИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ

П.П. Поляков

Научный руководитель: доцент, к.т.н. А.Н. Зборошенко
ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,
Россия, г. Королёв, ул. Пионерская, 4, 141074
E-mail: polyakov-pp@yandex.ru

Одним из подходов к решению задачи уменьшения районов падения отделяющихся частей (ОЧ) ракет-носителей (РН) является управление ОЧ РН на нисходящей стадии пассивного участка полета. При этом представляется целесообразным разбить траекторию управляемого движения на два участка. На каждом из этих участков решается конкретная задача управления. На первом участке система управления (СУ) [1] решает задачу управления угловым движением для гашения неупорядоченного вращения ОЧ РН и обеспечения необходимого стабилизированного углового положения в пространстве. На втором участке решается задача терминального наведения [2] в заданную зону малых размеров. Для решения этих задач предлагается использовать бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) [3, 4], которая не накладывает ограничений на угловые эволюции объекта.

В процессе выполнения проведены следующие работы:

- определен облик системы управления для отделяемых частей с целью реализации требуемых условий движения и оценка ее основных характеристик;
- исследованы методы и возможные подходы к сокращению районов падения отделяющихся частей РН средствами СУ на базе БИНС;
- разработана математическая модель управляемого движения ОЧ РН;
- разработаны методы и алгоритмы системы управления на базе БИНС;
- проведен анализ проблем и путей приборной реализации БИНС с учетом особенностей применения в составе СУ ОЧ РН;
- разработано программно-алгоритмического обеспечения для оценки районов падения ОЧ РН.

В ходе выполнения расчетно-теоретических работ были получены следующие результаты:

- алгоритмы системы управления, позволяют осуществить «гашение» угловой скорости вращения ОЧ РН, и позволяют снизить промах по дальности до 3-4 км;
- алгоритмы наведения, позволяют обеспечить приведение ОЧ РН в заданный район с методической погрешностью 150 м;
- точность приведения ОЧ РН в случае использования СУ на базе БИНС составляет величину порядка 500 м.

Таким образом, предлагаемая СУ ОЧ РН позволяет высвободить значительные территории для обеспечения проведения экономической деятельности и сократить затраты на восстановление экосистемы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Разоренов, Г.Н. Системы управления летательными аппаратами/ Г.Н. Разоренов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Титов; под ред. Г. Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.
2. Лысенко, Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет/ Л.Н. Лысенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 672 с.
3. Бранец, В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем/ В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1992. – 280 с.
4. Бранец, В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела/ В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.

МОДЕЛЬНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

А.А. Прутько

Научный руководитель: к.ф.-м.н. А.В. Сумароков

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»

Россия, Московская область, г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а, 141070

E-mail: aleksej.pa@gmail.com

Введение. Пилотируемый транспортный корабль нового поколения «Федерация» должен прийти на смену пилотируемым кораблям серии «Союз» и автоматическим грузовым кораблям серии «Прогресс». Одной из задач системы управления данного корабля является аварийное спасение экипажа на участке выведения и его посадка в заданном районе. Система аварийного спасения – бортовая система для спасения экипажа космического корабля в случае возникновения аварийной ситуации ракеты-носителя.

В состав системы аварийного спасения входят: система управления бортовым комплексом (СУБК), автоматика ракетного блока аварийного спасения (АРБАС) и твердотопливные двигатели: основной ракетный двигатель (ОРД), ракетный двигатель экстренного отделения (РДЭО), управляющий ракетный двигатель (УРД), тягу которого можно регулировать при помощи заслонки, управляемой электромеханическим приводом (ЭМП).

В данной работе описана модель системы аварийного спасения, которая используется для отработки бортового программного обеспечения. Работа модели демонстрируется с помощью результатов математического моделирования.

Постановка задачи и цель работы. Целью данной работы является разработка модельного программного обеспечения системы аварийного спасения перспективного транспортного корабля нового поколения. В состав данного программного обеспечения входят модели движения центра масс и вокруг центра масс, модели исполнительных органов, которыми служат твердотопливные двигатели, некоторые из которых имеют управляемый вектор тяги, модели окружающей среды и автоматики системы управления бортовым комплексом.

Модель СУБК и АРБАС. Модель АРБАС предназначена для выдачи управляющих команд на основной ракетный двигатель, ракетный двигатель экстренного отделения, управляющий ракетный двигатель, и команд на отстыковку РБАС от возвращаемого аппарата при реализации циклограммы экстренного спасения.

Модель АРБАС реализует работу автоматики ракетного блока экстренного спасения. В зависимости от выбранной программы аварийного спасения модель АРБАС реализует соответствующую циклограмму спасения.

Модель ОРД, РДЭО и УРД. Модели ОРД, РДЭО и УРД предназначены для вычисления значений векторов тяги и момента, создаваемых основным ракетным двигателем, ракетным двигателем экстренного отделения и управляющим ракетным двигателем РБАС. Также рассчитываются, приращения скорости центра масс от работы соответствующего двигателя и определяется суммарный расход топлива через все сопла описанных двигателей.

Модель ЭМП. Для регулировки тяги сопел УРД в каждом сопле установлен регулирующий элемент, позволяющий изменять площадь критического сечения сопла, таким образом можно создавать управляющий момент. Для поворота регулирующих элементов служит электромеханический привод, представляющий собой двигатель постоянного тока. Команды на повороты ЭМП поступают из системы управления через СУБК.

Модель окружающей среды. Модель аэродинамики реализует расчет аэродинамических сил и моментов сил, действующих на отделяемый головной блок. Кроме того, рассчитывается давление атмосферы для моделирования тяги ракетных двигателей РБАС. Давление атмосферы рассчитывается по уравнению состояния идеального газа. Вектор скорости ветра рассчитывается в зависимости от месяца запуска в начальной стартовой системе координат.

Расчёт суммарных моментов и сил и массово-инерционных характеристик. На выходе из моделей ракетных двигателей ОРД, РДЭО и УРД получаем суммарные силы тяги и суммарные моменты этих сил, действующие в центре масс отделяемого головного блока. К ним также добавляются гравитационные и аэродинамические составляющие.

$$\mathbf{M}_R = \mathbf{M}_{ОРД} + \mathbf{M}_{РДЭО} + \mathbf{M}_{УРД} + \mathbf{M}_{GRAV} + \mathbf{M}_{AERO}$$

Учитывается также и изменение массово-инерционных характеристик. Изменения задаются путем линейной интерполяции массово-инерционных характеристик для известных конфигураций отделяемого головного блока.

Модель динамики. Моделирование углового движения осуществляется путем совместного интегрирования уравнений Эйлера и кинематических уравнений в связанной системе координат. Движение центра масс отделяемого головного блока моделируется путем интегрирования системы уравнений в начальной стартовой системе координат с началом в центре Земли и осями [1], параллельным осям стартовой системы координат в начальный момент времени.

$$\begin{aligned} \dot{\vec{\omega}} &= I^{-1} \left(-[\vec{\omega} \times I \vec{\omega}] + \vec{M}_R \right) & \frac{d}{dt} \vec{R}_{nc} &= \vec{V}_{nc} \\ \dot{\theta} &= \frac{\sin \varphi \omega_y + \cos \varphi \omega_z}{\cos \psi} & \frac{d}{dt} \vec{V}_{nc} &= \frac{\vec{P} + \vec{F}_A}{m} + \vec{g} \\ \dot{\psi} &= \cos \varphi \omega_y - \sin \varphi \omega_z \\ \dot{\varphi} &= \omega_x + \operatorname{tg} \psi (\sin \varphi \omega_y + \cos \varphi \omega_z) \end{aligned}$$

где \vec{R}_{nc} — радиус-вектор центра масс ОГБ в НССК; \vec{V}_{nc} — вектор скорости ЦМ ОГБ в НССК; m — масса отделяемого головного блока; \vec{P} — результирующий вектор сил тяг ОРД, РДЭО и УРД; \vec{F}_A — вектор аэродинамических сил; \vec{g} — вектор гравитационного ускорения в НССК.

Уравнения движения интегрируются методом Рунге-Кутты 4 порядка [2] на каждом такте моделирования. Полученные угловые скорости и координаты передаются в модели инерционных датчиков: датчиков угловой скорости и акселерометров. Модели данных датчиков формируют непосредственно измерительные сигналы, поступающие в систему управления ПТК.

Заключение. В данной работе была описана модель системы аварийного спасения, которая используется для отработки бортового программного обеспечения. Были описаны следующие модели: система управления бортовым комплексом, автоматика ракетного блока аварийного спасения, основной ракетный двигатель, ракетный двигатель экстренного отделения, электромеханический привод, управляющий ракетный двигатель, модель динамики движения центра масс отделяемого головного блока и вокруг центра масс, модель окружающей среды. Было проведено моделирование стабилизации движения отделяемого головного блока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов // Москва, «Наука», 1974.
2. Косарев В.И. 12 Лекций по вычислительной математике (вводный курс): Учеб. Пособие: Для вузов. Изд. 2-е, испр. И доп. – М.: Изд-во МФТИ, 2000.– 224 с.

АЛГОРИТМ УСКОРЕННОГО ПОСТРОЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ГРУЗОВЫХ И ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ СЕРИЙ «СОЮЗ МС» И «ПРОГРЕСС МС»

А.В. Сумароков

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»,

Россия, г. Королёв, ул. Ленина, 4А, 141070

E-mail: anton.sumarokov@rsce.ru

Традиционно для построения орбитальной ориентации [1–3] на пилотируемых и транспортных кораблях «Союз» и «Прогресс» используют датчик инфракрасной вертикали (ИКВ) [4]. В данной работе рассматривается ускоренный вариант нахождения положения осей связанного базиса относительно орбитальной системы координат (ОСК) сразу после участка выведения и отделения космического корабля от ракеты-носителя. Описанный в работе алгоритм является развитием алгоритма, разработанного в рамках создания системы управления движением многоцелевого лабораторного модуля [5, 6] и реализацией изобретения [7]. Для оценки углов ориентации связанного базиса космического аппарата относительно орбитального в описываемом алгоритме используется априорная информация об ориентации ракеты-носителя в момент разделения, а также измерения угловой скорости, полученные через несколько минут после разделения.

Ключевым отличием транспортных и грузовых кораблей серий «Союз МС» и «Прогресс МС» от предыдущей серии является наличие в составе системы управления движением аппаратуры спутниковой навигации. Данная аппаратура позволяет определять положение корабля на орбите, используя сигналы спутниковых навигационных систем GPS/ГЛОНАСС. Дополнительно для передачи телеметрической информации и командных сигналов на данных аппаратах применяется единая контрольно-телеметрическая система, позволяющая поддерживать связь наземного пункта управления с бортовыми системами через геостационарные спутники системы «Луч». Антенны для приема сигналов GPS/ГЛОНАСС и связи со спутниками системы «Луч» расположены таким образом, чтобы их диаграмма направленности покрывала широкую область пространства, расположенную выше орбиты корабля. Таким образом, наиболее эффективная работа указанных антенн обеспечивается в случае, когда положение осей связанного базиса близко к осям ОСК. Угловая скорость корабля при этом не должна превышать 0.1 град/с. Следовательно, чем скорее после завершения участка выведения будет обеспечено совмещение связанного и орбитального базисов, тем скорее будут получены измерения вектора состояния и параметры орбиты космического аппарата, а также обеспечена связь со спутниками системы «Луч». В результате задача быстрого приведения осей связанного базиса в окрестность орбитального становится крайне актуальной. Дополнительно следует также отметить, что ранее была отработана схема быстрой стыковки космического корабля к Международной космической станции по четырехвитковой схеме [8] и для дальнейшего уменьшения времени между пуском и стыковкой к станции крайне важно быстро определять орбиту выведения и формировать заданную ориентацию корабля к моменту выдачи корректирующего импульса. Это обстоятельство дополнительно подчеркивает важность быстрого определения ориентации корабля.

Предложенный алгоритм был интегрирован в состав бортового программного обеспечения системы управления движением и навигации космических кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС». Верификация разработанного алгоритма ускоренного построения ОСК была проведена на корабле «Союз МС-03», отправившегося в полет к Международной космической станции в ноябре 2016 г.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бранец В.Н., Платонов В.Н., Сумароков А.В., Тимаков С.Н. О стабилизации спутника связи, несущего маховики, без использования датчиков углов и угловых скоростей. // Изв. РАН. ТиСУ. 2008. №1. С. 106-116.

2. Сумароков А.В., Тимаков С.Н. Об одной адаптивной системе управления угловым движением спутника связи // Изв. РАН. ТиСУ. 2008. №5. С. 131-141.
3. Ефимов Д.А., Сумароков А.В., Тимаков С.Н. О гиросtabilизации спутника связи в отсутствии измерений угловой скорости. // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. №5. С. 119-128.
4. Легостаев В.П., Микрин Е.А., Орловский И.В., Борисенко Ю.Н., Платонов В.Н., Евдокимов С.Н. Создание и развитие систем управления движением космических кораблей «Союз» и «Прогресс»: опыт эксплуатации, планируемая модернизация: Сб. статей. М.: МФТИ, 2009.
5. Гладышев А.Д., Сумароков А.В. Алгоритмы оценки параметров движения космического аппарата // Матер. докл. XV конф. молодых ученых «Навигация и управление движением». / Под. общ. ред. акад. В.Г. Пешехонова. СПб: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 202-209.
6. Сумароков А.В. Об управлении движением Многоцелевого лабораторного модуля с помощью реактивных двигателей на автономном участке полета // Матер. докл. XIV конф. молодых ученых «Навигация и управление движением» / Под. общ. ред. акад. В.Г. Пешехонова. СПб: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. С. 157-164.
7. Муртазин Р.Ф., Сумароков А.В., Борисенко Ю.Н., Борисенко Н.Ю. Способ управления движением космического объекта после отделения от другого космического объекта: Пат. 2568235 Российская Федерация, МПК51 В64G 1/24, В64G 1/64. Заявитель и патентообладатель ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». № 2014106956/11; заявл. 26.02.2014; опубл. 10.11.2015. Бюл. № 31.
8. Муртазин Р.Ф., Борисенко Ю.Н. Способ управления движением активного космического объекта, стыкуемого с пассивным космическим объектом: Пат. 2490181 Российская Федерация, МПК51 В64G 1/26. Заявитель и патентообладатель ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». - № 2012114055/11; заявл. 10.04.2012; опубл. 20.08.2013. Бюл. № 31.

Секция №4

«ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, СИСТЕМНЫЕ И ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ»

Председатель секции:

Кочура С.Г., заместитель генерального конструктора по электрическому проектированию и системам управления космическими аппаратами АО «ИСС».

Эксперты:

Солдатов А.И., профессор кафедры ПМЭ ТПУ;
Чернявский А.Г., советник президента ПАО «РКК» Энергия».

СВЕРХВЫСОКОСКОРОСТНЫЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МИКРОМАШИНЫ ДЛЯ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.И. Бекузин, В.В. Айгузина, Р.Д. Каримов

Научный руководитель: к.т.н. В.Е. Вавилов

Уфимский государственный авиационный технический университет,

Россия, г. Уфа, Карла Маркса 12, корпус 4, 450077

E-mail: tiobaldo1@rambler.ru

Развитие космической отрасли требует создание новых сверхвысокоскоростных электрических микромашин (СВЭМ). Как правило, современные СВЭМ имеют частоту вращения ротора от 200 000 об/мин до 1 000 000 об/мин, мощность до 1 кВт при удельных показателях 0,2–0,25 кг/кВт и выполнены с постоянными магнитами [1–3]. При этом запросы потребителей СВЭМ направлены на повышение мощности и частот вращения ротора СВЭМ при снижении их массогабаритных показателей. Однако на данный момент максимальная достигнутая частота вращения ротора СВЭМ составляет не более 1 млн об/мин [4–7].

Поэтому основной идеей и целью данной работы является разработка и исследования СВЭМ с частотой вращения ротора 1,2 млн об/мин. Для получения данного результата необходимо разработать алгоритм многодисциплинарного расчёта СВЭМ. При проектировании требуется совместный анализ тепловых, механических и электромагнитных процессов с учетом динамики ротора. В работах [4–7] представлены методики расчёта СВЭМ, но общего алгоритма многодисциплинарного подхода к расчёту СВЭМ не приведено. Известны алгоритмы многодисциплинарного проектирования высокооборотных электрических машин с частотами вращения от 48000 до 120 000 об/мин и мощностью более 10 кВт [8–10]. Но требуются частоты вращения ротора и мощности СВЭМ в 10 раз больше, поэтому результаты этих работ использовать не представляется возможным.

В работе представлен многодисциплинарный алгоритм проектирования СВЭМ, создан проект СВЭМ с частотой вращения ротора 1,2 млн об/мин и мощностью 123 Втс КПД 80 %: выполнены взаимосвязанные механические, тепловые и электромагнитные расчеты, определен тип подшипниковых опор, основные конструктивные материалы и выявлено дальнейшее направление исследований. Созданные модели и алгоритм были верифицированы экспериментально. Различие результатов компьютерного моделирования и экспериментальных данных не превышает 5–7 %. Результаты работы могут быть использованы при проектировании и создании электрических микромашин для электроснабжения космических аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. K. Isomura, M. Murayama, S. Teramoto, K. Hikichi, Y. Endo, S. Togo, S. Tanaka. Experimental Verification of the Feasibility of a 100W Class Micro-scale Gas Turbine at an Impeller Diameter of 10 mm // J. Micromech. Microeng, 200. № 16. С. 254–261.
2. С. Н. Park, S. K. Choi, S. Y. Ham. Design and experiment of 400,000 rpm high speed rotor and bearings for 500W class micro gas turbine generator // International Conference on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Applications (PowerMEMS). 2011. С. 1-4.
3. A. Borisavljevic. Limits, Modeling and Design of High-Speed Permanent Magnet Machines. Wormann Print Service. Zutphen, the Netherlands, 2011, 209 с.
4. C. Zwyssig, J. W. Kolar, S. D. Round. Mega-Speed Drive Systems: Pushing Beyond 1 Million RPM // Mechatronics, IEEE/ASME Transactions on, 2009. Vol. 14. № 5. С. 564-574.
5. C. Zwyssig, S. D. Round, J. W. Kolar. An ultra-high-speed, low power electrical drive system // IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2008. Vol. 55. №. 2. С. 577-585.
6. D. Krähenbühl, C. Zwyssig, H. Weser, J. W. Kolar. A miniature 500000-r/min electrically driven turbocompressor // IEEE Transactions on Industry Applications, 2010. Vol. 46. № 6. С. 2459-2466.

7. N. Uzhegov, E. Kurvinen, J. Nerg, J. T. Sopenen, S. Shirinskii. Multidisciplinary Design Process of a 6-Slot 2-Pole High-Speed Permanent-Magnet Synchronous Machine // IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016. Vol. 63. № 2. С. 784-795.
8. F. R. Ismagilov, I. Khayrullin, V. Vavilov, A. M. Yakupov. Method of Designing High-Speed Generators for the Biogas Plant // International Journal of Renewable Energy Research, 2016. Vol.6. № 2. С. 447-454.
9. Co Huynh, Liping Zheng, Dipjyoti Acharya. Losses in High Speed Permanent Magnet Machines Used in Microturbine Applications // J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009. Vol. 131. №. 2. С. 1–6.
10. F. Ismagilov, I. Khairullin, V. Vavilov, R. Karimov, A. Gorbunov. Features of designing high-rpm electromechanical energy converters operating in short-term mode with high-coercivity permanent magnets // International Review of Electrical Engineering, 2016. Vol. 11. № 1. С. 28–35.
11. Ferrites and accessories. SIFERRIT material N87. [Электронный ресурс] URL: <https://en.tdk.eu/download/528882/6a0da25e2745be5c13b587b3d4a8de48/pdf-n87.pdf>.
12. A. Tüysüz, M. Steichen, C. Zwysig, J. W. Kolar. Advanced cooling concepts for ultra-high-speed machines // 9th International Conference on Power Electronics and ECCE Asia, 2015. С. 2194–2202.
13. Zhang Tao, Ye Xiaoting, Zhang Huiping, Jia Hongyun. Strength Design on Permanent Magnet Rotor in High Speed Motor Using Finite Element Method // Telkomnika Indonesian Journal of Electrical Engineering, 2014. Vol. 12. № 3. С. 1758–1763.
14. Ultra-high-speed set-up. [On-line] URL: http://www.powermems.be/Pen_setup.html.

МЕТОДИКА СОЗДАНИЯ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ И РАСЧЕТА КРУПНОГАБАРИТНОГО ТРАНСФОРМИРУЕМОГО СЕТЧАТОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н.Н. Голдобин, А.С. Евдокимов

Научный руководитель: к.т.н. Д.О. Шендалев

АО «Информационные спутниковые системы» им. ак. М.Ф.Решетнева

Россия, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52, 662972

E-mail: goldobin@iss-reshetnev.ru

Важное направление работ в области космической техники связано с созданием систем глобальной связи. Возникла потребность в создании больших космических антенн диаметром 10-50 метров. Концепция построения сетчатых рефлекторов крупногабаритных космических антенн, наиболее развитая на сегодняшний день, предполагает наличие силового каркаса, который предназначен для обеспечения жесткости рефлектора, с помощью которого растягивается формообразующая структура (ФОС), включающая симметричные тыльную и фронтальную сети из размеростабильных шнуров и отражающее металлическое сетеполотно. Эта сборка нагружается оттяжками, соединяющими узлы этих сетей. Равномерность распределения усилий натяжения в системе шнуров, формирующих отражающую поверхность, а также точность формы поверхности оказывают влияние на функциональные характеристики рефлектора. Реализация указанных требований с учетом факторов наземной и орбитальной эксплуатации является сложной и дорогостоящей процедурой, что приводит к необходимости использования математических методов моделирования.

Проектировочные расчеты и прогнозирование поведения рефлектора в условиях эксплуатации проводятся с использованием конечно-элементной модели. При моделировании подобных конструкций известными проблемами являются обеспечение требуемого напряженно-деформированного состояния (НДС), а также обеспечение сходимости решения. Моделирование внутренних напряжений конструкции реализуется путем задания начальных напряжений, до введения которых модель имеет нулевые коэффициенты жесткости по отдельным степеням свободы. В силу указанного обстоятельства при появлении в конструкции внутренних напряжений получаются большие деформации, что и приводит к проблемам со сходимостью и существенному перераспределению усилий. Одним из путей решения указанных проблем является задание начальных напряжений, соответствующих начальной геометрии модели.

Для оценки на стадии проектирования усилий, возникающих в напряженной конструкции сетчатого рефлектора, а также обеспечения требуемого распределения усилий во всех шнурах ФОС авторами данной научно-технической работы была разработана методика расчета рефлектора. В данной методике в качестве модели ФОС рассматривается пространственная система сходящихся сил, через известное условие равновесия которой определяются усилия в шнурах. Точность разработанной методики обеспечивается подробным математическим описанием пространственного расположения натянутых шнуров с использованием положений аналитической геометрии и теоретической механики. Применение новой методики позволило: получить начальные напряжения, необходимые при расчете НДС рефлектора; обеспечить сходимость численного метода Ньютона-Рафсона при решении задачи методом конечных элементов; повысить точность определения усилий в напряженной конструкции ФОС [1-3].

На основании использования методики расчета НДС был проведен анализ НДС рефлектора в гравитационном поле Земли и в невесомости, в рамках которого были получены следующие результаты: разработанная КЭМ рефлектора позволяет производить выбор схемы обезвешивания ФОС с целью проведения механического анализа рефлектора для случая в гравитационном поле Земли; модель НДС настроенного в гравитационном поле Земли рефлектора, помещенного в условия невесомости, позволяет спрогнозировать поведение рефлектора при переходе от этапа наземной к этапу орбитальной эксплуатации.

На основе методики расчета начальных напряжений в конструкции рефлектора была разработана "бесшаблонная" методика сборки рефлектора, обеспечивающая необходимую точность формы его рабочей поверхности. Ранее в АО «ИСС» применялся способ сборки с использованием технологического приспособления в виде объемного шаблона параболической формы. В рамках этой технологии начальное НДС ФОС и сетеполотна создавалось на объемном шаблоне. Далее, усилия с шаблона постепенно перекладывались на силовой каркас, и получалось начальное НДС всего рефлектора, подстраиваемое впоследствии при точной настройке. Недостатком такой технологии является то, что данный способ изготовления предполагает изготовление отдельных шнуров и начальный монтаж ФОС на объемном шаблоне без учета упругих свойств шнуров, что приводит к необходимости применения сложной процедуры задания усилий натяжения в каждом из шнуров на последующих этапах сборки. Сложность задания усилий натяжения заключается в том, что такие структуры являются статически неопределимыми и изменение усилия натяжения в одном или нескольких шнурах приводит к изменению усилий в нескольких или во всех других шнурах. Еще одним недостатком является использование объемного шаблона, так как с увеличением диаметра рефлектора масса шаблона будет возрастать пропорционально кубу его диаметра. Ввиду сложности реализации объемного шаблона для сборки рефлекторов большего диаметра авторами предлагается «бесшаблонная» технология сборки, подробно описанная в заявке на изобретение №2016136059 «Способ изготовления крупногабаритного трансформируемого рефлектора».

Таким образом, в ходе выполнения научно-технической работы, были получены следующие основные результаты:

- новая КЭМ, позволяющая выполнять структурно-параметрический синтез рефлектора, была апробирована при создании рефлектора в АО «ИСС» в рамках выполнения специальной части опытно-конструкторской разработки (СЧ ОКР «Прибор») по Федеральной космической программе России на 2006-2015 годы; достоверность модели была подтверждена во время проведения наземных испытаний рефлектора;
- прогнозирование НДС рефлектора для случаев его нахождения в гравитационном поле Земли и в невесомости позволяет определить влияние на геометрическую точность отражающей поверхности факторов, возникающих на этапах проектирования, производства и эксплуатации;
- создан новый способ изготовления крупногабаритных трансформируемых сетчатых рефлекторов с применением "бесшаблонной" методики сборки рефлектора, учитывающий НДС ФОС и силового каркаса рефлектора, позволяющий снизить трудоемкость сборки и настройки рабочих усилий формообразующей структуры, выполненной из шнуров, начиная с начальных этапов изготовления, а также обеспечить точность формы отражающей поверхности рефлектора без использования громоздкого и дорогостоящего технологического приспособления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Голдобин, Н.Н., Тестоедов Н.А. Алгоритм построения периферийного шнура формообразующей структуры сетчатого рефлектора // Вестник СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнева. – Красноярск: СибГАУ. - 2014. – С. 101-107.
2. Голдобин, Н.Н. Особенности проектирования формообразующей структуры крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического аппарата // Молодежь. Техника. Космос»: труды VI-й Общероссийской молод. науч.-техн. конф. – СПб.: БГТУ «ВОЕНМЕХ». - 2014. – С. 21-23.
3. Голдобин, Н.Н., Шендалев Д.О. Аналитическая оценка начальных напряжений для повышения качества конечно-элементной модели космического сетчатого рефлектора // Материалы Международной научной конференции «Решетневские чтения». - Красноярск: ОАО «ИСС». - 2014. – С.71-73.

ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВИБРОПРИВОДОВ С УПРАВЛЯЕМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ВИБРАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ В СТЕНДАХ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.В. Кононистов, В.Н. Лутков

Научный руководитель: профессор, к.т.н. С.В. Сергеев
Акционерное общество «Златоустовский машиностроительный завод»,
Россия, г. Златоуст, Парковый проезд, 1, 456208
E-mail: kononistovav@gmail.com

Современные летательные аппараты работают в условиях интенсивных динамических нагрузок. Одним из наиболее опасных видов внешних воздействий, для летального аппарата, являются вибрационные нагрузки. Вибрационное воздействие на узлы летательного аппарата происходит на протяжении всего времени эксплуатации, начиная с момента его транспортирования с завода-изготовителя. Интенсивность вибрационных воздействий на узлы летательного аппарата будет максимальной в момент старта и при отделении ступеней, поскольку при этом возникает высокий уровень перегрузок и вибраций с широким спектром частот. Основным источником вибраций, при воздействиях такого рода являются аэродинамические эффекты и динамические воздействия двигательных установок [1].

Вибрационное нагружение является причиной усталостных разрушений элементов конструкции летательного аппарата. В результате воздействий вибрационных колебаний на систему, образуются локальные зоны текучести, что в свою очередь приводит к микротрещинам. Объединение таких микротрещин способствует появлению основных трещин, и разгерметизации летательного аппарата. Для оценки состояния и технических характеристик, а также, проверки и обеспечения надежности работы спроектированных летательных аппаратов возникает потребность в проведении вибрационных испытаний.

В свою очередь, современные устройства, подвергающие вибрационным испытаниям узлы летательных аппаратов, имеют низкие технологические возможности, являются весьма сложными, а, следовательно, дорогостоящими. Это связано с тем, что при управлении процессом виброиспытаний необходимо перенастраивать собственные формы колебаний и создавать зоны пучности в контрольных точках испытуемого изделия, а также обеспечить точность воспроизведения и поддержания заданных спектральных характеристик на протяжении всей продолжительности испытаний, ограничивающейся испытательным ресурсом изделия. Однако многие современные испытательные системы не всегда могут обеспечить идентичность и динамичность подобия процессов эксплуатации, стабильность частотных параметров, а также удобство и возможность проведения испытаний в короткие сроки при минимальных затратах. Во многих случаях, тому причиной служат морально устаревшие конструкции современных виброприводов, управление которыми вызывает ряд трудностей при разработке испытательных стендов.

Таким образом, целью работы являлась разработка принципиально новых виброприводов, применяемых в вибрационных системах для наземных испытаний летательных аппаратов.

Главной проблемой современных систем, применяемых для вибрационных испытаний является отсутствие возможностей создания колебаний сложной формы, их изменение по заданному алгоритму и поддержание на протяжении всего периода испытаний. Так же, явными недостатками таких систем является высокая энергозатратность, малый диапазон регулирования частот и ограниченность вынуждающей силы, создаваемой виброприводом.

Для решения выявленных проблем, разработан новый способ возбуждения синхронных колебаний в виброприводах [2]. В основе разработанного способа лежит принцип самосинхронизации роторных механических систем. Данный принцип широко применяется в современных вибрационных машинах для улучшения их технологических возможностей.

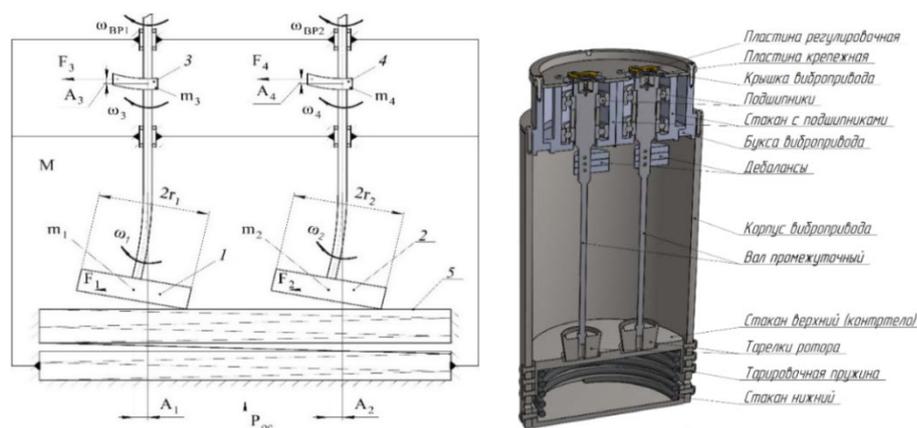


Рис.1. Схема и устройство для возбуждения синхронных колебаний

На рисунке 1 представлен способ, а на его основе устройство возбуждения колебаний в виброприводах. Разработанный способ основывается на получении суммарных высокочастотных и низкочастотных колебаний механической системы. Тела 1 и 2 через гибкие стержни вращают вокруг их поворотных осей симметрии с частотами $\omega_{BP1} = \omega_3$ и $\omega_{BP2} = \omega_4$, и одновременно с этим сопрягают с контртелом 5 осевой силой прижатия P_{OC} . В результате чего, тела 1 и 2 начинают обкатывать контртело 3 периферией торцов по их собственным замкнутым траекториям, и образовывать мгновенные центры качения, что приводит к совершению круговых высокочастотных колебаний ω_1 и ω_2 . Совместно с этим, на данные тела воздействуют неуравновешенными радиальными силами F_3 и F_4 , постоянно меняя их направления с частотами вращения ω_3 и ω_4 .

Таким образом, новый способ возбуждения колебаний позволяет более полно, в отличие от аналогов, использовать энергию колебаний, за счет работы системы в резонансном режиме, а также управлять процессом вибрационных испытаний, посредством изменения собственных форм колебаний. На базе разработанного способа был спроектирован вибропривод, который отличается от аналогов низкой энергозатратностью, обусловленной постоянной работой системы в резонансном режиме, возможностью управления формой колебаний и универсальностью. Данный вибропривод может применяться как в стационарных стендах, так и в качестве переносного вибростенда для нормальных и специфических условий эксплуатации. Для длительного поддержания системы в околорезонансном режиме была разработана автоматизированная система управления процессом вибрационных испытаний.

Научная новизна проекта и его техническая значимость заключаются в создании нового подхода к процессу вибрационных испытаний летательных аппаратов посредством разработки новых виброприводов, с целью получения сложных форм резонансных колебаний, их мониторинга и контроля.

Южно-Уральский государственный университет выражает благодарность за финансовую поддержку Министерству образования и науки Российской Федерации (грант No 9.7960.2017/БЧ).

South Ural State University is grateful for financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (grant No 9.7960.2017/BP).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Парафесь, С.Г. Методы и средства динамических испытаний конструкций летательных аппаратов / С.Г. Парафесь, И.К. Туркин. – М.: Изд-во МАИ, 2002 – 132 с.
2. Пат. 2533743 РФ: МПК7 В 06 В 1/00, G 03 G 9/08. Способ возбуждения колебаний / Ю.С. Сергеев, С.В. Сергеев, Б.А. Решетников, Е.Н. Гордеев, Р.Г. Закиров, В.П. Гоголев, А.А. Микрюков, А.В. Иршин; заявитель и патентообладатель ООО «Гранулятор». – 2013121307/28; заявл. 07.05.13; опубл. 20.11.14, Бюл. №32. – 11 с.

МЕТОД ВНУТРИКРИСТАЛЬНОГО ИНЪЕКТИРОВАНИЯ СБОЕВ В РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ СБОЕУСТОЙЧИВЫХ МИКРОПРОЦЕССОРОВ ТИПА СИСТЕМА-НА-КРИСТАЛЛЕ

Е.С. Лепёшкина, С.А. Чекмарёв

Научный руководитель: доцент, к.т.н. В.Х. Ханов

Сибирский государственный университет науки и технологий

имени академика М.Ф. Решетнева,

Россия, г. Красноярск, пр. им. газ. «Красноярский рабочий», 31, 660037

E-mail: klepka1111.93@mail.ru

На текущий момент развития отечественного космического приборостроения высокую значимость имеет проектирование микропроцессорных систем, сбоеустойчивых к ионизирующему космическому излучению. Аппаратура в космосе подвержена нескольким видам сбоев, наиболее часто из которых встречаются одиночные сбои [1]. Самым уязвимым местом является память микропроцессора, а также системы на данной основе. Сбои происходят как во внутренней памяти микропроцессора (кэш-память и регистровые файлы), так и во внешней памяти. На предотвращение сбоев в памяти направлены основные усилия по обеспечению сбоеустойчивости микропроцессоров.

Существующие методы инъектирования сбоев с применением внутрикристального отладчика обладают следующими недостатками: генерация сбоев происходит вне тестируемой системы, что усложняет данный процесс и снижает производительность кампаний по введению сбоев. К недостаткам можно отнести и отсутствие конкретизации для микропроцессоров типа система-на-кристалле. В существующих работах также не раскрывается значимость скорости инъектирования и инъектирования в режиме реального времени. Таким образом, актуальной является разработка метода инъектирования сбоев, предназначенного для микропроцессоров типа система-на-кристалле (СнК) в реальном времени без указанных выше недостатков.

Настоящая работа определяет развитие технологии тестирования сбоеустойчивости с помощью инъектирования одиночных сбоев для микропроцессоров типа система-на-кристалле в реальном времени.

СнК-процессоры состоят из нескольких сложно-функциональных (IP) блоков, включая IP-блок ядра процессора. Блоки взаимодействуют между собой с помощью внутрикристальной шины. Программные СнК-процессоры, специфицированные с помощью языков описания аппаратуры, например, языка VHDL, являются реконфигурируемыми. Их архитектура позволяет под конкретный проект добавлять или удалять soft IP-блоки при необходимости.

Инъектор сбоев может вносить сбои как во внутреннюю, так и во внешнюю память. Инъектирование во внутреннюю память производится с остановкой процессора, но с минимальными предсказуемыми постоянными задержками, согласованными с временными циклами работы процессора. Инъектирование во внешнюю память производится в реальном режиме работы процессора без его остановки в то время, когда процессор не обращается к внешней памяти. Кроме того, для осуществления инъектирования во внешнюю память доступен и режим с остановкой процессора.

Архитектура системы инъектирования сбоев (СИС) представлена на рисунке 1 [2]. СИС применима для осуществления инъектирования в режимах, как с остановкой процессора, так и без остановки процессора. Тестируемая система состоит из СнК-процессора, реализованного в программируемой логической интегральной схеме типа FPGA, и его внешней памяти. С тестируемой системой связан внешний компьютер. СнК-процессор состоит из процессорного ядра, инъектора сбоев, контроллера внешней памяти, контроллера внешнего интерфейса. Процессорное IP-ядро соединено с OCD через отдельный интерфейс и оба блока подключены к ВКШ. Процессор и инъектор сбоев полностью независимы. Контроллеры внешней памяти и внешнего интерфейса обеспечивают обмен с внешней оперативной памятью и управляющим компьютером, соответственно.



Рис. 1. Концептуальная архитектура FI-метода для SoC-процессоров

Правильно спроектированная система OCD-инъектирования может производить внесение сбоев очень быстро. В ряде работ в качестве дополнительного отличительного параметра OCD-методов рассмотрена скорость инъектирования, в некоторых работах вводится понятие инъектирования в реальном времени (Real Time Fault Injection, RTFI). Вместе с тем в представленных работах [3, 4] не определена необходимость инъектирования в реальном времени и не определен критерий отнесения инъектирования к реальному времени.

Реальное время представляет собой режим работы системы в рамках строгих временных ограничений. Это значит, что система должна успеть отреагировать на событие, произошедшее в системе, в течение времени, критического для этого события. При этом функционал сбоеустойчивости должен справляться со всеми вносимыми сбоями. Если сбои будут вноситься медленно, то работа системы в реальном времени будет нарушена. Необходимо сокращать время инъектирования, что позволит уменьшить время остановки процессора.

Экспериментальные исследования заключались в проведении следующих видов тестирования: верификации самой СИС и демонстрации возможностей разработанного метода инъектирования сбоев. Верификация СИС производилась с целью исследования достоверности разработанных решений, оценки задержек и затрат ресурсов. Тестирование реализации кода Хсяо осуществлялось с помощью программы для программного инъектирования сбоев из библиотеки GRLIB компании AeroFlex Gaisler, являющейся разработчиком SoC-процессора LEON3.

Тестирование подтвердило правильность работы разработанного EDAC-механизма на основе кода Хсяо. Правильность инъектирования осуществлялась сравнением местоположения эффективных ошибок с исходным местоположением сбоев, которые были заранее определены в листе событий. Все адреса эффективных событий совпали с адресами из листа сбоев, что подтвердило правильность инъектирования по местоположению обнаруженных сбоев. Также проведено экспериментальное исследование, подтверждающее, что внутрикристалльное инъектирование сбоев соответствует процессу реального времени, что определяет возможность проведения совместной верификации работающих в реальном времени аппаратуры и бортового программного обеспечения микропроцессорных систем на этапах комплексной отработки и испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Осипенко П. Одиночные сбои – вызов современных микропроцессоров // Электронные компоненты. – 2009. – №7. – С. 12-15.
2. Чекмарёв, С.А. Способ и система инъекции ошибок для тестирования сбоеустойчивых процессоров бортовых систем космических аппаратов. / С.А. Чекмарёв // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета, СибГАУ. – 2014. – № 4(56). – С. 132–138.
3. André V. Real Time Fault Injection Using Enhanced OCD – A Performance Analysis / V. André, A. Fidalgo, G. Alves, J. Ferreira // Defect and Fault Tolerance in VLSI Systems, 2006. DFT'06. 21st IEEE International Symposium – 2006. – Pp. 254-264.
4. Fidalgo, A. Real-time fault injection using enhanced on-chip debug infrastructures / A. Fidalgo, M. Gerigota, G. Alves, J. Ferreira // Microprocessors and Microsystems – 2011. – № 25. – Pp. 441-452.

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАНЕВРИРУЮЩИХ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ РАЗРАБОТКИ МЕТОДОВ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ, КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ, РЕЖИМОВ
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ, ТЕОРЕТИЧЕСКИХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ
ИССЛЕДОВАНИЙ АММИАЧНЫХ КОРРЕКТИРУЮЩИХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ
УСТАНОВОК В СОСТАВЕ МНОГОЦЕЛЕВЫХ СПУТНИКОВЫХ ПЛАТФОРМ**

И.С. Вавилов, А.И. Лукьянчик, П.С. Ячменев
Научный руководитель: профессор, д.т.н. В.Н. Блинов
Омский государственный технический университет
Россия, г. Омск, пр. Мира, 11, 644050
E-mail: lukyanchik1991@mail.ru

Поставленная в проекте цель повышения эффективности малых космических аппаратов (МКА) решена на основе создания маневрирующих многоцелевых спутниковых платформ (МСП) с аммиачными корректирующими двигательными установками (КДУ), создаваемых по многоцелевому методу структурного проектирования [1]. Актуальность представленного проекта обусловлена тем, что создание структурно изменяющихся маневрирующих МСП является новой инновационной стратегией создания маневрирующих МКА для выполнения задач, имеющих общенациональное значение и обеспечивающих укрепление позиций нашей страны на зарубежных рынках создания и эксплуатации МКА.

В обеспечения поставленной цели:

- разработаны и исследованы принципы построения и методы проектирования маневрирующих МСП с аммиачными КДУ;
- создан научно-технический задел для разработки высокоэффективных, перспективных маневрирующих МКА в диапазоне масс 10–200 кг на основе комплексных исследований принципов построения и методов проектирования МСП с аммиачными КДУ, разработки многоцелевых методов проектирования МСП с аммиачными КДУ с электротермическими микродвигателями (ЭТМД), средств адаптации МСП в МКА, результатов экспериментальных исследований ЭТМД различной конструкции и КДУ для наноспутниковой платформы;
- разработаны математические и параметрические 3D модели и реализующие их расчетные программы, позволяющие решать широкий круг проектных задач путем расчета требуемых характеристических скоростей для выполнения заданных задач орбитального маневрирования МКА, параметров ЭТМД (тяга, удельный импульс тяги, расход), параметров КДУ (заправляемая масса рабочего тела, количество включений, геометрия топливного бака), габаритно-массовых характеристик КДУ и средств адаптации КДУ в МКА и другие.

Исследования проведены для следующих компоновок МСП:

- расположение целевой и служебной аппаратуры в одном объеме;
- продольное расположение модулей целевой и служебной аппаратуры;
- параллельное расположение модулей целевой и служебной аппаратуры.

При формировании структурно-проектных параметров МСП с КДУ и ЭТМД в качестве основного уровня проектирования обосновано использование многоцелевого метода структурного проектирования, при этом метод гарантированного результата используется в качестве вспомогательного уровня проектирования [1].

В проекте на основе многоцелевого подхода разработаны следующие резервируемые и нерезервируемые аммиачные КДУ (рис. 1):

- с длительным временем единичного включения на основе охлаждаемого электроклапана и двухзаходного испарителя (рис. 1 а);
- с запасами аммиака от 0,4 кг до 17 кг (рис. 1 б, в);
- КДУ повышенной плотности компоновки для наноспутника (рис. 1 г);
- КДУ с микродвигателями для управления наноспутником вокруг центра масс (рис. 1 д).

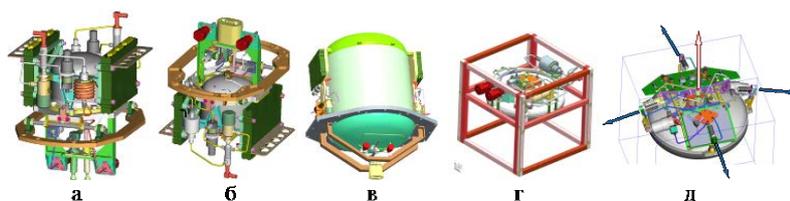


Рис. 1. Разработанные аммиачные КДУ с ЭТМД

На основе многоцелевого подхода разработаны, изготовлены экспериментальные образцы и проведены исследовательские испытания ЭТМД различной конструкции (рис.2) [2]:

- ЭТМД с автономным нагревательным элементом (рис. 2а);
- ЭТМД с совмещенной с испарителем схемой с подключением внешних устройств (рис.2б);
- ЭТМД с малогабаритным нагревательным элементом с подключением внешних устройств (рис. 2в) и внутренним дросселем (рис. 2г).



Рис. 2. Изготовленные и исследованные образцы ЭТМД

В ходе проекта изготовлена экспериментальная аммиачная КДУ для наноспутниковой платформы и проведены комплексные испытания КДУ в вакуумной камере (рис. 3) [3].



Рис. 3. Экспериментальный образец аммиачной КДУ с ЭТМД для наноспутниковой платформы

Проведенные исследования показали, что возможно создание маневрирующего наноспутника с аммиачной КДУ, реализующего запас характеристической скорости 60 м/с, что превосходит достигнутый зарубежный уровень.

В ходе проекта получены новые теоретические и экспериментальные данные для создания аммиачных МСП с аммиачными КДУ и ЭТМД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов: монография / В.Н. Блинов, [и др.]. – Омск, 2014. – 264 с.
2. Experimental Testing of Electrothermal Microthrusters with Autonomous Heating Elements for orbital Maneuvering of Small Space Vehicles. / V. Blinov [et al.] // Indian Journal of Science and Technology. – 2016, May. – Vol 9(19).
3. Автономные электрические испытания аммиачной корректирующей двигательной установки для многоцелевой маневрирующей наноспутниковой платформы / В.Н. Блинов, [и др.]. // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы XI Всерос. научн. конф., посвящ. памяти гл. конструктора ПО "Полёт" А. С. Клинышкова, 30-31 мая 2016 г. / ОмГТУ. – Омск, 2017. – С. 34–43.

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЫ НА ОСНОВЕ НАНОРАЗМЕРНЫХ АЗВ5 РЕЗОНАНСНО-ТУННЕЛЬНЫХ ГЕТЕРОСТРУКТУР ДЛЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКОЙ

М.О. Макеев, В.Ю. Сиякин, С.А. Мешков

Научный руководитель: профессор, д.ф.-м.н. Ю.А. Иванов
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
Россия, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, 105005
E-mail: mc.stiv@gmail.com

В настоящее время требования конкурентоспособности и рентабельности космических средств связи, мониторинга, локации, навигации, управления определяют необходимость создания космических аппаратов (КА) со сроками активного существования (САС) до 15 и более лет. В течение всего САС на орбите КА подвергаются воздействию различных дестабилизирующих факторов, в том числе ионизирующих излучений (ИИ).

Основные эффекты воздействия ионизирующих излучений на радиоэлектронную аппаратуру связаны с ионизационными и ядерными потерями энергии первичных и вторичных частиц. Эти эффекты могут вызвать параметрический отказ полупроводниковых приборов и интегральных схем вследствие накопления дозы ИИ, а также возникновение одиночных сбоев и отказов от воздействия отдельных высокоэнергетических ядерных частиц.

Развитие и совершенствование космических РЭС идет за счет все более широкого использования в них интегральных устройств, в том числе СВЧ диапазона, обеспечивающих высокую скорость и большие объемы передачи информации. Твердотельная электронная компонентная база (ЭКБ) СВЧ электроники находит все большее применение в космической технике.

Перспективным является применение ЭКБ СВЧ-диапазона на основе многослойных наноразмерных полупроводниковых гетероструктур, позволяющей получить ранее недостижимые качественные характеристики РЭС на их основе. К таким приборам относятся резонансно-туннельные диоды (РТД) на базе многослойных наноразмерных AlAs/GaAs резонансно-туннельных гетероструктур с поперечным токопереносом. Перспективность РТД для современной радиоэлектроники обусловлена следующими обстоятельствами:

- предельная частота, на которой работает РТД, простирается вплоть до единиц ТГц [1], что делает РТД перспективным прибором СВЧ, КВЧ и ГВЧ электроники;
- РТД функционирует в нужном для технических приложений диапазоне температур и других внешних воздействий;
- технологии и оборудование для производства РТД существуют на российских предприятиях, производящих устройства гетероструктурной электроники;
- изменяя параметры слоёв гетероструктуры (толщину, химический состав), можно управлять формой вольтамперной характеристики (ВАХ) и создавать диод с оптимальной для конкретного вида нелинейного преобразования формой ВАХ [2-5]. Набор возможных нелинейных преобразований с применением РТД очень широк: генерация радиосигналов, частотная модуляция, смешивание радиосигналов, амплитудное детектирование, выпрямление, генерация сетки частотных меток и др.

Исследованиям свойств самих РТД и проблемам их радиотехнических применений посвящена обширная библиография, в то же время надежность и радиационная стойкость РТД изучены относительно слабо.

Настоящая работа преследует цель в или иной мере устранить данный пробел. В проекте рассматривается проблема прогнозирования надежности РТД и нелинейных преобразователей СВЧ радиосигналов на его основе при эксплуатации в условиях воздействия ИИ и повышенной температуры.

Результаты предварительных исследований воздействия повышенной температуры и ИИ на РТД, проведенных авторами (рис. 1), позволяют говорить о том, что по надёжности и радиационной стойкости РТД не уступает традиционной элементной базе на GaAs. Таким образом, благодаря комплексу уникальных свойств, обусловленных, в частности, наноразмерными эффектами в гетероструктуре, РТД является перспективным прибором в различных областях радиоэлектроники и после проведения соответствующих организационных мероприятий может быть в кратчайшие сроки введен в практику проектирования и производства узлов РЭС КА.

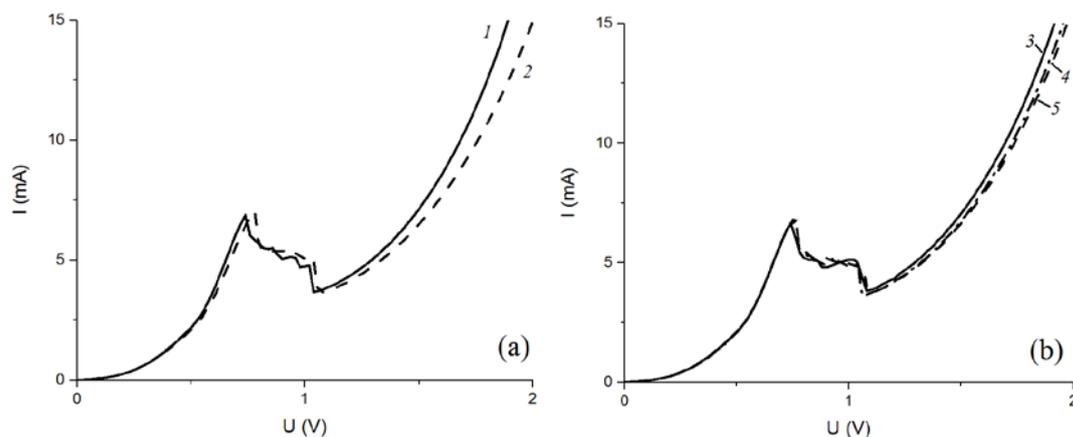


Рис. 1. Экспериментальные ВАХ РТД до и после термического воздействия (а) и воздействия ИИ (б): 1 и 3 – до воздействий; 2 – термическое воздействие (8 ч); 4 – γ -излучение ($\sim 5 \cdot 10^6$ рад); 5 – γ -излучение ($\sim 1 \cdot 10^8$ рад)

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-37-60067 мол_а_дк.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Mizuta H., Tanoue T. High-speed and functional applications of resonant tunnelling diodes. In *The Physics and Applications of Resonant Tunnelling Diodes*. Cambridge university press, 2006. pp. 133-177.
2. Y.A. Ivanov, S.A. Meshkov, I.A. Fedorenko et al. Subharmonic mixer with improved intermodulation characteristics based on a resonant tunnel diode // *J. Commun. Technol. Electron.* 2010. V. 55, No. 8. P. 921-927.
3. Повышение показателей качества радиоэлектронных систем нового поколения за счет применения резонансно-туннельных нанодиодов / Ю.А. Иванов [и др.] // *Наноинженерия*. 2011. №1. С. 34-44.
4. A.G., Ivanov Y.A., Meshkov S.A., Agasieva S.V., Petrov V.I., Sinyakin V.Y., Schukin S.I. Prospects for Application of Radio-Frequency Identification Technology with Passive Tags in Invasive Biosensor Systems // *Biomedical Engineering*. 2015. Vol. 49. No. 2. P. 98-101.
5. V.Yu. Sinyakin, M.O. Makeev, S.A. Meshkov. RTD application in low power UHF rectifiers // *J. Phys.: Conf. Ser.* 2016. V. 741, N. 1. 012160. doi:10.1088/1742-6596/741/1/012160.

АЗОТНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ КОНТРОЛЯ МОНТАЖА ОПТИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ ОТРАЖАТЕЛЕЙ МЕТОДОМ ЗАХОЛАЖИВАНИЯ

Д. Ю. Максимов

Научный руководитель: доцент, к.т.н. М.М. Михнёв

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва),
Россия, г. Железногорск Красноярский край, ул. Ленина, 52, 662972

E-mail: mdy85@mail.ru

Вступление: Вниманию представлена конструкция азотной установки для осуществления контроля непрочности оптических солнечных отражателей методом захолаживания.

Введение: Оптические солнечные отражатели (ОСО) представляют собой стеклянные элементы со специальным покрытием, которые монтируются на корпус космического аппарата специальным компаундом и формируют защитное покрытие. Такое покрытие относится к классу пассивной терморегуляции и защищает полезную нагрузку космического аппарата от ультрафиолета, электронного и протонного излучения, солнечной радиации, а также перегрева из-за воздействия прямых солнечных лучей.

Контроль монтажа ОСО осуществляется методом захолаживания парами азота и последующим визуальным контролем.

Процесс захолаживания достаточно тонкий и требует особого внимания к интенсивности подачи паров, т.к. чрезмерное переохлаждение элемента может привести к его порче, а недостаточное не обеспечивает требуемого эффекта, необходимого для осуществления контроля. Также не допускается пробрасывание капель криогенной жидкости.

В настоящее время для таких операций применяются ёмкости больших объёмов, которые предназначены для хранения и транспортирования криогенной жидкости. Такие ёмкости построены на типовых схемах с испарителем и имеют ряд недостатков, которые усложняют процесс захолаживания:

- интенсивность кипения жидкости в них зависит от температуры окружающей среды и для того чтобы добиться оптимальной подачи пара необходимо перед каждой операцией проводить настройку;
- рабочее давление в ёмкости зависит от уровня жидкого азота и при его уменьшении падает, тем самым уменьшается и интенсивность подачи пара;
- рабочее давление в таких ёмкостях контролируется предохранительным клапаном и при интенсивном кипении криогенной жидкости излишки паров сбрасываются практически непрерывно, а это расходы впустую.

Представленная азотная установка решает выше изложенные проблемы контроля процесса подачи пара. Она обеспечивает значительную экономию жидкого азота благодаря тому, что работа начинается непосредственно после заправки ёмкости, а также управлению процессом работы установки программируемым логическим контроллером.

Описание установки: Представленная конструкция установки состоит из следующих элементов:

- Корпус, представляющий собой сварной стальной каркас, к которому для облегчения конструкции приклепаны алюминиевые облицовочные листы. Для того чтобы создать относительно стабильную температуру среды внутри корпуса внутренние поверхности стенок обклеены теплоизоляцией 10мм. Также теплоизоляция исключает обледенение стенок корпуса и защищает эксплуатирующую установку сотрудников от термического ожога в случае случайного прикосновения открытыми частями тела к корпусу;
- Ёмкость, выполнена из аустенитной нержавеющей стали. Её выбор обусловлен не только высокими антикоррозийными свойствами, но и высокой технологичностью.

Также данный вид стали способен сохранять пластичность и вязкость при температуре до - 269°С. Крепление осуществляется только к верхней крышке корпуса через слой теплоизоляции, тем самым ёмкость находится в подвешенном состоянии, что исключает контакт со стенками, а её колебания при движении ограничивает кольцо на дне корпуса. Ёмкость также обёрнута в теплоизоляцию с целью ограничения контакта стенок с атмосферой и как следствие стабилизации температурного режима, что совсем не исключает, но минимизирует погрешности и позволяет более точно контролировать процесс;

- Блок с электроникой, основой которого является программируемый логический контроллер «Термодат-13КХ3»;
- Криогенный шланг с вакуумной изоляцией и специальный пистолет. (см. рис 1).

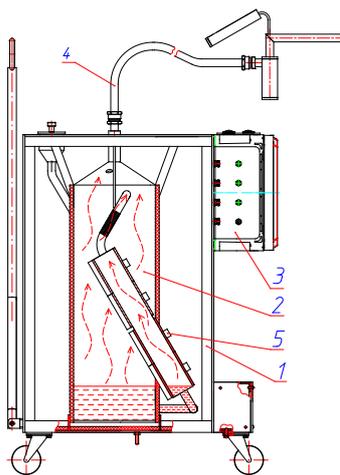


Рис. 1 Установка. 1 - корпус; 2 – ёмкость; 3 – блок с электроникой; 4 – криогенный шланг с вакуумной изоляцией со специальным пистолетом, 5 – нагреватели электрические

Описание работы установки: После заправки ёмкости через заливную горловину необходимым объёмом жидкого азота, в силу своих свойств он сразу начинает испаряться в результате контакта с атмосферой, температура которой является выше его точки кипения. Заливная горловина закрывается крышкой, которая выполнена из материалов, стойких к обледенению и также является вышибным предохранителем от непредвиденных ситуаций, связанных с чрезмерным избыточным давлением. При температуре окружающей среды 20°С некоторое время пары заполняют оставшийся объём ёмкости и коллектора. Далее избыточные пары начинают вытесняться и выходить через криогенный шланг в атмосферу. По показаниям датчиков температуры и давления, расположенных в верхней конусной части ёмкости, программируемый микроконтроллер сравнивает параметры с эталонными и делает выводы о работе установки и регулирует интенсивность подачи пара.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тепловакуумные испытания современных космических аппаратов / А.Ю. Вшивков, С.А. Крат, В.И. Халиманович // Вакуумная техника и технология. – 2011. – Т. 21. № 3. – С. 171–177.
2. Солнцев Ю. П., Ермаков Б. С., Слепцов О. И. Энциклопедический справочник “Материалы для низких и криогенных температур”/Под ред. Ю. П. Солнцева – 2008 – С. 233-240.
3. Машины назкотемпературной техники / Криогенные машины. / Под общей ред. А. М. Архарова и И. К. Буткевича - 2011 - С. 267-283.
4. Холодильная технология пищевой промышленности: учебное пособие/КГТУ/2010.
5. Тепловакуумные испытания современных космических аппаратов / А.Ю. Вшивков, С.А. Крат, В.И. Халиманович // Вакуумная техника и технология. – 2011. – Т. 21. № 3. – С. 171–177.

ТЕХНОЛОГИЯ СТУПЕНЧАТОГО ПОВЕРХНОСТНОГО МОНТАЖА ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ РОССИЙСКИХ КОМПОНЕНТОВ

М.Е. Полонский, Д.И. Проскуряков, Д.С. Шевченко, М.А. Ельчанинов

Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственный центр
автоматики и приборостроения им. Н.А. Пилюгина»

Россия, г. Москва, ул. Введенского, д. 1, 117342

E-mail: SmtNpcap@yandex.ru

Основной из задач, стоящих перед производителями электронной техники во всём мире, является задача по повышению надёжности и снижению себестоимости изготавливаемых изделий. Одним из способов реализации этих задач является широкое применение технологий автоматизации на всех стадиях технологического цикла изготовления изделия, т.е. максимально-возможная замена ручного труда на машинный.

По направлению сборочно-монтажного производства, такой технологией является технология поверхностного монтажа (ТПМ), за счёт которой влияние человеческого фактора на формирование паяного соединения сведено к минимуму, а стремительное внедрение в конструкцию электронных блоков современных прецизионных ЭРИ не оставляет возможности выбора между технологией ручного монтажа и автоматизированного процесса [1].

Объектом исследования является электронный блок аппаратуры специального назначения, состоящий из отечественных ЭРИ.

Целью данной работы является применение технологии поверхностного монтажа при изготовлении аппаратуры специального назначения, в конструкции которой применены исключительно ЭРИ отечественного изготовления, а так же отечественные паяльные материалы и печатные платы.

Основными проблемами при внедрении технологии поверхностного монтажа при изготовлении аппаратуры специального назначения в РФ являются:

- конструктивно-технологические ограничения на применение режимов ПМ, т.к. основная масса отечественных корпусов и готовых ЭРИ для аппаратуры специального назначения разработана в 80-х, 90-х годах прошлого столетия, т.е. предназначена только для ручного монтажа;
- отсутствие в ТУ на отечественные ЭРИ указаний на автоматизированный монтаж, т.е. указана выводная пайка паяльником.

В связи с тем, что изделия имеют гарантийный срок эксплуатации до 25 лет, возникла необходимость подтверждения такого срока для новой технологии монтажа. Для этого была разработана программа испытаний на старение (ЕФИТ.78- 0532-10), подтверждающих гарантийный срок эксплуатации блоков, изготовленных по технологии поверхностного монтажа.

В результате проведенной работы были получены следующие результаты:

- 1) Получены согласующие документы производителей отечественной элементной базы, разрешающие применение режимов поверхностного монтажа;
- 2) Выпущен стандарт организации СТО 552-89-2008 «Блоки с поверхностно монтируемыми электрорадиоизделиями. Требования к проектированию и технологии изготовления», где регламентированы вопросы, связанные с проектированием и изготовлением блоков под поверхностный монтаж;
- 3) Выбрана, апробирована и испытана на механические, климатические воздействия и коррозионную стойкость, низкотемпературная паяльная паста отечественного производства «7071» (ф. «Оникс») ТУ-005-00387275-02. И высокотемпературная паяльная паста «7131» (ф. «Оникс»);

- 4) Отработан температурный профиль, оптимальный для использования технологии ступенчатого поверхностного монтажа при использовании паяльной пасты 7071, и паяльной пасты 7131(рисунок 1 и рисунок 2);



Рис. 1. Термопрофиль паяльной пасты 7071

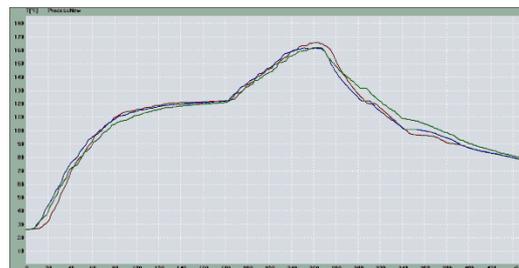


Рис. 2. Термопрофиль паяльной пасты 7131

- 5) Определён растворитель для отмывки смонтированного блока, обеспечивающий наилучшие показатели сопротивления изоляции диэлектрического основания печатных плат (>1000 Мом) Лучшие показатели обеспечила отмывочная жидкость ф. «АВАНГАРД» ОЖ-27А (ВЕГА);
- 6) Проведены типовые и дополнительные испытания, подтверждающие надёжность применения ТПМ при изготовлении аппаратуры специального назначения в том числе испытания на старение; (рисунок 3 и рисунок 4);

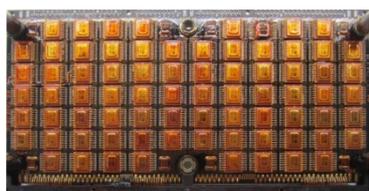


Рис. 3. Блок, смонтированный по технологии ступенчатого поверхностного монтажа, после искусственного старения

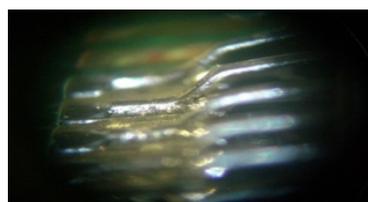


Рис. 4. Фотография полученных паяных соединений

- 7) ТПМ внедрена в ФГУП «НПЦАП» и применяется серийно;
- 8) Для подтверждения надёжности изготовленных блоков была составлена программа ужесточённых вибро-климатических испытаний в соответствии с ГОСТ В 22589-86 [2-3].
- 9) Трудоемкость изготовления электронных блоков многократно снижена.

По результатам испытаний было сделано заключение, что технология ступенчатой пайки методом поверхностного монтажа и применённые технологические материалы признаны надёжными и пригодны для изготовления электронной аппаратуры специального назначения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вотинцев А., Зеленюк И. Технология поверхностного монтажа STEP-BY-STEP. Сб. ст. Москва, ООО «Электрон Сервис Технология», 2005.
2. Румянцев С. В., Добромислов В. А., Борисов О. И. Неразрушающие методы контроля сварных соединений. М.: Машиностроение, 1976.-335с.
3. ГОСТ 24715-81 «Соединения паяные. Методы контроля качества».

РАЗРАБОТКА ПРИВОДА ДЛЯ СТЫКОВОЧНЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И.Ф. Саяхов

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Ф.Р. Исмагилов
Уфимский государственный авиационный технический университет,
Россия, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12, 450008
E-mail: isayakhov92@mail.ru

С 70-х годов в Уфимском государственном авиационном техническом университете (УГАТУ) на кафедре электромеханики научной школой И. Х. Хайруллина ведутся работы по созданию электромагнитных демпферов для стыковочных устройств. В рамках этих работ были созданы системы электромеханического демпфирования для первых андрогинных стыковочных узлов, разрабатываемых под руководством В.С. Сыромятникова.

Для позиционирования в пространстве и эффективного гашения кинетической энергии сближающихся космических аппаратов применяется стыковочный механизм, который может позиционироваться в пространстве по шести координатам при помощи штанг, управляемых силовыми электромеханическими приводами [1] (Рис. 1).

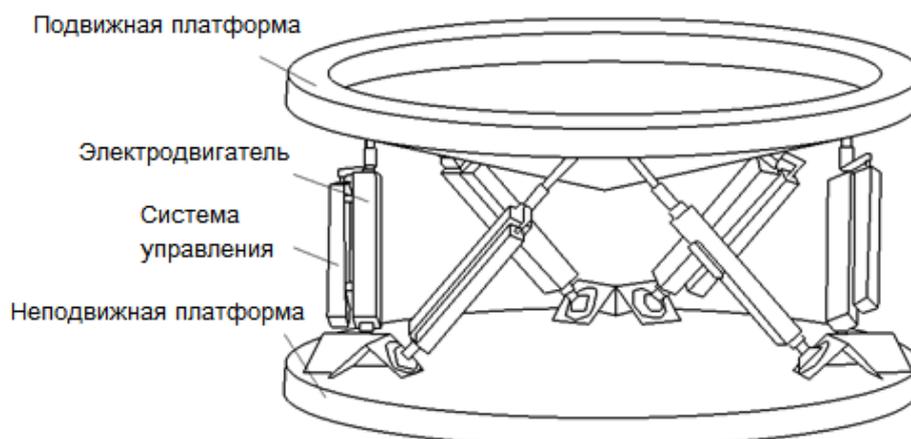


Рис.1. Конструкция периферийного стыковочного механизма с управляемыми штангами

Целью работы является создание электромеханического привода управления штангой стыковочного механизма высокой надежности и низкой массы за счет передачи измерительных функций электродвигателю и управляемому демпферу.

Характеристики разрабатываемого привода таковы, что необходимо обеспечить разные скорости и создаваемые усилия на втягивании и выдвигении.

На кафедре электромеханики УГАТУ разработаны конструктивные схемы линейных электромеханических приводов [2] (Рис. 2). Штанга стыковочного механизма выполняется в виде винта с шарико-винтовым преобразователем, преобразующим поступательное движение винта во вращательное движение гайки, и наоборот. Вращающаяся гайка через редуктор вращает ротор электромеханического демпфера. Происходит интенсивное торможение и гашение кинетической энергии, которая выделяется в виде тепла в демпфере. К достоинствам данной конструктивной схемы относится развязка демпферов и электродвигателя (ЭД) за счет применения управляемых демпферов с электромагнитным возбуждением [3, 4]. Кроме того, оригинальная конструкция демпфера с аксиальными прорезями позволит использовать демпфер в качестве датчика угла положения ротора и линейного перемещения.

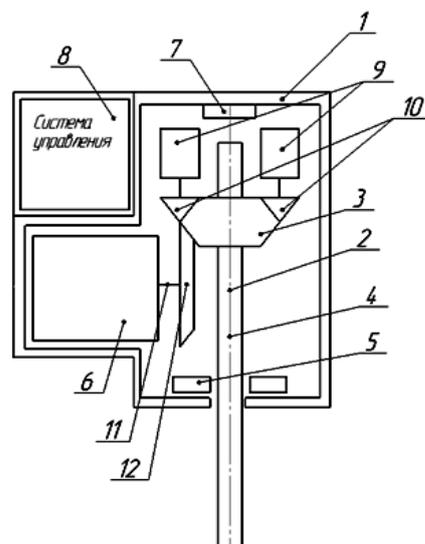


Рис. 2. Конструктивная схема электромеханического привода штанги стыковочного устройства
1 – корпус; 2 – шарико-винтовая передача (ШВП); 3 – гайка ШВП, выполненная в виде двухстороннего конического зубчатого колеса; 4 – винт ШВП; 5 – упорный подшипник; 6 – электродвигатель; 7 – датчик положения ротора; 8 – система управления; 9 – электромеханические ферропорошковые демпферы с электромагнитным возбуждением; 10 – зубчатые колеса; 11 – вал электродвигателя; 12 – коническое зубчатое колесо.

Наиболее рациональным является использование в качестве ЭД бесконтактного моментного двигателя с возбуждением от постоянных магнитов. При этом для обеспечения разных скоростей на выдвигание и втягивание ЭД выполняется двухскоростным. Подключение системой управления первой обмотки обеспечивает вращение ротора с максимальной частотой вращения. Вторая обмотка обеспечивает минимальную частоту вращения для работы под нагрузкой. При этом каждая обмотка используется только для своего режима работы как силовая, а для другого режима – как измерительная.

В итоге предлагаемая конструктивная схема электромеханического привода позволит достичь минимальных массогабаритных показателей всей системы при ее максимальной надежности.

Кроме того плотность тока в разрабатываемой конструкции электродвигателя позволяет ему работать в условиях нагрева без отвода тепла, а предварительная проработка показала возможность реализации системы управления на отечественной элементной базе стойкой к радиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сыромятников В. С. Стыковочные устройства космических аппаратов / М.: машиностроение, 1984. – 215 с.
2. Киселев М. А., Исмагилов Ф. Р., Саяхов И. Ф. Электроприводы управления аэродинамическими поверхностями летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. – 2017. –Т. 24. – №2. – С. 141–148.
3. Хайруллин И.Х., Юшкова О.А., Вавилов В.Е. Исследование влияния геометрии ротора на аксиальные силы в магнитоэлектрическом демпфере амортизационной системы // Электротехника. – 2014. – № 7. – С. 36–39.
4. Хайруллин И.Х., Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е. Эффективность применения комбинированных магнитных систем в магнитоэлектрических демпферах стыковочных механизмов // Авиакосмическое приборостроение. –2014. –№ 7. –С. 44–49.

БЕТАВОЛЬТАИЧЕСКАЯ БАТАРЕЯ КАК ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ИСТОЧНИК ПИТАНИЯ БОРТОВОЙ ТЕХНИКИ В КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

М.В. Синева, С.Ю. Юрчук, А.А. Краснов, А.И. Кочкова

Научный руководитель: доцент, к.т.н. С.А. Леготин

Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС»,
Россия, г. Москва, Ленинский пр., 4, 119049

E-mail: sineva1901@gmail.com

На сегодняшний день одним из ключевых источников питания всей бортовой техники в космических аппаратах являются солнечные элементы или фотоэлектрические преобразователи, которые преобразуют солнечную энергию в электричество. Поскольку панели с солнечными элементами имеют большую площадь, то велика вероятность соударения с мелкими метеоритами или космическим мусором. Другой проблемой является возможное полное или частичное затенение от рельефа поверхности, что может привести к выходу из строя космического аппарата. Чтобы компенсировать потерю солнечной энергии, предлагается использовать бетавольтаические батареи в качестве дополнительного источника питания.

Принцип действия бетавольтаических элементов схож с работой фотоэлектрических преобразователей с той лишь разницей, что происходит преобразование не солнечного излучения, а энергии, выделяющейся в результате радиоактивного (бета-) распада. Бета-частицы, проникая в полупроводниковый р-п переход, сталкиваются с атомами кристаллической решетки и генерируют множество электронно-дырочных пар, которые далее разделяются в области пространственного заряда внутренним электрическим статическим полем и образуют электрический ток.

Бетавольтаические элементы обладают следующими преимуществами: конструкция не нагревается (не требуется теплоотвод); не нуждаются в техническом обслуживании; могут обеспечить автономность работы маломощных электрических устройств на протяжении нескольких десятков лет.

Однако бетавольтаические элементы изготавливаются из материалов высокой стоимости и требуют трудоемкого процесса изготовления. Основной проблемой такого типа батарей является низкий уровень выходной мощности, поэтому основной целью данного проекта является разработка 3D бетавольтаического элемента с увеличенным значением генерируемого тока относительно аналогичных планарных элементов [1].

На рисунке 1 представлена 3D конструкция бетавольтаического элемента, данный элемент условно можно разделить на три составляющие части: полупроводниковый преобразователь – кремниевый р-п-переход, радиоактивный изотоп – никель-63 и металлические контакты – омические контакты.

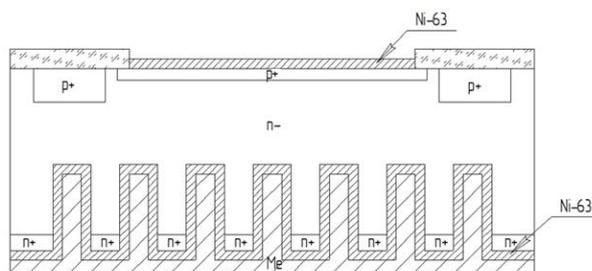


Рис. 1. 3D конструкция бетавольтаического элемента

Оригинальность данной конструкции заключается в том, что преобразование бета-излучения реализуется с двух сторон преобразователя, одна из которых представляет собой планарный р-п переход, а другая – микроканальную структуру с большим временем жизни. Использование планарного р-п-перехода позволяет снизить обратные токи элемента, а микроканалы

увеличивают активную площадь преобразователя. Таким образом, за счет увеличения поглощающей поверхности достигается увеличение проникающих бета-частиц в полупроводниковую структуру, а за счет большой диффузионной длины в квазинейтральной области растёт генерируемый элементом ток.

В качестве бета-источника выбран никель-63, поскольку его период полураспада составляет 100,1 года, максимальная энергия излучаемых им бета-частиц ниже энергии дефектообразования в кремнии, кроме того он не имеет побочных альфа- и гамма-излучений [2].

В ходе работы была проведена апробация модели предложенной конструкции на планарном бетавольтаическом элементе с двусторонним преобразованием энергии. Полученные экспериментальные вольт-амперные характеристики (ВАХ) были аппроксимированы и смоделированы в разработанной программе, что позволило спрогнозировать работу 3D бетавольтаического элемента с двусторонним преобразованием [3, 4]. Полученные ВАХ 3D бетавольтаического элемента представлены на рисунке 2.

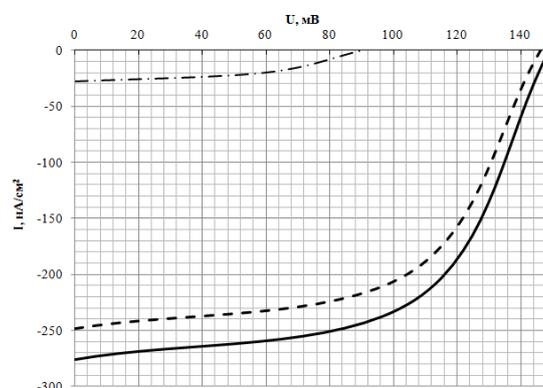


Рис. 2. ВАХ 3D бетавольтаического элемента
(штрих-пунктирная линия – вклад контакта планарной стороны; штриховая линия – вклад контакта микроканальной структуры; сплошная линия – вклад обоих контактов)

Моделирование проходило в среде Borland Delphi 7. В результате были получены следующие выходные параметры:

- плотность тока короткого замыкания: 276 нА/см²;
- напряжение холостого хода: 149 мВ;
- плотность выходной мощности: 23,7 нВт/см²;
- коэффициент полезного действия: 1,4%.

Таким образом, можно сделать вывод, что предложенная конструкция позволит оптимизировать соотношение веса к выделяемой энергии и увеличить выходную мощность бетавольтаического элемента на 89% по сравнению с аналогичным планарным двусторонним бетавольтаическим элементом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Charles E. Munson IV, Muhammad Arif et al. Model of Ni-63 battery with realistic PIN structure // Journal of Applied Physics 118. – 105101. - 2015.
2. Young Rang Uhm, Byoung Gun Choi, Jong Bum Kim et al. Study of a Betavoltaic Battery Using Electroplated Nickel-63 on Nickel Foil as a Power Source // Nuclear Engineering and Technology – 2016. - V. 48. - Iss. 3. - pp. 773–777.
3. V.V. Starkov, A.A. Krasnov et al. Microchannel Structures of Betavoltaic Silicon Convertors // Journal of nano- and electronic physics 7. - No 4. - 04047(2pp). - 2015.
4. S.U. Urchuk, S.A. Legotin, A.A. Krasnov et al. Betavoltaic p- -n+ -structure simulation // Saint Petersburg OPEN 2016: Journal of Physics: Conference Series 741. – 012094. - 2016.

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ДАТЧИКИ: РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ ПРОТОТИПОВ

А.В. Соловьёв, А.И. Логачёв, А.Е. Захаров, Г.А. Даниелов

Научный руководитель: к.т.н. В.П. Доронин

Филиал Федерального государственного унитарного предприятия

«Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» –

«Научно-исследовательский институт прикладной механики

имени академика В.И. Кузнецова»,

Россия, г. Москва, ул. Пруд Ключики, д.12А, 111024

E-mail: al.vl.solovev@gmail.com

В последнее время наблюдается существенный рост числа как одиночных, так и в составе группировок малых космических аппаратов на орбите. По прогнозам в течение ближайших десяти лет их общее число может достигнуть нескольких тысяч [1]. Такая перспектива формирует потребность в современных малогабаритных командных приборах для КА такого класса с низким энергопотреблением, низкой стоимостью, но в то же время обладающих достаточно высокой точностью. Удовлетворяют таким требованиям командные приборы на базе прецизионных микромеханических инерциальных чувствительных элементов – гироскопов и акселерометров.

В основу большинства отечественных разработок микромеханических инерциальных модулей положено использование зарубежных акселерометров и датчиков угловых скоростей на основе технологий массового производства. Такой подход ограничивает возможности применения инерциальных модулей на изделиях РКТ и приводит к технологической зависимости производства командных приборов от поставщика импортных инерциальных элементов. Разработка МЭМС приборов на основе российской электронно-компонентной и технологической баз с высокими точностными и эксплуатационными характеристиками, позволит включить их в состав систем управления малыми КА разрабатываемых и перспективных аппаратов различного назначения, функционирующих на низких, геостационарных и высокоэллиптических орбитах, а также космических комплексов (КК) для полетов к Луне, Марсу и астероидам.

Целью работы является создание научно-технического задела, необходимого для разработки и создания стратегически значимых прецизионных микромеханических инерциальных датчиков – гироскопа и акселерометра – космического применения, создаваемых на отечественной технологической базе с применением российской ЭКБ.

Проведённый обзор современного состояния и тенденций развития микромеханических датчиков и приборов зарубежными и отечественными фирмами показал, что в настоящее время основные усилия разработчиков направлены на достижение параметров точности, обеспечивающих возможность инерциальной навигации для объектов тактического класса [3].

Предложена схема построения МВГ, реализующая резонансный режим работы высокочастотного колебательного контура с помощью фазозамкнутой системы обратной связи [2] и ориентированная на производство на российских предприятиях. Создана общая математическая модель такого МВГ с дополнительными блоками для моделирования нелинейностей датчика, вызванных принципом работы электростатических датчиков, асимметрией их емкостных зазоров и квадратичной зависимостью от подаваемого напряжения, а также сформирован алгоритм их компенсации. Рассмотрены основные факторы возникновения погрешностей МВГ, такие как перекрёстные связи между каналами, температурное влияние, изменение рабочих емкостных зазоров, а также возникающие при изготовлении и эксплуатации на поверхности кремниевого подвеса заряды. Проведён расчёт влияния внешних возмущающих факторов на работу МВГ.

По предложенной схеме изготовлена партия опытных образцов МВГ (см. рис. 1). Выявлена причина сокращения рабочего зазора емкостных датчиков после сборки, обуславливающего рост нелинейности функции преобразования – термоупругая деформация рамок кремниевого подвеса при технологической операции электростатического соединения со стеклянной платой.

Для устранения подобного эффекта проведена конструктивная доработка узла крепления «подвес – стеклянная плата». Проведены испытания по определению их основных электромеханических и точностных параметров. В табл. 1 представлены результаты испытаний опытного образца МВГ, показавшего наилучшие результаты. Ведутся работы по модернизации конструкции МВГ для унификации технологических процессов его изготовления и кардинального снижения габаритно-массовых характеристик датчика.

Проработаны несколько вариантов конструкции ММА (см. рис.2), проведён аналитический расчёт их системы обратной связи, подтвердивший возможность технической реализации, а также осуществлено изготовление прототипа ММА прямого преобразования с использованием преобразователя отечественного преобразователя ёмкость-код K1310HM015.

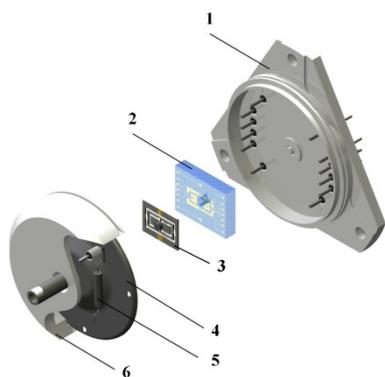


Рис. 1 – Модель МВГ
(1 – металлический корпус; 2 –
электрическая плата; 3 – кремниевый подвес;
4 – экран; 5 – геттер; 6 – крышка)

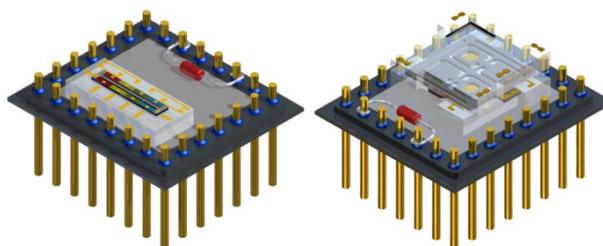


Рис. 2 – Варианты ММА

Таблица 1. Результаты испытаний опытного образца МВГ

Параметр	Значение
Диапазон измеряемых угловых скоростей, °/сек	50
Нестабильность нулевого сигнала, °/час	10
Угловое случайное блуждание, °/√час	0,5
Нелинейность выходной характеристики, %	0,1
Полоса пропускания, Гц	40

Проведённые исследования в рамках данной работы подтверждают возможность создания прецизионных инерциальных МВГ и ММА на отечественной производственной и технологической базе, с точностными, эксплуатационными и габаритно-массовыми параметрами, удовлетворяющими перспективным требованиям для использования в составе командных приборов для малых КА, и, несомненно, могут быть использованы в качестве научно-технического задела при выполнении дальнейших работ по созданию и совершенствованию конструктивных и схемотехнических решений, а также технологических процессов изготовления и сборки микромеханических инерциальных датчиков – акселерометров и гироскопов – и приборов на их основе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пайсон Д.Б. Малые спутники в современной космической деятельности // Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание»-2017. 2017. №6. С.64-69.
2. Неаполитанский А.С., Хромов Б.В. Микромеханические вибрационные гироскопы. М.: «Когито-Центр». 2002. 122 с.
3. Соловьёв А.В. Микромеханический гироскоп с разнесёнными частотами возбуждения и съёма информации: Дис. ... канд. техн. наук. (05.11.03). Москва. 2014. 188 с.

РАЗРАБОТКА ПРЕЦИЗИОННЫХ УСТРОЙСТВ ИСПОЛНИТЕЛЬНОЙ АВТОМАТИКИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СО СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ НЕ МЕНЕЕ 15,5 ЛЕТ

З.А. Юдина, С.О. Бойко, С.С. Бойков, А.А. Гришин

Научный руководитель: профессор, к.т.н. В.И. Халиманович

АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва»

Россия, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, 52, 662972

E-mail: u-z-a@yandex.ru

Космический аппарат содержит большое количество технических систем специального назначения, функционирование которых обеспечивается за счет различного вида устройств исполнительной автоматики (УИА).

Современные потребности рынка телекоммуникационных услуг обязывают улучшать удельные характеристики космического аппарата. Для УИА, наряду с требованиями по уменьшению массы и габаритов, постоянно ужесточаются требования по точности, жёсткости и ресурсу непрерывной работы в течение не менее 15,5 лет, качеству и надежности.

В связи с этим необходимы новые конструктивные решения, оптимальный выбор, материалов, покрытий, внедрение современных методов и средств проектирования, изготовления, наземной экспериментальной отработки.

Цели: Усовершенствование методик проектного расчета, создание опережающего задела по ключевым элементам систем терморегулирования (СТР) и прецизионным УИА, создание импортозамещающего производства, обеспечивающего независимость отечественной космической отрасли от комплектующих изделий зарубежного производства.

Были разработаны, изготовлены и испытаны три ключевых элемента основных систем КА: электронасосный агрегат (ЭНА) системы терморегулирования; электромеханические модули (ЭММ) повышенной точности для систем наведения на базе вновь разработанных волновых зубчатых передач (ВЗП) со специальным профилем зуба, названным S-образным, прецизионных подшипников с перекрёстными роликами, гибридных шаговых двигателей (ГШД); линейный привод (ЛП) для многостепенных механизмов параллельной структуры на базе вновь разработанных ГШД и планетарной роликовинтовой (ПРВП) и шариковинтовой передач (ШВП) с преднатягом [1].

Разработан новый ЭНА жидкостной системы терморегулирования, предназначенный для создания циркуляции теплоносителя в контуре, при проектировании которого была использована усовершенствованная методика расчета спирального сборника, что послужило причиной улучшения его расходно-напорных характеристик. Применение двухступенчатой схемы позволило уменьшить диаметры трубопроводов, а, следовательно, и их массу за счет повышения перепада давления для преодоления возросшего сопротивления трубопровода. Результат проектирования: увеличенная эффективность теплоотвода КА мощностью более 10 кВт и улучшенные габаритно-массовые характеристики [1].

Разработана новая конструкция ЭММ – исполнительного элемента высокоточных механизмов наведения. Его основными комплектующими элементами являются: ГШД, ВЗП и прецизионный радиально-упорный подшипник с перекрёстными роликами. В отличие от существующих разработок, в представленном ЭММ была применена конструктивно-компоновочная схема, при которой ВЗП соединена напрямую с ГШД (без промежуточного редуктора). Такое решение повышает кинематическую точность механизма, его надёжность, а так же снижает его массу. В проектируемых ЭММ использовались ВЗП с незольвентным специальным S-образным профилем зуба (типоразмеры 60 и 120 мм), которые впервые были изготовлены электроэрозионным способом, обеспечивающим кинематические характеристики зубчатых колёс на уровне 5-й степени точности. Изготовление колёс ВЗП с указанной степенью точности с использованием высокоточного электроэрозионного оборудования, а также

внедрение S-образного профиля зуба обеспечивают повышение характеристик механизмов наведения в части погрешности позиционирования (до ± 15 угл. сек), крутильной и изгибной жёсткости (до 10^5 Н·м/рад), ресурса непрерывной работы (до 200 000 оборотов) [1].

Для достижения представленных характеристик были разработаны прецизионные радиально-упорные подшипники с перекрестными роликами. Данный тип подшипника был выбран в связи с его высокими удельными характеристиками, обеспечивающими высокую изгибную жёсткость (не менее 10^5 Н·м/рад), отсутствие люфта, высокие массогабаритные показатели. Был спроектирован, изготовлен и испытан ряд ГШД для прецизионных УИА. Все ГШД ряда обеспечивают работоспособность при: давлении не ниже $1,3 \cdot 10^{-11}$ кПа, температуре окружающей среды от минус 70° С до плюс 70° С. Следует отметить, что по своим характеристикам разработанные ЭММ находятся на одном уровне с лучшими мировыми аналогами, производимыми такими фирмами как MOOG (США), RUAG (Швейцария), а производство их комплектующих сосредоточено на территории РФ.

Были спроектированы, изготовлены и испытаны линейные приводы на основе ПРВП и ШВП. Приводы на основе таких передач востребованы для выполнения задач точного пространственного перемещения и поднастройки положения элементов конструкции КА (антенн, штанг), поскольку проведенные исследования показали перспективность их использования в связи с высокими эксплуатационными характеристиками в части погрешности позиционирования, осевой жёсткости, КПД и ресурса. Разработанная конструкция линейного привода, отличается от существующих использованием линейных передач собственной разработки, улучшенными техническими характеристиками в части погрешности перемещения ($\pm 0,001$ мм для ШВП и $\pm 0,003$ мм для ПРВП), осевой жёсткости (не менее 10 Н/мкм.), повторяемости (не более 0,0008 мм), «мёртвого хода» (не более 0,002 мм), диапазона рабочих температур ($\pm 70^\circ$ С), ресурса (не менее 100 000 циклов) [1].

В процессе опытного освоения технологии изготовления разработанной научно-технической продукции было решено большое количество технологических задач разного рода:

1. Освоено специализированное оборудование и технология изготовления эвольвентных зубчатых передач с модулем до 0,3 мм 5 степени точности.
2. Внедрена и освоена технология изготовления незвольвентных S-образных зубчатых колёс ВЗП с модулем до 0,2 мм и кинематическими показателями до 5 степени точности, технологией электроэрозионного изготовления профиля.
3. Освоена технология изготовления и автоматического контроля размеров деталей с точностью до 2 качества.
4. Изготовление и соединение сборочных единиц между собой с обеспечением зазора не более 2,5 мкм.

Результаты в области создания УИА в целом заключаются в разработке нового поколения УИА космического применения, обладающего улучшенными техническими характеристиками в части технического ресурса (не менее 15,5 лет), габаритно-массовых характеристик, точности позиционирования целевой аппаратуры КА, жёсткости.

Результаты, полученные при проведении работ в рамках ОКР в части ЭММ с ВЗП типоразмером 60 мм, внедрены в состав устройства наведения антенн КА разработки АО «ИСС». Остальные результаты, полученные при проведении работ в рамках ОКР, планируется использовать при разработке прецизионных устройств исполнительной автоматики перспективных КА разработки АО «ИСС» и других предприятий отрасли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Разработка технологии изготовления агрегатов пневмоавтоматики и терморегулирования на основе микроэлектромеханических систем для космических аппаратов с ресурсом не менее 15 лет [Текст]: итоговый отчёт в 6 частях: АО «ИСС» им. ак. М.Ф. Решетнёва; рук. А.В. Леканов, В.И. Халиманович. – Железногорск, 2016.

Секция №5

«РАЗВИТИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ»

Председатель секции:

Зимин В.Н., первый проректор – проректор по научной работе МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Эксперты:

Бараев А.В., заместитель генерального директора по научной работе ФГУП «НПО
«Техномаш»;

Верховский И.Н., начальник отдела развития бизнеса, пилотируемых программ и спутниковых систем ПАО «РКК «Энергия»;

Негодяев С.С., декан факультета аэрофизики и космических исследований МФТИ.

**ПРОГРАММНО-АППАРАТНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ КОМПЕНСАЦИИ
ВЕСОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ
ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ РЕФЛЕКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Ю.О. Баданина, В.С. Башкарев, А.А. Дроздов

Научный руководитель: доцент, к.т.н. М.М. Михнев

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»,

Россия, 662972, г. Железногорск, Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: badaninayo@iss-reshetnev.ru

Постоянно растущая потребность в космических аппаратах (КА) спутников связи все актуальнее ставит проблему создания крупногабаритных трансформируемых рефлекторов (КТР), работающих на больших частотах. Появление на рынке КА, имеющих КТР, увеличивает конкурентоспособность космических систем связи, приводя к глобализации рынка информационных услуг, создавая рыночные преимущества тем странам, которые владеют необходимыми спутниковыми технологиями широкополосного мультимедийного вещания. Вследствие этого требуются радикальные меры по мобилизации ресурсов на данное направление космической деятельности. Разработка технологии производства и испытания КТР активно развивается на предприятии АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева [1].

Для решения задачи отработки и оценки параметров надёжности функционирования высокотехнологичных КТР и их составных частей, как в наземных условиях, так и на орбите в условиях невесомости требуется создание специализированного технологического оборудования - высокоточной активной автоматизированной многоканальной системы компенсации весовой составляющей (СКВС).

Проведенный анализ отечественных и зарубежных разработок показал, что наиболее эффективным решением реализации СКВС является интеллектуальная следящая система. Принцип работы СКВС реализуется следующим образом: интеллектуальная следящая система снимает весовые характеристики КТР посредством весоизмерительных ячеек, по которым блок управления формирует алгоритм работы для раскрытия КТР. В систему управления записываются: траектория движения каретки, показания весоизмерительной ячейки в процессе раскрытия, показания датчика угла, поддерживающего вертикальное положение гибкой связи по всей траектории раскрытия спиц антенны, поскольку необходимо исключить влияние нештатных нагрузжений шарнирных узлов КТР боковыми усилиями. Измеренные динамические данные впоследствии используются для составления программы управления раскрытия КТР КА в условиях невесомости на орбите [2].

Для примера приведена упрощенная блок схема компоновки модуля СКВС с одной кареткой, представленная на рисунке 1. Применение активной СКВС, значительно увеличивает быстродействие системы, ее чувствительность и точность, а также позволяет применять СКВС при больших габаритах обвешиваемой конструкции и выполнять одновременное перемещение нескольких точек приложения усилия относительно друг друга.

В разработанной системе СКВС применено каскадное регулирование, где внешний контур регулирования – это регулирование натяжения троса, а внутренний – регулирование угла наклона троса. Причем регулятор внутреннего контура оказывает влияние на регулятор внешнего контура по выходному сигналу с его интегральной составляющей, обеспечивая тем самым безударность включения внешнего регулятора в момент вхождения вспомогательного параметра угла наклона троса в зону нечувствительности и точную настройку управляющего воздействия на значение нагрузки объекта.

Математическую модель ПИД – регулятора перемещения каретки имеет вид:

$$M_n(t) = K_p \cdot (\alpha_{dy} - \tau) + K_i \cdot \int_0^{\tau} (\alpha_{dy} - \tau) dt + K_d \frac{d(\alpha_{dy} - \tau)}{dt},$$

где $M_n(t)$ – функция управления катушки троса; K_p – пропорциональный коэффициент; K_i – интегральный коэффициент; K_d – дифференциальный коэффициент; α_{dy} – значение угла, измеренное датчиком угла; τ – гистерезис.

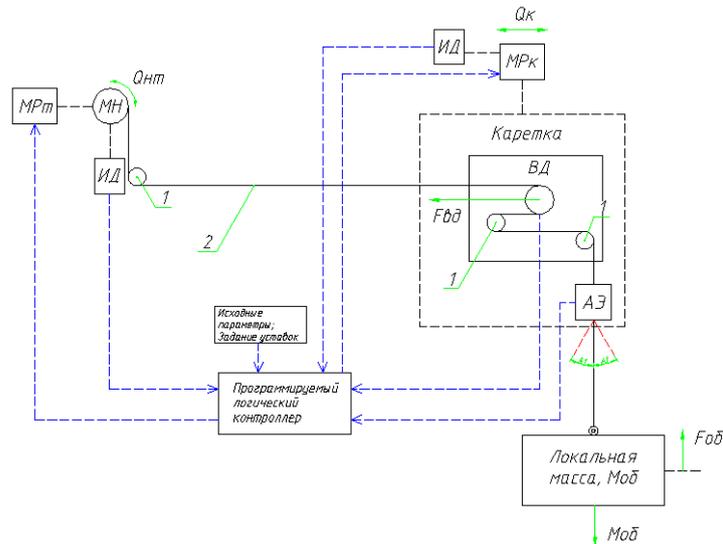


Рис 1. Блок схема компоновки модуля СКВС с одной кареткой
 (1-ролик; 2-трос; МРТ – мотор – редуктор троса; МРК – мотор – редуктор каретки; МН – механизм намотки троса; ВД – весовой датчик; ИД- инкрементный датчик; АЭ – абсолютный энкодер)

Параметрическое уравнение основного контура регулирования имеет вид:

$$P_T(t) = M_n(t) + K_i \cdot \int_0^{\tau} (\alpha_{dy} - \tau) dt$$

Выполнена программная реализация на основе приведенных расчетов, позволяющая решать все указанные задачи и осуществлять информационную и программно-инструментальную поддержку подготовки и проведения испытаний КТР с использованием СКВС. Такое техническое решение обеспечивает тестирование физических характеристик КТР и методов анализа логики ее функционирования при постоянном контроле.

Разработанное программное обеспечение внедрено в программно-аппаратный комплекс, предназначенный для выполнения испытаний КТР с использованием СКВС. Внедрение и освоение систем подобного рода обеспечивают соответствие современному мировому уровню технологии проведения НЭО КТР, что способствует повышению конкурентоспособности отечественных КТР.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Суайнерд Г., Старк Д. Разработка систем космических аппаратов: пер. с англ. / под ред. П. Фортескую, М.: Альпина Паблишер, 2015. 765 с.
2. Пат. 233970 С2 G61M19/00 B64П7/00. Дроздов А.А., Агашкин С.В., Михнев М.М., Ушаков А.Р. Устройство имитации невесомости механизмов с гибкой конструкцией элементов. RU, 27.09.2008.

УПРАВЛЕНИЕ КОМПЛЕКТАЦИЕЙ ЗАКАЗОВ В УСЛОВИЯХ МНОГОНОМЕНКЛАТУРНОГО ЕДИНИЧНОГО И МЕЛКОСЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Ю.А. Балясов

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Е.М. Халатов
КБ «Арматура» – филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Ковров
Россия, г. Ковров, ул. Социалистическая, 22, 601909
E-mail: ubalyasov@mail.ru

Комплектация – это трудоемкий этап производства, качество и своевременность выполнения которого влияют на сроки сборки, в целом определяя цикл изготовления изделия. Особую важность налаженная система комплектации имеет на предприятиях с позаказным многономенклатурным производством, для которого характерны частая сменяемость номенклатуры, продолжительность производственного цикла и сжатые сроки изготовления. В подобных условиях отсутствие оперативной информации о ходе комплектации ведет к длительному выяснению причин отставания, затягиванию производственного цикла и срыву сроков выполнения заказа.

Разнообразные программные средства для решения этой задачи, представленные на рынке, как правило, не учитывают специфику мелкосерийного производства и имеют ограниченный функционал, не позволяющий решать более широкий круг производственных задач. Кроме того, эти средства предполагают обработку заранее определенных длительностей изготовления, тогда как методика расчета длительностей до сих пор не имеет должного освещения. Таким образом, представляется актуальной задача организации информационного сопровождения комплектации, обеспечивающего своевременную и бесперебойную работу подразделений-участников процесса [1], а также разработка на его основе системы мониторинга за состоянием комплектации заказа, способствующей выявлению «узких мест», принятию управленческих решений и, в итоге, сокращению длительности производственного цикла.

В условиях позаказного производства мониторинг и управление комплектацией должны осуществляться исходя из плана комплектации, содержащего сроки изготовления позиций заказа. Формирование такого плана начинается с появления исходной информации о заказе: состава изделия, технологических процессов, пооперационно-трудовых нормативов. На основе этих данных создается схема сборки, устанавливающая соответствие между комплектующими деталями и операциями сборочного процесса, к началу которых должно быть завершено их изготовление.

На следующем этапе экспертным путем устанавливаются укрупненные календарно-плановые длительности основных этапов изготовления изделия, после чего производится расчет календарной длительности изготовления деталей, необходимых для комплектации заказа. Длительность складывается из 3 составляющих: машинного времени изготовления, длительность ненормируемых операций и межоперационного пролеживания. Результат расчета анализируется в ракурсе схемы сборки; для деталей на критическом пути значение расчетной длительности может быть скорректировано.

В результате описанных действий создается «эталонный» график изготовления изделия, который накладывается на реальный заказ. Для определения плановых дат начала изготовления каждой его позиции применяется «вытягивающая» методика, в которой точкой отсчета служат директивные сроки выполнения и сдачи заказа на склад готовой продукции. При этом для отстающих позиций длительность может быть вновь скорректирована в сторону сжатия по изложенному выше алгоритму.

Полученные таким образом сроки служат ориентиром для комплектации сборок из текущего горизонта планирования, а также помогают отслеживать отстающие детали-сборочные единицы (ДСЕ), необходимые для комплектации. Для решения второй задачи, помимо плана,

требуются оперативные данные о текущем состоянии процесса, в котором можно выделить две стадии: сдача деталей в комплектовочную кладовую и непосредственно комплектация сборок.

Сдача партии в кладовую осуществляется только после предъявления на входной контроль. Учет сдачи ведется на основе приемо-сдаточной накладной – составной части сопроводительного паспорта ДСЕ. В целях экономии времени накладная дополнена штрих-кодом, облегчающим вход в программу регистрации по идентификатору сданной партии. В отличие от серийного производства, где за каждым стеллажом обычно закреплена конкретная номенклатура, в условиях мелкосерийного производства целесообразно предоставить кладовщику возможность определять адрес по наличию свободного места. При этом для оперативного поиска сданных партий используется трехуровневая система нумерации вида «стеллаж – полка – место», а сведения об адресе хранятся в электронном виде и отображаются в сопроводительной документации.

Поступление позиций, необходимых для комплектации сборочных единиц из текущего горизонта планирования, а также наличие готовых под комплектацию сборок, кладовщик отслеживает в режиме реального времени с помощью электронного отчёта. В отдельных случаях в связи с производственной необходимостью осуществляется подбор деталей, сданных по другим заказам. На этом шаге происходит автоматическое списание остатков, хранящихся на складе, и появляется информация о необходимости восполнения недостающих комплектующих ДСЕ, которая подлежит мониторингу.

Собранная информация о плановых сроках комплектации заказа и фактической сдаче деталей в кладовую служит базой для принятия управленческих решений по «расшивке» узких мест [2]. Управление описанными процессами осуществляется с помощью серии отчетов. Мониторинг начинается с выявления позиций, отстающих от плана комплектации, и расчета величины отставания. Следующий шаг – определение причин отставания посредством анализа более детальных отчетов, в основу которых положена информация о фактическом прохождении контрольных точек по ходу изготовления каждой ДСЕ. Так, если ДСЕ находится в процессе изготовления, экранная форма поможет оценить величину трудоемкости, оставшейся до завершения обработки, и установить участок, где эта деталь находится в настоящий момент. Если же ДСЕ, необходимая для комплектации, не обеспечена материальными ресурсами, целесообразно обратиться к отчету о состоянии обметалливания.

Таким образом, изложенная в работе методика позволяет рассчитать длительность производственного цикла для формирования плана комплектации и построить систему информационного сопровождения комплектации, адаптированную к условиям многономенклатурного мелкосерийного производства и позволяющую:

- систематизировать и анализировать информацию о состоянии выполнения ее отдельных этапов;
- повысить прозрачность информации и сделать ее доступной для руководителей всех уровней управления;
- осуществлять мониторинг процесса на любом уровне, от мастера смены до директора предприятия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Балясов Ю.А. Информационное сопровождение производственных процессов как база для мониторинга за ходом изготовления в условиях единичного и мелкосерийного производства. // Информационные технологии в проектировании и производстве. – 2016. – №1(161). – С.69–73.
2. Балясов Ю.А. Оперативно-производственное управление в условиях многономенклатурного единичного и мелкосерийного производства. // Вестник МАИ. – 2017. – Т.24. – №3. – С. 222–227.

ГИБРИДНЫЕ И КОМБИНИРОВАННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

И.А. Беляева

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королева»,
Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34, 443086
E-mail: belyaeva-ommr@yandex.ru

Разработаны новые инновационные гибридные и комбинированные технологии, использующие статическое и динамическое (магнитно-импульсное) нагружения. Такие технологии позволяют либо совместить две операции за один ход пресса, либо повысить качество деталей, расширить предельные возможности операций.

Так, например, разработаны и опробованы такие технологические процессы как «вытяжка – обрезка припуска», «обтяжка», «фальцовка», «вытяжка-формовка», «прессование порошков» и другие. Технологические схемы некоторых из них приведены на рис.1 [1].

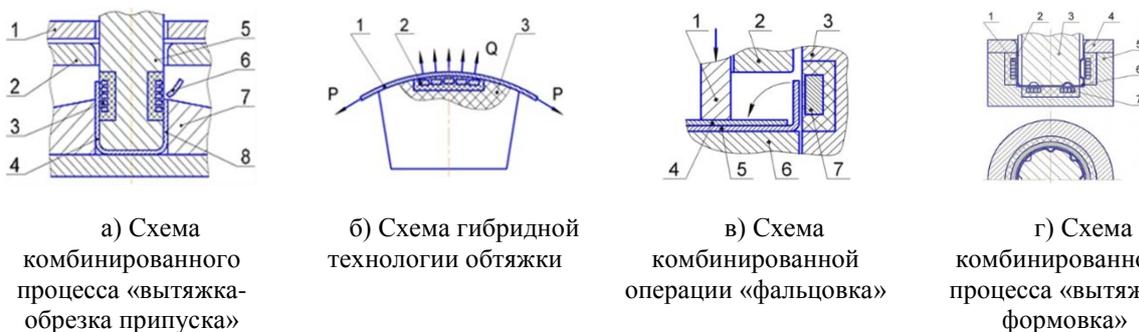


Рис. 1. Технологические схемы разработанных гибридных комбинированных операций

Отличительной особенностью применяемой при этом технологической оснастки, является новое техническое решение – вмонтированные в элементы штампов (пуансон, матрицу...) индукторы, соединенные с магнитно-импульсной установкой. При этом одна из операций (статическое нагружение) длится секунды, а другая (динамическая нагрузка) - миллионные доли секунды.

Таким образом, реализуется единый статико-динамический процесс. Анализ таких процессов потребовал создания методики их компьютерного моделирования [2]. На рисунке 2 в качестве примера показан фрагмент результатов моделирования второго этапа динамической фальцовки, при котором начальными условиями являются параметры напряженно-деформированного состояния материала на момент завершения первого статического этапа [3].

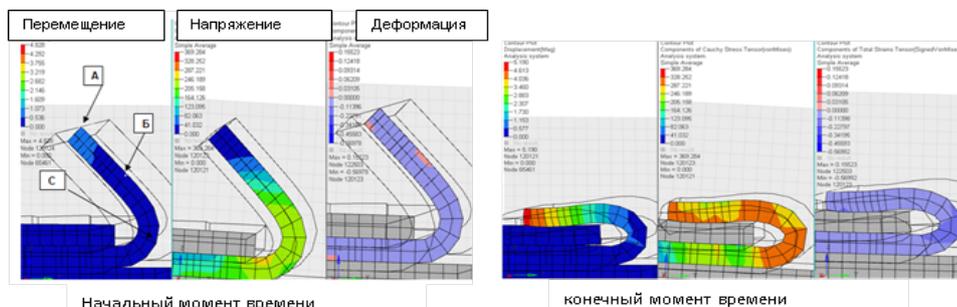


Рис. 2. Фрагмент результатов моделирования напряженно-деформированного состояния материала борта при зафальцовке

Разработанные технологические процессы не только опробованы в лабораторных условиях (выполнены и ведутся их исследования), но и начаты работы по промышленному освоению новых технологий. Изготовлен первый образец производственного штампа для вытяжки прямоугольной коробки и обрезки припуска [4] (рис.3) для одного из изделий АО РКЦ «Прогресс» (г. Самара).



Рис. 3. Опытный образец производственного штампа с индуктором для реализации комбинированной технологии «вытяжка-обрезка припуска»

Основные технико-экономические преимущества гибридных и комбинированных технологий:

- повышение качества готовой продукции за счёт сочетания статического и динамического нагружения;
- расширение предельных возможностей как результат использования динамических свойств металла и положительного изменения напряженно-деформированных состояний при переходе со статического на динамический процесс деформирования и обратно;
- значительное упрощение оснастки как результат бесконтактного воздействия импульсного магнитного поля на заготовку, возможность приложения динамического усилия в направлениях, перпендикулярных направлению приложения статической нагрузки;
- сокращение производственного цикла (повышение производительности труда) за счёт совмещения операция, сокращения (или ликвидации) межоперационного времени.

Результаты работы опубликованы в отечественных и зарубежных изданиях, представлялись на российских и международных конференциях, выставках: удостоены золотых медалей и дипломов [5].

Таким образом, представленный проект открывает новое научно-техническое направление в технологии машиностроения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Glushenkov V., Beljaeva I. Technological schemes of hybrid and combined technologies using static and dynamic loads // Key Engineering Materials, 2017. Vol. 746. Pp. 246-254
2. Глущенко В.А., Беляева И.А. Последовательность компьютерного моделирования комбинированных (статико-динамических) технологий машиностроения // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18. №4. С. 76-81
3. Беляева И.А., Глущенко В.А. Качество соединения панелей, полученного методом комбинированной фланцовка // Известия Самарского научного центра РАН. 2014 № 6.- С.312-314.
4. Беляева И.А., Глущенко В.А., Пыльцын А.М., Косолапова А.Ю. Штамп для реализации комбинированной технологии «вытяжка-обрезка припуска» // Актуальные проблемы в машиностроении. 2017. Т. 4. №1. С. 88-92
5. Беляева И.А., Глущенко В.А. Комбинированные технологии фальцовки в автомобилестроении // Золотой диплом XVII Международного Форума по проблемам науки и техники и образования. -М.:Академия наук о Земле, 2014.-С.98-99.

РАЗВИТИЕ ЭКСПОРТНОГО ПОТЕНЦИАЛА РОССИЙСКОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ В ЮГО-ВОСТОЧНОЙ АЗИИ НА СОВРЕМЕННОМ ИСТОРИЧЕСКОМ ЭТАПЕ

Е.Н. Бойко, М.Н. Григорьев, А.А. Кириллов, М.Н. Охочинский
Научный руководитель: профессор, к.т.н. М.Н. Григорьев
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования «Балтийский государственный технический
университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»,
Россия, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, 190005
E-mail: mr.e.n.b@yandex.ru

В статье рассмотрены дискуссионные вопросы развития экспортного потенциала российской ракетно-космической промышленности в Юго-Восточной Азии с точки зрения расширения присутствия нашей страны на международном рынке космических пусковых услуг. Авторы проанализировали возможность и целесообразность создания в данном регионе международного космодрома с достаточно близкой к экватору позиции, обеспечивающей более выгодные энергетические условия пуска. В качестве наиболее приемлемого места расположения такого космодрома рассматривается территория на мысе Камау, являющегося наиболее близкой к экватору материковой частью Вьетнама.

В работах [1, 2] обоснована с политических, экономических и исторических позиций целесообразность размещения международного космодрома во Вьетнаме. Территория этого государства вытянута с севера на юг на протяжении более 1000 км.

Мыс Камау является юго-западной оконечностью полуострова Камау [3], на котором находится провинция с тем же названием. К западу от мыса находится Сиамский залив, а к юго-востоку – Южно-Китайское море. Восточнее мыса Камау находится хорошо защищенная от волнения с юга, но мелководная (глубины 2–3 м) бухта Муйкамау, северо-западнее раскинулась мелководная (глубины 2–3 м) бухта Байхап, в которую с северо-востока впадает мелководный канал Байхап, а с востока – мелководный канал Кыалон [4].

Ближайший к мысу Камау крупнейший остров Вьетнама – Фукуок – находится по направлению к северо-западу. Площадь острова составляет 574 км². Его население составляет порядка 93 тыс. человек [5].

На острове расположен аэропорт Фукуок (Зьонгдонг), относительно которого на различном расстоянии расположены следующие вьетнамские аэропорты:

- аэропорт Ратьзя – 130 км;
- международный аэропорт Кантхо – 190 км;
- аэропорт Камау – 200 км;
- международный аэропорт «Таншоннят» (крупнейший в СРВ) – 300 км;
- международный аэропорт Льенкхьонг – 540 км.

Ближайший к мысу Камау крупный город – это город Камау – столица одноименной провинции, расположенной в дельте реки Меконг. Город имеет свою систему транспортных каналов, поэтому немалый поток грузов перевозится здесь на лодках и баржах. Население составляет 204895 человек. Попастъ в город Камау можно по дороге (360 км к юго-западу от Хошимина), через национальную магистраль 1А или по воздуху. В городе есть аэропорт Камау, имеющий бетонную ВПП 2400×30 м.

Отдельно необходимо сказать о создании Международного аэропорта города Хошимин «Лонгтхань», поскольку это строительство наглядно демонстрирует имеющиеся у Вьетнама возможности по реализации крупнейших инфраструктурных проектов [6].

Согласно принятому генеральному плану строительства Международного аэропорта Лонгтхань, территория воздушной гавани должна составлять 50 кв. км, а его инфраструктура –

содержать четыре ВПП 4000×60 м, пять пассажирских терминалов и вспомогательные здания, при этом максимальная пропускная способность аэропорта составит от 80 до 100 млн. пассажиров и до 5 млн. тонн грузов в год.

Итак, на основе вышесказанного можно сделать следующие выводы:

1. Район мыса Камау предоставляет широкие возможности для выбора строительной площадки международного космодрома. Возможно как материковое размещение космодрома собственно на мысе Камау, так и островное – от малообитаемых, например, острова Кхоай, до вполне освоенного острова Фукуок.

2. Наличие горных образований на островах в районе мыса Камау и приемлемые глубины моря вокруг них в значительной мере снимает проблему обеспечения строительства нерудными строительными материалами, как в случае возведения международного космодрома на самом мысе Камау, так и на одном из островов.

3. В районе мыса Камау есть достаточно крупные города, население которых участвовало и участвует в выполнении сложных проектов, в наличии необходима инфраструктура – достаточно густая сеть гражданских аэродромов и глубоководный порт. В регионе проживают российские специалисты, имеющие за своими плечами богатейший опыт взаимодействия с местными работниками.

4. Развитая сеть аэродромов позволяет, наряду с морским транспортом, использовать авиацию для доставки материалов и конструкций, необходимых для строительства, а позднее – как полезной нагрузки, так и ступеней РН на международный космодром. При этом достаточно интересным инновационным вариантом доставки таких грузов может служить гидроавиация (например, российский гидросамолет Бе-200), а в перспективе – использование экранопланов.

5. Разработка Вьетнамом плана строительства Международного аэропорта города Хошимин «Лонгхань» позволяют сделать вывод об имеющихся у страны возможностях создания проектов сложных инженерных сооружений и обеспечения их финансирования.

Таким образом, выбор района мыса Камау в качестве территории для создания наземной инфраструктуры будущего международного космодрома является, по мнению авторов, вполне обоснованным и может служить основой для дальнейшей, более подробной проработки проекта на государственном уровне.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорьев М.Н., Охочинский М.Н. Космическая деятельность в Азиатско-Тихоокеанском регионе и аэрокосмическая промышленность России // «Инновации». – 2015. – №10. – С. 75 – 80.
2. Григорьев М.Н., Охочинский М.Н., Человьян Д.В. Экономико-логистический анализ инновационных подходов к коммерческому освоению космоса // В сб. «Шестые Уткинские чтения. Труды международной научно-технической конференции». – СПб: БГТУ «Военмех». – 2014. – С. 417 – 433.
3. Вьетнам. Общегеографическая карта / Сост. и подгот. к изд. ФГУП ПКО «Картография» в 2001 г.; Ред. Г. Ф. Кравченко. Обновлена в 2002 г. 4-е изд. – М.: Роскартография, 2002. – 1 л.
4. Лоция Южно-Китайского мор. Ч. 1: Западная часть моря. Вып. 2. От Тонкинского залива до Сингапурского пролива. – Л.: [б. и.], 1967. – 308 с.
5. Вьетнам: туристическая карта / Гл. упр. по туризму. – Ханой: Изд-во ресурсов среды и карт Вьетнама, 2014. – 12 с.
6. Мазырин В. М., Кобелев Е. В. Россия – Вьетнам: 20 предложений по повышению эффективности всеобъемлющего стратегического партнерства. – М.: Спецкнига, 2015. – 36 с.

ВИХРЕТОКОВЫЙ КОНТРОЛЬ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВТ-МАТРИЦ

М.Н. Давыдов

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Ю.С. Ткаченко
Федеральное государственное бюджетное учреждение высшего образования
«Воронежский государственный технический университет»
Россия, г. Воронеж, Московский пр., 14, 394026
E-mail: mountain@mail.ru

В данной статье рассмотрен усовершенствованный метод вихретокового контроля с применением матрицы вихретоковых датчиков.

Вихретоковый метод контроля в авиастроении занимает особое место. Его используют в процессе производства и на стадии активной эксплуатации. С помощью этого метода осуществляется диагностика крыльев, фюзеляжей, колесных дисков, компонентов двигателей, роторов, осей, крепежных отверстий и других элементов. Он позволяет выявить трещины, межкристаллитную коррозию и неметаллические включения.

Основой метода является выносной датчик, во время протекания переменного тока через который возникают вихревые токи в контролируемой зоне, эти токи изменяются, если в зоне есть несплошности. Все изменения регистрируются выносным датчиком и рассматриваются как возможные дефекты.

Относительно недавно вихретоковый метод контроля был усовершенствован применением вихретоковых матриц (ВТ-матриц). Принцип работы основан на электронном управлении и считывании информации с нескольких вихретоковых датчиков, расположенных в виде матрицы на объекте контроля (рис. 1).



Рис. 1. Устройство многоэлементного преобразователя



Рис. 2. Гибкий датчик

ВТ-матрицы в сравнении с обычными (одноканальными) датчиками позволяют существенно уменьшить время проведения контроля, охватить большую площадь за один проход, представлять результаты контроля заданной области в режиме реального времени и упростить интерпретацию данных, а так же контролировать объекты сложной геометрии (рис. 2).



Рис. 3. Контроль обшивки планера многоэлементным преобразователем

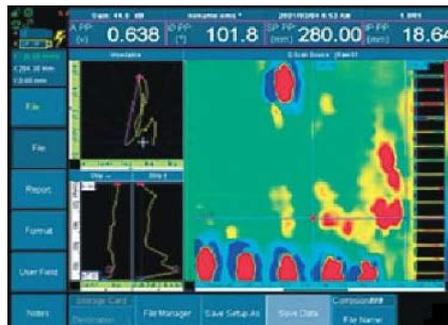


Рис. 4. С-скан участка контроля

В современных приборах эти датчики позволяют получить изображение в виде С-скана (двумерное отображение контролируемой поверхности). В процессе контроля оператор осуществляет позонное перемещение преобразователя по поверхности (рис. 3), прибор координирует переключение возбуждающих и измерительных обмоток со скоростью перемещения преобразователя с учетом задачи контроля, что обеспечивает получение дефектограммы с точной координатной привязкой дефектов к поверхности изделия (рис. 4). Таким образом, С-скан дает информацию о положении дефекта, а так же о его размерах, за счет полного охвата поверхности контроля, что повышает надежность и достоверность контроля.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Неразрушающий контроль, Том 2 / Ю.К. Федосенко, В.Г. Герасимов, А.Д. Покровский, Ю.Я. Останин под редакцией В.В. Клюева – М: Машиностроение, 2003. 687 с.
2. Сканирование при вихретоковом контроле / Сясько В.А. – В мире НК, 2010. № 3 (49).
3. Вихретоковый контроль с использованием матрицы датчиков / Эдди Ч., Биттнер Дж., Лепаж Б., Ламар А. – В мире НК, 2007. № 2 (36).

ТЕХНОЛОГИИ КОРРЕКЦИИ СВОЙСТВ ЛИТЕЙНЫХ СПЛАВОВ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОТЛИВОК ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В.Г. Долгополов

Научный руководитель: заместитель главного металлурга, к.т.н. В.А. Дубровский
ПАО «Протон-ПМ»

Россия, г. Пермь, Комсомольский проспект, 93, 614990

E-mail: wildcat27@yandex.ru

Одной из основополагающих задач современной авиационно-космической отрасли является снижение массы изделия до минимально возможного в сборке. В свою очередь это связано с тем, что потребности увеличения полезной нагрузки непрерывно возрастают. В связи с этим при проектировании допускается только та масса и те сечения изделия, которые совершенно необходимы для надежной эксплуатации конструкции.

Снижение массы изделия, как правило, связано с применением новых, более легких и прочных материалов или улучшением свойств уже используемых сплавов. В условиях сложившейся экономической ситуации в Российской Федерации особо актуальным является изыскание резервов повышения механических свойств уже применяемых материалов.

Особого внимания заслуживают вопросы совершенствования технологий плавки и обработки сплавов.

Существует несколько методов и подходов для коррекции свойств алюминиевых сплавов, а именно: термическая обработка [1], модифицирование [2], высокотемпературная газостатическая обработка [3], гомогенизация расплава [4] и т.п.

В качестве материала исследования выбран доэвтектический силумин АК9ч (АЛ4) химический состав которого соответствовал ГОСТ 1583-93.

Заливку образцов производили в песчаную форму, размеры образцов и условия кристаллизации приближены к технологии изготовления крупногабаритных корпусных отливок деталей первой ступени ракетносителя «Протон-М».

Термическую обработку сплава производили по технической документации ПАО «Протон-ПМ».

Режим гомогенизирующей обработки расплава, применённый при изготовлении образцов в ПАО «Протон-ПМ» привел к повышению предела прочности, а применение модифицирования положительно повлияло на пластичность силумина системы AL-Si-Mg сплава АК9ч.

Анализ микромеханизмов роста трещины, проведенный на поверхности разрушения разрывных образцов показал, что в результате модифицирования микромеханизм роста трещины меняется с хрупкого на квазихрупкий с участками микровязкой составляющей (рис. 1).

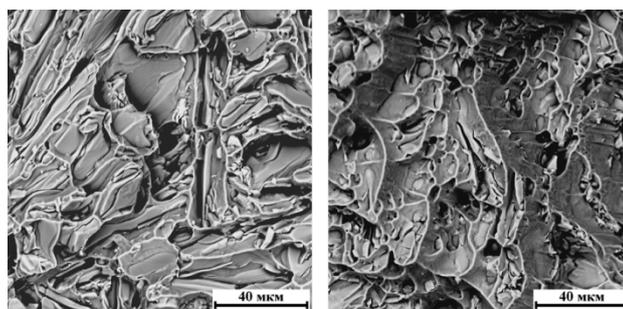


Рис. 1. SEM изображения излома сплава АК9ч без модифицирования (а) и с модифицированием (б), x8000

Показано, что применение гомогенизирующей обработки совместно с модифицированием сплава приводит к общему диспергированию структуры (рис. 2). Непосредственное введение модификаторов изменяет форму двойной эвтектики с игольчатой на глобулярную (рис. 3), а гомогенизирующая обработка влияет на размер и форму четверной эвтектики (рис. 4) [5].

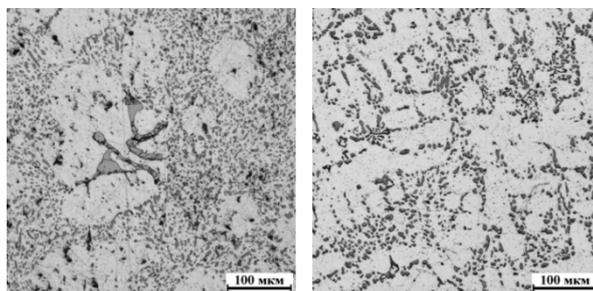


Рис. 2. Световая микроскопия сплава АК9ч без обработки (а) и после обработки (б), х500

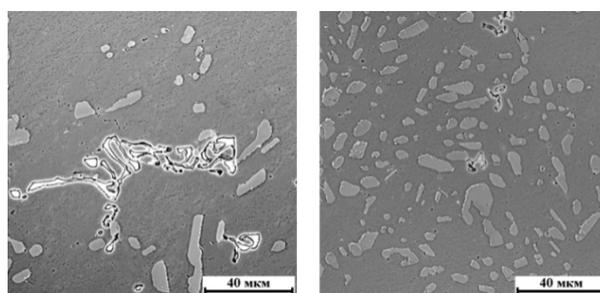


Рис. 3. SEM изображения сплава АК9ч без модифицирования (а) и с модифицированием (б), х2000

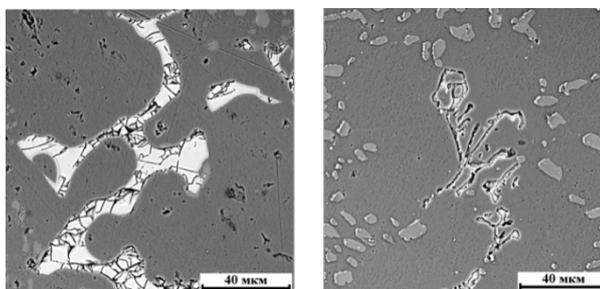


Рис. 4. SEM изображения сплава АК9ч без гомогенизации (а) и с гомогенизирующей обработкой (б), х2000

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Колачев Б.А., Елагин В.И, Ливанов В.А. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов: /учебник для вузов. – М.: «МИСИС», 1999. – 416с.
2. Мальцев, М. В. Металлография промышленных цветных металлов и сплавов. – М.: Металлургия, 1970. – 368 с.
3. Крук С.И., Сагалевиц В.М., Горохов В.Ю., Лукин В.И. Применение газостатической обработки для повышения качества сварных соединений // Сварочное производство. – 1991. - №11.
4. Рожицина Е.В. Влияние гомогенизирующей термической обработки сплавов алюминия с германием, гафнием, кобальтом и железом в жидком состоянии на их структуру после кристаллизации. – Екатеринбург: Дисс. Кандидата физико-математических наук, 2005.
5. Долгополов В.Г., Дубровский В.А., Симонов М.Ю., Симонов Ю.Н., Юрченко А.Н., Шибанова К.А. Способы влияния на структуру и свойства алюминиевых сплавов, используемых в авиакосмической отрасли //Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение. – 2016. – Т.18, №2

ПОВЫШЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МОЧЕВИННЫХ СТЕРЖНЕЙ И ВЫПЛАВЛЯЕМЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ СЛОЖНО ПРОФИЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ РКТ ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

М.Т. Дорофеев, В.Н. Сокольников, Ю.С. Смотров

Научный руководитель: ведущий инженер-конструктор, Ю.В. Кривошеев
Воронежский механический завод – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, 22, 394055

E-mail: gril19902013@yandex.ru

Создание наукоемкого изделия – уникальная конструкторско-технологическая задача с использованием для этого передовых технических, зачастую еще не освоенных в производстве, конструкторско-технологических решений для достижения приоритетного в космонавтике технического эффекта: удельной тяги, полезной нагрузки и др. Основной задачей, стоящей перед предприятиями, являются создание современной надежной ракетной техники, с использованием прогрессивных технологий. При использовании этих технологий должна быть максимально снижена стоимость изделий без ухудшения качества [1].

Наиболее трудоемкими и дорогостоящими из всего производственного процесса, как показывает практика, являются операции по получению заготовки: литье по выплавляемым моделям. Литье по выплавляемым моделям является одним из экономичных способов создания деталей сложных форм, а за частую и единственным способом получения заготовки [2].

Для изготовления модели или стержня из алюминия при создании формы для детали требуется конструкторское проектирование пресс-формы, а затем ее изготовление. В создание пресс-формы входит: разработка технологии изготовления деталей пресс-формы, материалы, механическая обработка, создание защитного покрытия. Необходимое время для создания пресс-формы составляет от 4,5 до 7 месяцев: для проектирования пресс-формы – от 1,5 до 2-ух месяцев, для ее изготовления – от 3-х до 5 месяцев.

Один из недостатков использования этого метода для небольших объемов выпуска заключается в длительности процесса, начиная от разработки и заканчивая изготовлением, а также высокой стоимостью оснастки для производства необходимых моделей из воска. В качестве альтернативы трудоемкого, длительного и дорогостоящего процесса изготовления металлической оснастки предлагается использование опытной технологии производства пластиковых пресс-форм, изготовленных по методу быстрого прототипирования (установка прототипирования Fortus 450mc), что может дать значительную экономию времени и средств. Для этих целей была разработана технология изготовления пластиковых пресс-форм методом последовательного послойного нанесения пластиковой нити в установке прототипирования Fortus 450mc. Для этого был проведен анализ свойств и характеристик материалов для выращивания пластиковых 3D-моделей, а также отработаны конструктивные особенности построения 3D-моделей для выращивания.

В таблице 1 приведен перечень материалов с механическими и температурными характеристиками для выращивания пластиковых моделей.

Таблица 1. Перечень материалов с механическими и температурными характеристиками

Характеристики материала	Материалы			
	ABS-M30	ASA	Nylon	PC
Предел прочности на разрыв, МПа	31	29	32	40
Предел прочности при растяжении, МПа	32	33	46	57
Модуль упругости при растяжении, МПа	2,230	2,010	1,282	1,944
Относительное удлинение при разрыве, %	7	9	5,4	4,8
Теплозащита, °С	96	98	97	127-138

Проведя комплексную оценку полученных свойств и характеристик материала для изготовления пресс-форм, было отдано предпочтение материалу – поликарбонат (PC). Он обладает достаточной температурной стойкостью, необходимой для изготовления мочевиновых стержней и необходимой прочностью для запрессовки модельной массы. В 3D модели пресс-формы была учтена усадка материала, были предусмотрены уклоны по всей поверхности детали, для лучшего изъятия модели из формы.

При разработке 3D-модели пресс-форм сложного профиля и мочевинового стержня было апробировано выращивание модели цельной и сеткой. Конструктивные особенности модели сеткой заключаются в том, что оформляющую поверхность детали пресс-формы составляет оболочка толщиной 3-4 мм, толщина поверхности разъема составляет 5 мм. Остальную часть формы занимает решетчатая структура с толщиной ребра 3 мм и размерами ячейки 12×12 мм.

Такая конструкция дает следующие преимущества:

- 1) повышение уровня теплоотдачи;
- 2) экономия материала;
- 3) сохранение жесткости конструкции (в сравнении с цельной деталью).

Для эксплуатации таких пресс-форм необходимо, чтобы выращивание конструкции моделей пресс-форм проводилось цельной и монолитной, а не сеткой, это обеспечить повышенную жесткость конструкции и повысить ее эксплуатационные характеристики. Однако после выращивания моделей, на некоторых участках рабочей поверхности требуется механическое доводочное шлифование для обеспечения требований конструкторской документации.

При внедрении пластиковых пресс-форм, можно выделить следующие достоинства:

- сокращение времени до получения готовой отливки в несколько раз;
- сокращение производственного цикла с момента проектирования до получения готовой отливки;
- отсутствие отходов и необходимости разработки программ для ЧПУ;
- отсутствие дорогостоящей механической обработки (фрезерование, точение, шлифование).

При внедрении пластиковых пресс-форм в производство можно выделить следующие недостатки:

- увеличение времени охлаждения модели;
- низкая стойкость.

В перспективе для устранения данных недостатков провести эксперименты по нанесению теплозащитного покрытия на рабочие поверхности пресс-форм и переход к виду пресс-форм со структурной сеткой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сухочев Г.А. Технология машиностроения. Аддитивные технологии в подготовке производства наукоемких изделий: учеб. пособие / Г.А. Сухочев, С.Н. Коденцев, Е.Г. Смольяникова. Воронеж: ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический университет», 2013. - 128 с.
2. Сидоров А.В., Мишензников Г.Е., Чувилькин А.В., Можаровский Я.О. Технологическое развитие производства. Материал, технологии, оборудование / А.В. Сидоров, Г.Е. Мишензников, А.В. Чувилькин, Я.О. Можаровский // XLI академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов. Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017 – С.223 – 224.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА

А.А. Елисеев, А.Н. Иванов, Т.А. Калашникова, А.А. Пожарницкий
Научный руководитель: профессор, д.ф.-м.н. А.В. Колубаев
Институт физики прочности и материаловедения СО РАН,
Россия, г. Томск, пр. Академический, 2/4, 634055
E-mail: alan@ispms.ru

Дальнейшее развитие космонавтики требует совершенствования существующих и создания принципиально новых подходов к производству космической техники. На настоящий момент вся техника и изделия, используемые в космосе, производятся на Земле и транспортируются на орбиту. Это накладывает определенные ограничения на конструкцию и используемые материалы, а также является неэкономичным и небезопасным.

Перспективным вариантом повышения эффективности освоения космоса является производство техники и изделий космического назначения из полимерных материалов непосредственно в космосе при помощи аддитивных технологий. Такой подход позволит существенно снизить расход материала, сократить трудозатраты и прочие расходы на производство и транспортировку изделий и техники, снизить время на производство, ограничить влияние человеческого фактора на качество изготавливаемой продукции.

Целью настоящей работы является создание технологии и оборудования 3D-печати в условиях микрогравитации для работы на МКС. К задачам относятся:

- Разработка 3D-принтера для создания и отработки технологии получения образцов изделий из полимерных материалов на борту МКС.
- Исследование влияния микрогравитации на технологический процесс 3D-печати и изменения свойств образцов, полученных на МКС, по сравнению с образцами, полученными на Земле.
- Выработка критериев необходимости изменения и разработка алгоритмов коррекции параметров технологических режимов, использующихся при 3D-печати на Земле, для использования скорректированных режимов в условиях микрогравитации.

На данный момент разработан рабочий прототип 3D-принтера, использующий метод послойного наложения расплавленной нити, который отличается простотой и надежностью [1]. Также проведены испытания образцов изделий, полученных с одно- и разнонаправленными векторами силы тяжести и экструзии филамента в наземных условиях, что влияет на свойства образцов [2, 3]. Основные характеристики 3D-принтера на данном этапе представлены в таблице 1.

Таблица 1. Основные характеристики космического 3D-принтера

№ п/п	Параметр, единица измерения	Значение параметра
1	Габариты принтера (длина × ширина × высота), мм, не более	500 × 500 × 350
2	Габариты изготавливаемых образцов и деталей (длина × ширина × высота), мм, не более	100 × 100 × 200
3	Материал изготавливаемых образцов и деталей	ABS, PLA
4	Температура внешней поверхности корпуса 3D-принтера в процессе изготовления образцов и деталей, °С, не более	40
5	Скорость печати, мм ³ /с, не менее	3
6	Потребляемая мощность в режиме изготовления образцов и деталей, Вт, не более	200
7	Масса, кг, не более	35±0,1

Комбинированное решение задач повышения точности позиционирования, жесткости и надежности печатающей системы достигается применением модульной компоновочной схемы [4]. Схема характеризуется сниженными массогабаритными показателями, поскольку линейные направляющие являются, одновременно, и несущими элементами конструкции. Для повышения жесткости печатающей системы перемещение по осям X и Z осуществляется при помощи парных направляющих (Рис. 1).

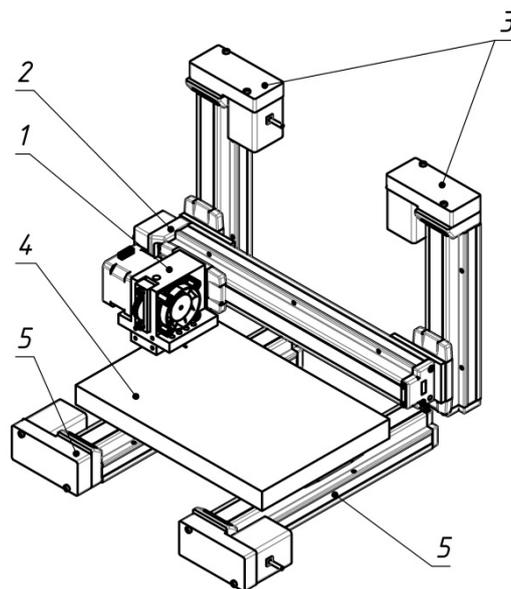


Рис. 1. Компоновочная схема печатающей системы изделия: 1 - экструдер; 2- линейная направляющая по оси Y; 3- парные линейные направляющие по оси Z; 4 - подогреваемый стол; 5 - парные линейные направляющие по оси X

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Wong K. V., Hernandez A. A Review of Additive Manufacturing // ISRN Mechanical Engineering. – 2012 – Vol. 2012. - p. 1-10.
2. Thrimurthulu K., Pandey P.M., Reddy N.V. Optimum part deposition orientation in fused deposition modeling // International Journal of Machine Tools and Manufacture. - 2004. - Vol. 44. - issue 6. - p. 585-594.
3. Karim K.F., Hazry D., Zulkifli A.H., Faiz Ahmed S., Kamran Joyo M., Razlan Z.M., Wan K., Bakar S.A. Feature-based support generation for optimum part deposition orientation in FDM // ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences. – 2014. - Vol. 9. - issue 12. - p. 2460-2466.
4. Зеньков Е.В., Леонович Д.С. Разработка конструкции 3d принтера на модульном принципе // Авиамашиностроение и транспорт Сибири: сборник статей всероссийской молодежной научно-практической конференции. – Иркутск, 2016. – С. 214-217.
5. Москвитин В.Н., Зеньков Е.В. модульный принцип построения 3D-принтеров дельта конструкции // Жизненный цикл конструкционных материалов (от получения до утилизации): материалы докладов VI Всероссийской научно-технической конференции с международным участием. – Иркутск, 2016. – С. 333-336.

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ СВАРКИ ТРЕНИЕМ С ПЕРЕМЕШИВАНИЕМ
С УЛЬТРАЗВУКОВЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ НЕРАЗЪЁМНЫХ
СОЕДИНЕНИЙ МАТЕРИАЛОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

А.А. Елисеев

Научный руководитель: профессор, д.ф.-м.н. А.В. Колубаев
Институт физики прочности и материаловедения СО РАН,
Россия, г. Томск, пр. Академический, 2/4, 634055
E-mail: alan@ispms.ru

Известные на сегодняшний день высокопрочные алюминиевые сплавы космического назначения не позволяют использовать традиционную сварку для получения неразъемных соединений, что существенно ограничивает область их применения в космических аппаратах. Перспективным является применение сварки трением с перемешиванием (СТП) для создания конструкций из этих сплавов [1]. Состояние отрасли на данный момент таково, что данной технологией пока что нельзя добиться равнопрочных соединений из высокопрочных алюминиевых сплавов, поэтому предлагается модификация технологии ультразвуковым воздействием. Такая модификация позволит решить проблему производства надежных конструкций космического назначения из высокопрочных материалов. Технология сварки трением с перемешиванием с ультразвуковым воздействием (СТП-УЗ) открывает новые направления развития космической промышленности, в частности, создание космических аппаратов нового поколения. Также технология открывает перспективы в области изучения физических принципов деформации материалов и её влияния на структуру. СТП основана на массопереносе в ходе пластической деформации нагретого трением до пластичного состояния материала [2]. Ультразвуковое воздействие в ходе СТП приводит к интенсификации процесса перемешивания, а также сложным образом влияет на микроструктуру и структурно-фазовое состояние материалов [3, 4].

На данный момент получены данные о влиянии ультразвукового воздействия на материал в процессе СТП-УЗ, расширены теоретические знания о совместности действия деформации и ультразвукового воздействия, определены эффекты и физические принципы, происходящие в ходе сварки, а также изготовлено оборудование для осуществления СТП-УЗ (Рис. 1). При помощи данного оборудования получены качественные неразъемные соединения из высокопрочных алюминиевых сплавов.



Рис. 1. Установка СТП-УЗ

В различных работах было установлено, что ультразвуковое воздействие может приводить как к упрочнению неразъемного соединения, так и к разупрочнению [3, 4]. Упрочнение неразъемного соединения в ходе СТП-УЗ связывается с акустопластическим эффектом, который является причиной интенсификации перемешивания, а также усиления деформационно-индуцированного растворения частиц стабильных вторичных фаз в стареющих алюминиевых сплавах [3]. Разупрочнение неразъемного соединения в ходе СТП-УЗ вызвано ультразвуковым старением, которое, напротив, является причиной выпадения стабильных частиц, отрицательно влияющих на прочность материала [5, 6]. Эти эффекты являются конкурирующими в процессе СТП-УЗ, и их решающая роль определяется технологическим режимом сварки. Кроме того, разупрочнение по причине эволюции структурно-фазового состояния может быть перевешено релаксацией остаточных напряжений под действием ультразвука, что приведет к суммарному упрочнению соединения. В целом влияние ультразвука признается благоприятным.

Дальнейшая работа предполагает продолжение углубленного изучения физических процессов, происходящих в ходе сварки, внедрение технологии в космическую промышленность для создания космических аппаратов нового поколения, а также исследование возможности применения технологии для получения неразъемных соединений из других перспективных материалов

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Mishra R.S., De P.S, Kumar N. Friction stir welding and Processing. - Springer International Publishing Switzerland: Material Science Engineering, 2014. – 338 p.
2. Eliseev A. A., Kalashnikova T. A., Tarasov S. Yu., Rubtsov V. E., Fortuna S. V., Kolubaev E. A. Microstructure of Fixed Butt Joints Formed by Friction Stir Welding on 2024T3 Aluminum Alloy // Key Engineering Materials. – 2016. - vol. 683. – p. 203–208.
3. Eliseev A.A., Tarasov S. Yu., Fortuna S. V., Rubtsov V. E., Kalashnikova T. A. Effect of Ultrasonic Application during Friction Stir Welding on Microstructure and Properties of AA2024 Fixed Joints // Key Engineering Materials. – 2016. – vol. 683. – p. 227–231.
4. Amini S., Amiri M. R. Study of ultrasonic vibrations effect on friction stir welding // Int J Adv Manuf Technol. – 2014. – vol.73. – p. 127-135.
5. Bousquet E., Poulon-Quintin A., Puiggali M., Devos O., Touzet M., Relationship between microstructure, microhardness and corrosion sensitivity of an AA 2024-T3 friction stir welded joint // Corros. Sci. – 2011. – vol. 53. – p. 3026-3034.
6. Mondolfo L.F. Aluminum alloys: structure and properties. - London-Boston: Butterworth, 1976.

**РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ УСТАНОВКИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО
УЛЬТРАЗВУКОВОГО КОНТРОЛЯ СВАРНЫХ ШВОВ И ТЕЛ СЛОЖНОЙ
ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ**

С.А. Ерёмкин, Д.А.Ерёмкин, Д.Ю. Казаков

Акционерное общество «Научно-исследовательский институт «Гермес»,

Россия, г. Златоуст, ул. Парковый проезд, 3, 456208

E-mail: eremkin007@yandex.ru

Нет практически ни одной отрасли промышленности, где бы не осуществлялись сварочные работы. Подавляющее большинство металлоконструкций монтируются и соединяются между собой посредством сварочных швов. От качества проведения такого рода работ зависит не только надёжность возводимого здания, сооружения, машины или какого-либо агрегата, но и безопасность людей, которые будут каким-то образом взаимодействовать с этими конструкциями.

Также необходим контроль при монтаже любых ответственных узлов техники, особенно тех, которые эксплуатируются в экстремальных или сложных условиях. Входной контроль металла широко применяется во время приёма металлопроката на предприятиях, изготавливающих из него свою продукцию.

В связи с этим требуются современные, эффективные методы контроля материалов. Одним из таких методов является неразрушающий ультразвуковой контроль (далее по тексту – УЗК), позволяющий безопасно исследовать состояние различных изделий и конструкций. Такой метод не требует демонтажа или вывода изделия из эксплуатации. Кроме того, он не наносит какие-либо повреждения.

Неразрушающий УЗК необходим в тех отраслях, где от состояния металла зависит работоспособность, надёжность и безопасность всей конструкции.

Ультразвуковые (высокочастотные) волны проникают внутрь изделия и, встречая на своём пути дефект, отклоняются от траектории и искажаются. По таким искажениям оператор может определить тип дефекта и его местоположение.

УЗК металла позволяет обнаружить трещины, волосовины, непровары шва, шлаковые включения, поры, коррозию, свищи и расслоения.

Ультразвуковые приборы контроля металлов отличаются высокой точностью, компактностью, безопасностью для человека и исследуемого изделия. Возможность в короткий срок осуществить полноценное исследование конструкции с минимальными затратами делает ультразвуковые приборы контроля основным инструментом специалистов. [1]

Решение задач контроля качества изделий особо актуально для ракетно-космической отрасли и оборонно-промышленного комплекса, однако в настоящее время существующие на предприятиях средства и методы контроля зачастую являются морально и физически устаревшими.

Таким образом, сотрудникам предприятия АО «НИИ «Гермес» (г. Златоуст) требовалось создать перспективную, производительную и высокоэффективную установку автоматизированного УЗК с целью повышения производительности и чувствительности контроля, исключения в его процессе человеческого фактора. В 2016 г. такая установка была разработана, изготовлена и внедрена в эксплуатацию на АО «ГРЦ Макеева» (г. Миасс).

Установка была собрана на базе колонны-манипулятора (сварочного робота) и поворотного стола. Центральная ось поворотного стола и колонны-манипулятора располагаются в одной плоскости. На выходном звене манипулятора закреплён держатель с акустическим блоком и пьезоэлектрическим преобразователем. Взаимодействие элементов установки осуществляется

через программу управления установки и шкаф управления. Управление установкой осуществляется в основном с экрана монитора или с панельной рабочей станции из состава электрооборудования. При ультразвуковом контроле объект устанавливается на поворотный стол соосно оси вращения, а пьезоэлектрический преобразователь перемещается поступательно по поверхности ультразвуковых колебаний, имея степени свободы по радиусу к оси или по образующей снизу вверх или сверху вниз.

Общий вид установки показан на рисунке 1.

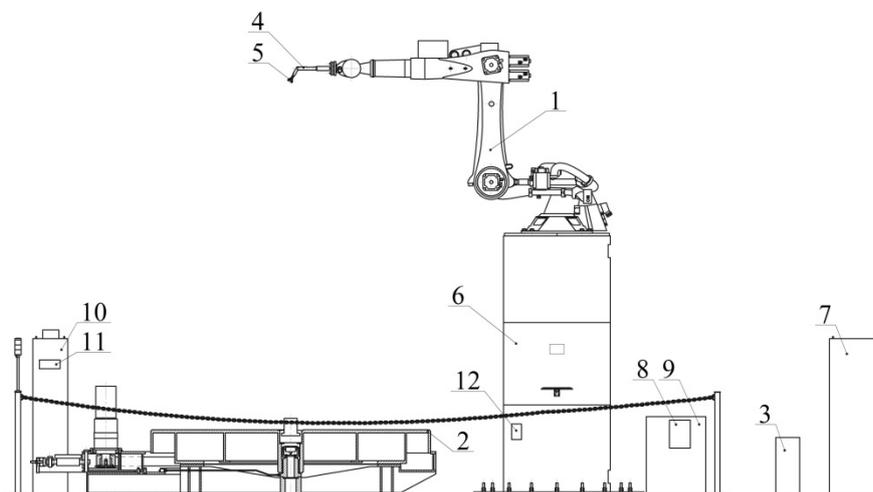


Рис. 1. Общий вид установки.

1 – колонна-манипулятор; 2 – стол поворотный; 3 – фильтр обратного осмоса; 4 – держатель; 5 – акустический блок; 6 – пьедестал; 7 – электрооборудование; 8 – пульт управления; 9 – шкаф управления колонны-манипулятора; 10 – шкаф управления стола поворотного; 11 – терминал стола поворотного; 12 – переносной пульт управления стола поворотного.

Новизна: Метод контроля на данной установке отличается от существующих большей чувствительностью, позволяет получать дефектограмму с указанием расположения дефектов. Результаты контроля архивируются и в любой момент возможно их восстановление. Визуально метод нагляден и осуществляется в автоматическом режиме.

Полученные и ожидаемые результаты: Специалистами АО «ГРЦ Макеева» (г. Миасс) совместно с АО «НИИ «Гермес» (г. Златоуст) внедрён опытный образец установки, который используется по назначению для контроля качества изделий ракетно-космической техники. С её помощью стал возможен контроль обширной номенклатуры изделий, в том числе сложной геометрической формы. При наличии дефекта можно определить координаты расположения, а также оценить его размеры. Полученные и ожидаемые результаты совпали.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Михеев А.А. Ультразвуковой контроль сварных соединений, методы и технология контроля. 23.06.2013. Режим доступа: <http://fb.ru/article/253560/ultrazvukovoy-kontrol-svarnyih-soedineniy-metody-i-tehnologiya-kontrolya>

КЛИМАТИЧЕСКАЯ ЭКРАНИРОВАННАЯ ТЕМ-КАМЕРА ДЛЯ СОВМЕСТНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

М.Е. Комнатнов, А.В. Демаков, А.В. Бусыгина, С.А. Тернов, А.В. Осинцев, А.А. Собко

Научный руководитель: профессор, д.т.н., г.н.с. Т.Р. Газизов

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 40, 634050

E-mail: vandervals@inbox.ru

В современной бортовой радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) космического аппарата (КА) используется большое количество полупроводниковых компонентов, требования по защите которых от ионизирующего и неионизирующего излучений ужесточаются. При этом некоторые из них, работая в активном режиме, могут нагреваться и рассеивать тепловую энергию в окружающее пространство, тем самым нагревая соседние компоненты, параметры и характеристики которых вследствие воздействия как теплового, так и электромагнитного полей могут существенно изменяться [1]. Существующие стандарты по электромагнитной совместимости (ЭМС) не предусматривают измерения излучаемых эмиссий при воздействии температуры на испытуемый объект (ИО), а результаты, полученные в ходе существующих испытаний устройства, могут отличаться по уровням помехоэмиссии и помехоустойчивости от существующих в реальных условиях эксплуатации. Необходимо совершенствование как самих устройств, так и испытаний на ЭМС, приближая испытания к более реальным условиям эксплуатации, при которых каждый работающий блок или узел изделия создаёт вокруг себя не только электромагнитные, но и тепловые поля, которые влияют на работу всей системы. Поэтому, важно проводить испытания РЭА на одновременное воздействие электромагнитного и теплового полей, имитируя реальные условия эксплуатации, что позволит выявить наиболее чувствительные компоненты и осуществить оценку их электромагнитной стойкости.

Целью работы является создание опытного образца климатической экранированной ТЕМ-камеры для совместных климатических и электромагнитных испытаний электронной компонентной базы бортовой РЭА КА.

Разработана климатическая экранированная ТЕМ-камера (КЭК) (рисунок 1) для совместных климатических и электромагнитных испытаний [2], а также биомедицинских исследований [3]. Она позволит получить новые знания о взаимовлиянии внутренних и внешних электромагнитных и климатических воздействий на неё и ИО в ней. Разработаны технические требования, приведены технические характеристики и разработаны методы применения КЭК для испытаний на помехоэмиссию и помехоустойчивость при одновременном воздействии температурного поля на ИО, а также для биомедицинских исследований.

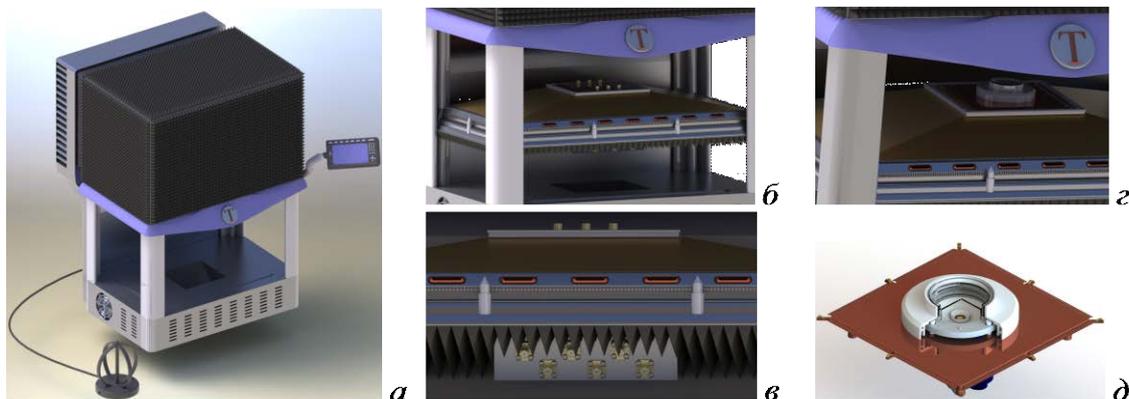


Рис. 1. Облик КЭК (а), вид с открытой дверью (б), вид двери со стороны соединителей (в), совместно (г) со столом для биологических объектов (д)

Испытательный контейнер в КЭК выполнен в виде ТЕМ-камеры. Разработана оригинальная конструкция ТЕМ-камеры. Предложена методика с применением аналитического, квазистатического и электродинамического подходов, позволяющая учитывать реальные неточности, возникающие при создании сложных форм конструкций волноводов из металла, и предложен алгоритм оптимизации их геометрических параметров [4]. По методике создана ТЕМ-камера с характеристиками выше, чем у существующих [5]. Камера имеет $|S_{11}| < -20$ дБ в диапазоне частот до 2 ГГц, при максимальной высоте ИО 20 мм. Вычислены значения эффективности экранирования (ЭЭ) и карты E -поля в центре ТЕМ-камеры с неравномерностью ± 6 дБ, что соответствует стандартам на помехоэмиссию и помехоустойчивость ИС. Поэтому она пригодна для исследований и испытаний ИС, малогабаритной РЭА, а также биологических объектов, представляющих собой клетки и ткани живых организмов и растений.

Для ТЕМ-камеры выполнено моделирование охлаждения до минус 50°C и нагрева до $+150^\circ\text{C}$ с оценкой изменения её размеров. Создано устройство для термоконтатной системы КЭК. Разработаны платы управления и Н-моста, управляющие большим количеством элементов Пельтье (ЭП) на поверхности ТЕМ-камеры. Разработан Н-мост, управляемый одним сигналом широтно-импульсной модуляции (ШИМ) для инверсии тока через ЭП логическим уровнем [6]. Разработаны структурная схема, алгоритм работы, ПО и выполнено моделирование пятифазного ШИМ регулятора, позволяющего стабилизировать ($\pm 0,5^\circ\text{C}$) температуру в ТЕМ-камере в диапазоне от -50°C до $+150^\circ\text{C}$ и снизить пиковую нагрузку на источник питания в 5 раз [7]. Создан лабораторный макет терморегулятора для КЭК, показавший достижение температур от $+2^\circ\text{C}$ до $+125^\circ\text{C}$. КЭК может быть применима при исследованиях и испытаниях на ЭМС или измерении параметров ИО согласно военным и космическим стандартам, например, таким как MIL-STD, ECSS, NASA-STD, RTCA. При необходимости опытный образец КЭК с испытательным столом может быть переделан под конкретные задачи заказчика. Основными потребителями могут быть конструкторские бюро, институты и университеты, занимающиеся исследованиями, разработками и испытаниями в области авиакосмической, военной, ядерной и транспортной отраслях, а также изучением развития Арктических зон и приполярных регионов или влияния электромагнитного поля на живые организмы. В сфере производства при помощи камеры возможно проводить исследования и испытания объектов на ЭМС, а именно на эмиссии и восприимчивость объекта к электромагнитному полю, с одновременным контролем температуры и влажности воздуха.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Комнатнов М.Е. О совместных климатических и электромагнитных испытаниях радиоэлектронной аппаратуры / М.Е. Комнатнов, Т.Р. Газизов // Доклады ТУСУР. – 2014. – №4(34), ч. 1. – С. 39–45.
2. Пат. №2558706 РФ. Климатическая экранированная камера / М.Е. Комнатнов, Т.Р. Газизов (РФ). – № 2014103639/07; заявл. 03.02.2014; опублик. 08.07.2015, Бюл. №22.
3. Пат. №2627985 РФ. Камера для совместных климатических и электромагнитных воздействий на биологический объект / М.Е. Комнатнов, Т.Р. Газизов, А.В. Бусыгина, А.А. Собко, А.В. Осинцев, О.А. Матвеев (РФ). – № 2015141198; заявл. 28.09.2015. опублик. 14.08.2017.
4. Комнатнов М.Е. Оптимизация геометрических параметров ТЕМ-камеры / М.Е. Комнатнов, Т.Т. Газизов // Технологии ЭМС. – 2016. – №4 (59). – С. 7–16.
5. Пат. №2606173 РФ. ТЕМ-камера / М.Е. Комнатнов, Т.Р. Газизов (РФ). – № 2015156668; заявл. 28.12.2015. опублик. 10.01.2017.
6. Osintsev A.V. Temperature controller for external surface of waveguide / A.V. Osintsev, A.A. Sobko, M.E. Komnatnov // Proc. of Siberian Conf. on Control and Communications (SIBCON). – 2016. – Russia, Moscow. – P. 1–4.
7. Osintsev A.V. Software under control of a real-Time operating system for environmental shielded TEM-chamber / A.V. Osintsev, A.A. Sobko, M.E. Komnatnov // IEEE 17th Int. Conf. on Micro/Nanotechnologies and Electron Devices EDM 2016, Erlagol, Altai, 30 June – 4 July 2016, P. 159–163.

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ И МЕТОДИК ВИБРОАКУСТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ
КАЧЕСТВА КОМПОЗИТОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ
И КОНСТРУКЦИЙ ИЗ НИХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СКАНИРУЮЩЕГО ЛАЗЕРНОГО
ДОПЛЕРОВСКОГО ВИБРОМЕТРА**

В.А. Красновейкин¹, Д.А. Дерусова², А.В. Чумаевский¹, Н.М. Горелова³

¹Институт физики прочности СО РАН

Россия, г. Томск, пр. Академический, 2/4, 634055

²Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

³ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва»

Россия, г. Королев, ул. Ленина, 4А, 141070

E-mail: volodia74ms@yandex.ru

В настоящее время возрастают требования к эффективности ракетно-космической техники, повысить которую можно за счет использования новых материалов. Они должны обладать высокой удельной прочностью и коррозионной стойкостью, износостойкостью, быть пригодными для изготовления ответственных деталей и конструкций. Традиционно применяемые в этой области конструкционные сплавы и полимеры не всегда обладают комплексом требуемых физико-механических свойств. Одним из направлений получения материалов с необходимыми свойствами является изготовление деталей и конструкций из композитов на основе полимеров. Благодаря низкой массе такие полимеры являются привлекательным для применения в ракетно-космической технике, но обладают недостаточной прочностью. Повысить прочностные характеристики можно с помощью армирования углеродными волокнами [1-3]. Ввод углеродных волокон в полимерную матрицу повышает риск возникновения дефектов, что может снижать прочность композита [4]. В связи с этим необходим контроль качества с применением таких методов неразрушающего контроля как акустическая эмиссия, рентгеновская томография, лазерная виброметрия и т.д. [5-11].

Создание многокомпонентных композитов является трудозатратной и сложной задачей. Для ее решения применяют различные методы, в том числе и аддитивные технологии (3D печать). Ввиду сравнительной новизны метода 3D печати, материалы, полученные с его помощью, требуют проведения исследования комплекса их физико-механических свойств. Так же необходима отработка режимов изготовления материала при 3D печати. Для успешного применения материала в ракетно-космической технике необходимо знать не только механические свойства композита при растяжении и сжатии, но и проводить динамические испытания для определения вибрационно-амплитудных характеристик, а так же проводить контроль качества полученных образцов. Динамические и вибрационные испытания включают в себя экспериментальный модальный анализ и модальный анализ, проводимый численно с помощью метода конечных элементов (МКЭ) [12-13]. Лазерная доплеровская виброметрия дает возможность проводить экспериментальный модальный анализ изделий сложной формы. Так же она позволяет выявлять дефекты внутренней структуры композитов. В связи с этим целью работы является проведение экспериментального и численного модального анализа конструкции из полимерного композиционного материала, армированного углеродными волокнами, полученного методом 3D печати и сопоставление экспериментальных данных с результатами численного моделирования.

Образцы каркасов были получены из трехкомпонентного композита с добавками, разработанного и изготовленного в Сколковском институте науки и технологии с применением методов аддитивного производства. В составе композита использованы термопластичный и реактопластичный полимеры, а армирующим элементом служат углеродные волокна.

Эксперименты проводились с помощью следующего оборудования: сканирующий лазерный доплеровский виброметр PSV-500-3D-HV фирмы «Polytec», амплитудный усилитель AVA-1810 «Актаком», пьезокерамические блоки MFT-27T-4.2A, стойка с поворотными тисами, оснащенными резиновыми губками. Тиски были закреплены на специальной подставке,

опирающейся на демпфирующее основание. Расположение и закрепление блока и подвески рамы выбиралось с учетом результатов численного моделирования. Для повышения отражательной способности поверхности каркаса покрывались порошком талька. На пьезоблоки подавался сигнал «Periodic Chirp» с встроенного генератора сканирующего виброметра PSV-500-3D-HV «Polytec», усиливаемый амплитудным усилителем AVA-1810 «Актаком» до размаха напряжений от 300 до 400 В.

Для оценки диапазона частот спектрального анализа было проведено численное моделирование 20-ти первых мод при планируемом способе закрепления пьезоблоков и подвеса исследуемой рамки. Расчетный диапазон частот первых двадцати мод составил от 10 до 5000 Гц.

Полученная экспериментально форма колебаний с частотой 719 Гц близка к форме колебаний, полученной численно при моделировании 3-ей моды на частоте 692 Гц. Максимальное вертикальное смещение от минимума к максимуму на сканируемой поверхности составляет 178 нм. Несоответствие между расчетными и экспериментальными частотами составляет 4 %.

На частоте 500 Гц форма колебаний близка к 1 моде, полученной численно. Вычисленная частота составляет 500 Гц. Максимальное вертикальное смещение от минимума к максимуму на сканируемой поверхности составляет 117 нм.

На частоте 1531 Гц форма колебаний изменяется и приближается к 4-ой моде, рассчитанной с помощью модели на 1541 Гц. Максимальное вертикальное смещение от минимума к максимуму на сканируемой поверхности составляет 160 нм. Несоответствие между расчетными и экспериментальными частотами составляет 0,7 %.

Разница между моделью и экспериментальными данными по частоте не превышает 4 %. Это говорит о том, что результаты моделирования хорошо согласуются с экспериментом. Численное моделирование менее трудоемко и не требует создания реальной конструкции. Поэтому рекомендуется численно проводить динамические испытания конструкций из многокомпонентных композитов с углеродным волокном на стадии проектирования изделия и создания материала. Результаты эксперимента и моделирования могут быть использованы при проектировании конструктивных узлов и элементов, предназначенных для применения в аэрокосмической отрасли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Shao-Yun Fu, et al., *Compos. B* 39, 933–961 (2008).
2. J. Njuguna, K. Pielichowski, and S. Desai, *Polym. Adv. Technol.* 19, 947–959 (2008).
3. J. N. Coleman, U. Khan, W. J. Blau, and Y. K. Gun'ko, *Carbon* 44, 1624–1652 (2006).
4. S. Yu. Tarasov, *AIP. Conf. Proc.* 1683, 020230 (2015).
5. S. V. Makarov, et al., *AIP Conf. Proc.* 1683, 020138 (2015).
6. S. V. Makarov, et al., *AIP Conf. Proc.* 1683, 020139 (2015).
7. V. E. Rubtsov, et al., *Tech. Phys. Lett.* 39(2), 223–225 (2013).
8. E. A. Kolubaev, et al., *Tech. Phys. Lett.* 36(8), 762–765 (2010).
9. S. A. Dobrynin, et al., *Tech. Phys. Lett.* 36(7), 606–609 (2010).
10. A. V. Kolubaev, et al., *Tech. Phys.* 53(2), 204–210 (2008).
11. V. V. Polyakov, et al., *Adv. Mater. Res.* 880, 105–108 (2014).
12. X. Pei, J. Li, K. Chen, and G. Ding, *Compos. B: Eng.* 69, 212–221 (2015).
13. A. P. Herman, A. C. Orifici, and A. P. Mouritz, *Compos. Struct.* 104, 34–42 (2013).

ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА РЕЗОНАНСНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ДАВЛЕНИЯ С УЛУЧШЕННЫМИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Д.А. Кудрявцева

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Б.В. Цыпин

Акционерное общество «Научно-исследовательский институт физических измерений»,

Россия, г. Пенза, ул. Володарского, 8/10, 440000

E-mail: dashuliy2308@yandex.ru

В настоящее время виброчастотные датчики давления на основе микромеханических резонансных преобразователей, довольно редкое явление в области промышленных измерений, а особенно измерений в области ракетно-космической техники. Среди довольно широкой номенклатуры, серийно изготавливаемых приборов измерения давления, данный вид датчиков представлен всего лишь двумя сериями датчиков RPS/DPS 8000 фирмы Druck (США) и EJA/EJX фирмы Yokogawa (Япония). Упоминание о других подобных серийных продуктах в открытых источниках не найдено, хотя имеется целый ряд публикаций в научных статьях и патентах, о лабораторных исследованиях резонансно-частотных упругих элементов, резонаторов и струн на основе кремниевых микромеханических технологий, а также о перспективах их применения в измерительной технике [1], что свидетельствует о возрастающем интересе к этому направлению измерительных МЭМС преобразователей. Сведения о положительных результатах подобных исследований в России отсутствуют. Традиционные конструкции резонансных преобразователей давления используют в качестве резонатора стальную струну, что в полной мере не удовлетворяет постоянно возрастающим требованиям к современным средствам измерения с точки зрения метрологических и эксплуатационных характеристик. Технологии изготовления металлических струн характеризуются погрешностями формы струны и размерам сечения по толщине [3-5]. В связи с этим данные погрешности вызывают снижение добротности резонансного преобразователя давления.

Предлагается рассмотреть конструкцию резонансного интегрального преобразователя давления, представляющего собой кремниевую монокристаллическую опорную рамку со струной (Рис. 1).

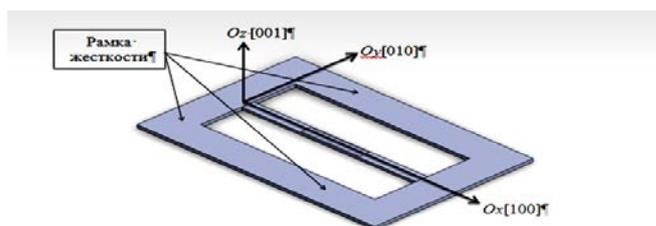


Рис. 1. Конструкция интегрального преобразователя давления

Применение в качестве материала струны монокристаллического кремния и использование интегральной МЭМС - технологии изготовления помогает снизить дополнительную температурную погрешность, а монокристаллическая конструкция, в свою очередь, обеспечивает высокую точность и воспроизводимость геометрических параметров резонансного преобразователя давления и, как следствие, высокую воспроизводимость метрологических характеристик. Одним из наиболее существенных внешних влияющих факторов при работе резонансных измерительных преобразователей традиционной конструкции является повышенная температура, вызывающая изменение геометрических размеров и силы натяжения струны, что приводит к появлению дополнительной погрешности выходного сигнала. Проведенная сравнительная оценка дополнительной температурной

погрешности [2] резонансного преобразователя давления с использованием струны из сплавов 36НХТЮ, 37НВКТЮ, 70НХБМЮ, 29Н26КХТБЮ, 36НКВХБТЮ (ВУС-22) и предложенной монолитной конструкции с кремниевой струной представлена на рисунке 2. Дополнительная погрешность для стальной струны из сплава 36НХТЮ, используемой в температурном диапазоне $0 \div 300$ °С составляет $0,0023$ %/°С, а для кремниевой струны в том же температурном диапазоне $0,0006$ %/°С (Рис.2).

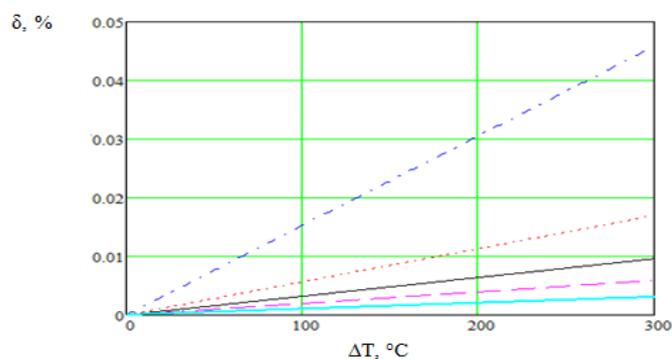


Рис. 2. График дополнительной температурной погрешности для прецизионных сплавов:
1 - 37НВКТЮ; 2 - 70НХБМЮ; 3 - 29Н26КХТБЮ; 4 - 36НКВХБТЮ (ВУС-22); 5 – Si.

Применение МЭМС - технологии в сочетании с интегральной монолитной конструкцией с использованием в качестве материала струны кремния позволяет существенно снизить дополнительную температурную погрешность по сравнению с традиционно применяемой конструкцией, содержащей струну из металлических (прецизионных) сплавов. Проведено исследование влияния конструктивных размеров на характеристики чувствительного элемента кремниевого резонансного преобразователя давления. Задачей дальнейшего исследования является определение добротности и чувствительности резонансного преобразователя давления информационно-измерительных систем ракетно-космической техники.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тимошенко С.П. Сопrotивления материалов. - М.: Наука, 1979 г.-135С.
2. Кудрявцева Д.А., Цыпин Б.В. Исследование влияния температуры на выходной сигнал кремниевого резонансного преобразователя давления // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль.- 2016 - № 3 (17). - С.42-51.
3. Милохин Н.Т. Частотные датчики систем автоконтроля и управления// Библиотека по автоматике. - 2013 - № 310. - С.131-138.
4. Карцев Е.А. Датчики неэлектрических величин на основе унифицированного микромеханического резонатора // Приборы и системы управления. - 1966 - № 4 - С.136-141.
5. Кучумов Е.В., Баринoв И.Н., Волков В.С. Струнный автогенераторный измерительный преобразователь на основе пьезоструктуры // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2014. - № 2 (8). - С.58- 65.

**ЛАЗЕРНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПРОЦЕССОВ**

Ли Линь, Мостовщиков А.В., Блошкина А.И.

Научный руководитель: доцент, к.ф.-м.н. Ф.А. Губарев

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: wojiaolilin@mail.ru

В настоящее время большой интерес ученых сосредоточен на производстве наноматериалов. Часто эти технологии производства основаны на взаимодействии мощных потоков энергии с веществами или на процессах горения [1–7]. Особый интерес представляет всестороннее изучение процессов горения нанопорошков. Одни из таких процессов является горение термитной смеси $\text{Al-Fe}_2\text{O}_3$. Высокая температура сгорания $\text{Al-Fe}_2\text{O}_3$ и высокая скорость реакции являются проблемами, которые усложняют изучение процессов, происходящих в процессе горения. Поэтому необходимо разработать новые методы исследования и технологии для визуального контроля таких процессов.

В последнее время были разработаны лазерные мониторы для систем визуальной диагностики, что расширило их практическое применение [5–7]. Представленные в ранней работе [6] результаты показали, что наблюдение процессов образования микроструктур с помощью лазерного монитора вполне реально. В данной работе показано, что используя лазерный монитор, можно наблюдать такие фазы формирования структуры, как окисление оксида алюминия, замещение кислорода азотом и охлаждение непосредственно во время горения. Изучался процесс горения смеси, состоящей из 2/3 нанопорошка алюминия и 1/3 нанопорошка оксида железа. Использовался нанопорошок Fe_2O_3 , полученный нагревом нанопорошка Fe при температуре 550 °С в воздухе, создаваемом электрическим взрывом железной проволоки в аргоне. Вес образца выбирался более 3 г, чтобы обеспечить продолжительность горения, достаточную для визуальной диагностики.

В качестве усилителя яркости применялся активный элемент лазера на парах бромида меди. Согласно экспериментальным данным, полученным ранее с усилителем яркости на парах бромида меди [7], параметры работы трубки выбирались близкими к оптимальным. Трубка генерировала 20 мкДж импульсное усиленное спонтанное излучение на длинах волн 510,6 и 578,2 нм и работала с частотой повторения импульсов 20 кГц.

На рис. 1 показаны изображения скоростной записи процесса горения в собственном свете. Для предотвращения насыщения камеры использовались нейтральные светофильтры. На кадрах высокоскоростной записи можно наблюдать процесс зажигания, распространение горения и охлаждение. Горение смеси $\text{Al-Fe}_2\text{O}_3$ происходит значительно быстрее, чем горение нанопорошка алюминия в воздухе, наблюдаемого в работе [7]. В отличие от горения nanoAl , при горении $\text{Al-Fe}_2\text{O}_3$ в воздухе невозможно отличить две стадии высокотемпературного горения, наблюдаемые в собственном свете. Мы также видим, что сгорание нанопорошков $\text{Al-Fe}_2\text{O}_3$ сопровождается быстрым вылетом продуктов. Из-за яркого фонового освещения оценить временные характеристики процессов с использованием изображений в собственном свете очень сложно.

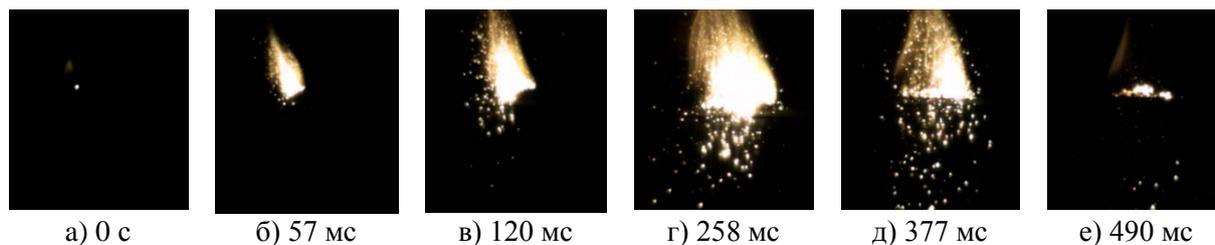


Рис. 1. Кадры высокоскоростных изображений горения нанопорошков $\text{Al-Fe}_2\text{O}_3$ в собственном свете в разные моменты времени, относительно момента зажигания (а).

На рис. 2 показаны кадры высокоскоростной записи, полученные с помощью лазерного монитора. На рисунках ясно видно образование маленьких шариков. Может быть интересно, что волна нагрева не приводит к заметному изменению структуры поверхности образца или изменению коэффициента отражения, волна может быть обнаружена только в динамике. Волна горения появляется за 40-100 мс до начала сгорания в том же месте образца. Скорость волны нагрева варьируется от 17,4 до 36,1 мм/с. Используя результаты высокоскоростной съемки с помощью лазерного монитора, можно оценить скорость распространения волн горения. Для этих экспериментов она варьируется от 35,2 до 85,6 мм/с.

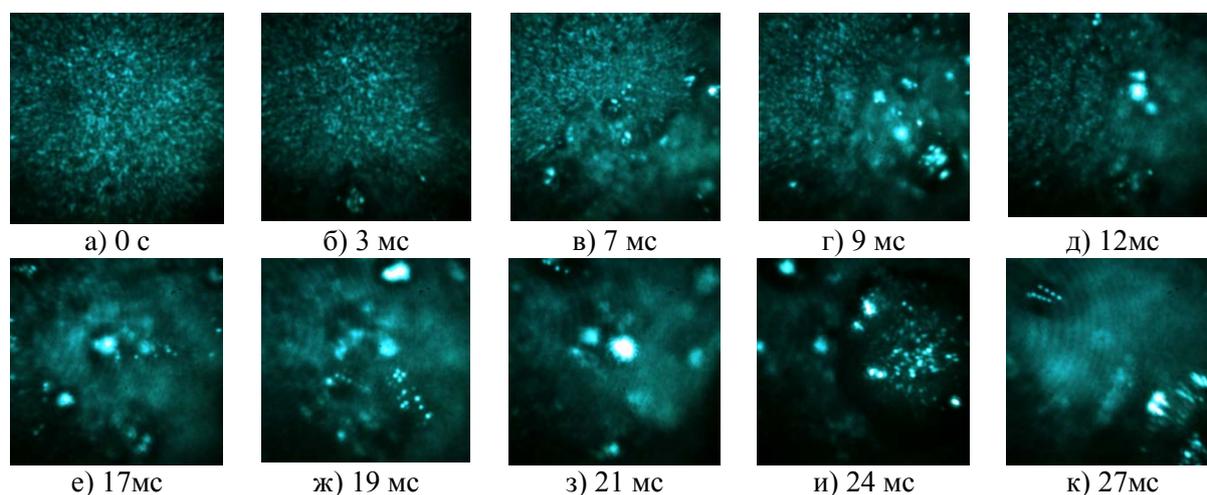


Рис.2. Кадры высокоскоростной записи горения нанопорошков $Al-Fe_2O_3$, полученные с помощью лазерного монитора в разные моменты времени. Рисунок (а) - момент перед модификацией поверхности.

Использование лазерного монитора, убедительно доказывает возможности и перспективности визуализации сгорания термитных смесей с помощью лазерного монитора, и позволяет наблюдать распространение волны горения, и распространение волны нагрева. Используя лазерный монитор, можно изучить временные параметры процесса горения. В частности, размер шариков, их формирование и отлет можно подробно изучить в будущем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kharatyan S.L., Merzhanov A.G. Coupled SHS Reactions as a useful tool for synthesis of materials: An overview // *Int. J. Self-Propag. High-Temp. Synth.* – 2012. – Т. 21. – № 1. – С. 59–73.
2. П'ин А.П., Mostovshchikov A.V., Root L.O. Growth of aluminum nitride single crystals under thermal explosion conditions // *Tech. Phys. Lett.* – 2011. – Т. 37. – № 10. – С. 965–966.
3. П'ин А.П., Root L.O., Mostovshchikov A.V. The influence of aluminium nanopowder density on the structure and properties of its combustion products in air // *Key Eng. Mater.* – 2016. – Т. 685. – С. 521–524.
4. Buzhinsky R.O., Savransky V.V., Zemskov K.I., Isaev A.A., Buzhinsky O.I. Observation of objects under intense plasma background illumination // *Plasma Phys. Rep.* – 2010. – Т. 36. – № 13. – С. 1269–1271.
5. Gubarev F.A., Evtushenko G.S., Trigub M.V., Shiyarov D.V., Torgaev S.N. High-speed process visualization using metal vapor brightness amplifiers // *11 European Conference on Non-Destructive Testing.* – Prague, 2014. – № 41. – С. 1–8.
6. Gubarev F.A., Mostovshchikov A.V., Klenovskii M.S., П'ин А.П., Li Lin. Copper bromide laser monitor for combustion processes visualization // *Progress in Electromagnetic Research Symposium, PIERS.* – Shanghai, 2016. – № 7735091. – С. 2666–2670.
7. Gubarev F.A., Li L., Klenovskii M.S., Shiyarov D.V. Spatial-temporal gain distribution of a CuBr vapor brightness amplifier // *Appl. Phys. B: Laser and Optics.* – 2016. – Т. 122. – № 284. – С. 1–7.

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА И ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ
ДЕФЕКТА В ВИДЕ РАЗНОРАЗМЕРНЫХ ШАРОВ В СБОРКЕ ГИРОМОТОРА**

Р.С. Пальков, А.О. Кузнецов

Научный руководитель: заместитель руководителя филиала кафедры «Приборостроение»

СГТУ им. Гагарина Ю.А. Б.А. Болотин
Филиал ФГУП «НПЦАП» - «ПО «Корпус»,
Россия, г. Саратов, ул. Осипова, 1, 410019
E-mail: romankzcs@list.ru

Одним из признаков качественной сборки гиromоторов (ГМ) является соблюдение допуска по разноразмерности шаров в комплекте каждого из шарикоподшипников (ш/п). Технологическим процессом при сборке ГМ предусмотрены неоднократные разборки, в связи с чем появляется вероятность попадания на одном из этапов сборки некомплектного шара. Наличие в ш/п ГМ шаров, разноразмерность которых превышает 0,25мкм, способно вызывать угловую вибрацию ГМ (крутильные колебания), что в конечном итоге приведет к отказу датчика угловой скорости (ДУС). Устранение такого дефекта в ДУС возможно лишь при его полной разборке, в результате которой бракуются детали и узлы прибора.

В настоящее время существуют как контактные, так и бесконтактные способы проверки разноразмерности шаров. Основным недостатком контактных способов проверки является приложение механических воздействий измерителя, в результате чего, возникают повреждения шаров. Комплект ш/п в этом случае дальнейшему использованию не подлежит. Именно поэтому, контактные способы не могут быть применены для контроля разноразмерности шаров. Разработанное приспособление и программный комплекс предназначены для выявления дефекта в сборке ГМ и предотвращения отказа ДУС из-за наличия разноразмерных шаров в сборке ГМ.

В предлагаемом способе ГМ закрепляется на корпусе приспособления, что в совокупности образует одну обкладку конденсатора. Второй обкладкой является неподвижно закрепленный электрод, выполненный в виде пластины, повторяющей форму ротора ГМ. Для обеспечения надежного электрического контакта между ротором и корпусом приспособления, выставке одного и того же углового положения ротора через каждый полный оборот в устройстве предусмотрен фиксатор. Фиксатор имеет возможность перемещения в радиальном направлении ротора до упора в одно из балансировочных сверлений, имеющих на роторе. Контроль радиальных перемещений ротора ГМ производится с помощью измерителя емкости при изменении зазора емкостного датчика. При фиксированном положении ротора снимают первое показание измерителя емкости, поворачивают ротор на один полный оборот, снимают второе показание измерителя, и так далее. После проведения шести измерений вычисляют наибольшую разность показаний измерителя емкости. По величине разности ($C_{\max} - C_{\min}$) делают заключение о наличии/отсутствии разноразмерных шаров в ш/п ГМ.

Для емкостного датчика, примененного в приспособлении, наиболее подходящей математической моделью является уравнение Стейнхарта—Харта [1], которое с учетом замены переменных имеет вид:

$$\frac{1}{\delta} = A + B \ln C_x + C [\ln C_x]^3 + D [\ln C_x]^2, \quad (1)$$

где δ - зазор между пластинами,

C_x - величина емкости при зазоре δ .

Введение коэффициентов A, B, C, D позволяет учесть в математической модели первоначальную величину емкости, «паразитные» емкости, конструктивные особенности датчика и др.

На рис. 1 приведены результаты математического моделирования и их сравнение с экспериментальными данными. Непрерывной кривой показаны результаты математического моделирования, точками на графике показаны экспериментальные данные, пунктирной кривой показана 5-ти % «трубка допуска».

Как видно из рис. 1, результаты имеют хорошее совпадение. Таким образом, математическая модель, построенная на основе уравнения Стейнхарта — Харта может быть использована для измерения линейных перемещений емкостным датчиком со сложной геометрической формой пластин.

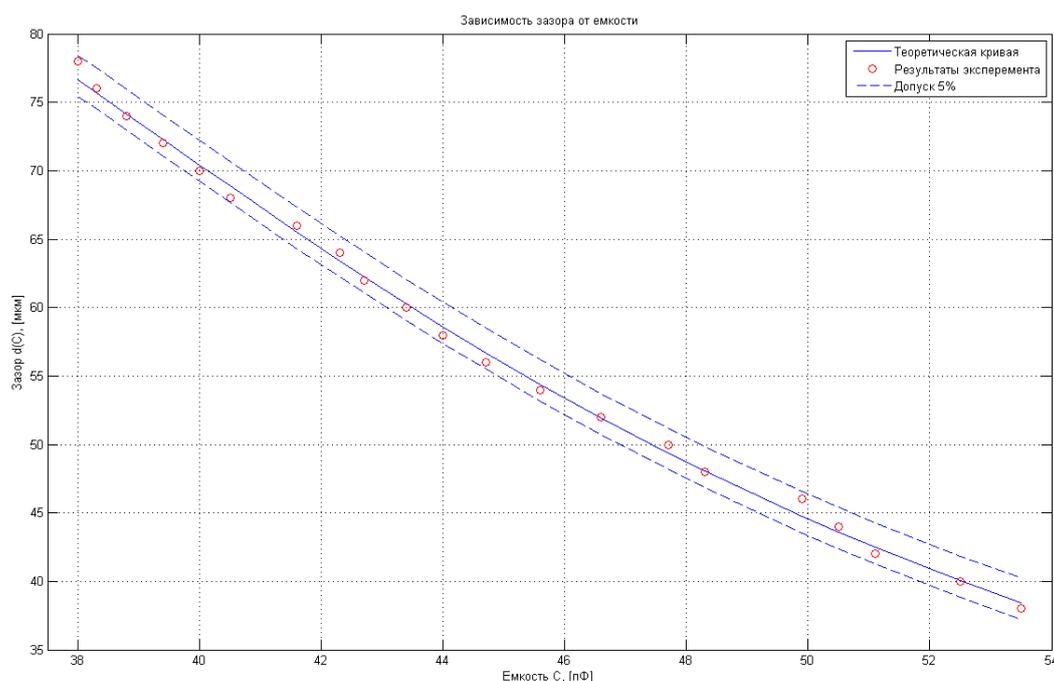


Рис. 1. Зависимость величины емкости от зазора

При разработке алгоритма и программного комплекса применялись методы математического моделирования, формулы емкостных преобразователей перемещения. Программный комплекс для приспособления оперативной проверки гиросмоторов (ОПГМ) разработан на языке программирования Microsoft Visual C/C++, представляет собой исполняемый «.exe» файл, имеет удобный графический интерфейс. В диалоговом окне программы отображен предварительный просмотр результатов в графическом и численном виде. Оператор при проведении замеров заносит необходимую информацию: заводской номер ГМ и результаты 6-ти замеров. После проведения расчета предусмотрена возможность вывода на печать и сохранения результатов в файл. Учет конструктивных особенностей датчика, «паразитных емкостей», первоначальной величины емкости реализован с использованием уравнения Стейнхарта—Харта. Объем программы 2,95 Мб.

Приспособление ОПГМ и разработанный для него комплекс программ позволяет предотвратить отказ дорогостоящего гиросприбора из-за наличия разноразмерных шаров в ш/п ГМ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. John S. Steinhart, Stanley R. Hart, Calibration curves for thermistors, Deep Sea Research and Oceanographic Abstracts, Volume 15, Issue 4, August 1968, P. 497-503.

**ПРЕЦИЗИОННАЯ КОНТРОЛЬНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ
ЦИФРОВОЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Р.Н. Сергеев

Научный руководитель: доцент, к.ф.-м.н. М.Н. Осипов

АО «РКЦ «Прогресс»,

Россия, г. Самара, ул. Земеца, 18, 443009

Самарский университет им. академика С.П. Королёва,

Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, 443087

E-mail: romansr@yandex.ru

Экспериментальная отработка прочности является основой обеспечения надежности и безопасности ракетно-космической техники (РКТ), стоимость которой доходит до 40-60% от общей стоимости всех испытаний. Высокая степень весового совершенства несущих конструкций РКТ достигается применением изотропных и анизотропных материалов, работающих в экстремальных условиях. Современный подход моделирования сложного напряжено-деформированного состояния основан на применении численных методов. Адекватность разрабатываемой численной модели определяется исходными данными. Несомненную пользу здесь окажет использование экспериментальной информации.

Экспериментальные методы должны обладать высокими метрологическими характеристиками, обеспечивать возможность измерений деформированного состояния по всей поверхности объекта исследования, иметь высокий уровень автоматизации и информационной емкости. Перечисленным требованиям наиболее полно соответствуют оптические методы исследования, в частности, методы цифровой спекл-интерферометрии. Экспериментальная информация данных методов представляет цифровое изображение с картиной интерференционных или дифракционных полос, которые связаны с величинами деформационных перемещений объекта как $\lambda/2$, где λ – длина волны излучения лазера.

Разработано оптико-электронное устройство, позволяющее регистрировать деформационные перемещения по трем координатам при воздействии вибрационных, статических и тепловых нагрузках. На рис. 1 приведен пример реализации разработанного оптико-электронного узла являющегося неотъемлемой частью контрольно-измерительной системы [1,2].



Рис. 1. Общий вид оптико-электронного узла: 1 – лазер LCS-DTL-317-50; 2 – расширитель пучка; 3 - телекамера; 4 – рабочий стол; 5 – оптическая линейка; 6 – подвижный телевизионный штатив

Ниже продемонстрированы некоторые результаты практического применения разработанной контрольно-измерительной системы. Показана возможность исследования термоупругих деформационных перемещений конструкционных материалов (Д16, пластин с сотовым наполнителем из алюминиевых сплавов) [1].

Разработана методика определения температурного коэффициента линейного расширения (ТКЛР) материала по спекл-интерферограммам (рис.2) регистрируемых температурных перемещений. Предлагаемая методика позволяет получать ТКЛР в различных направлениях в плоскости объекта исследования за один эксперимент с высокой достоверностью.

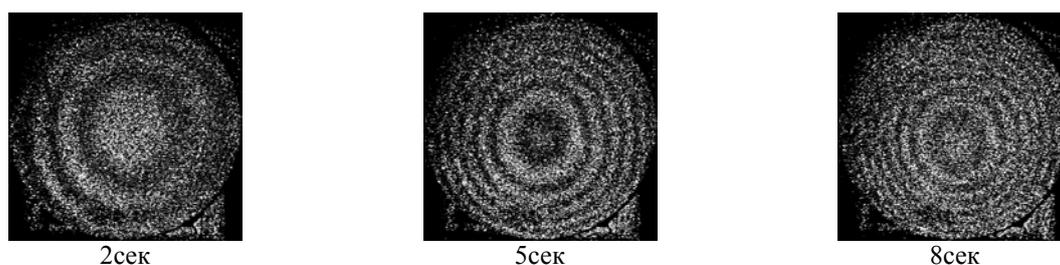


Рис. 2. Спекл-интерферограммы изгиба образца в процессе его нагрева трехслойного диска

На рис. 3 показан результат предлагаемого способа по определению собственных частот и форм колебаний прямоугольной трехслойной пластины с сотовым наполнителем. Экспериментальные результаты сравнивались с данными доплеровских виброметров PDV-100 и PSV-400-3D, а также результатами численного моделирования [2].

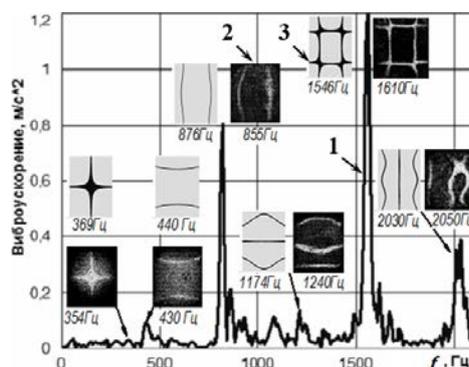


Рис.3. График частот и форм колебаний сотовой пластины: 1 – спектр собственных частот (виброметр PDV-100); 2 – спекл-интерферограммы; 3 – результаты численного моделирования

В работе рассматриваются вопросы повышения качества и расширения диапазона измеряемых перемещений методом спекл-фотографии за счет применения кольцевой апертуры [3]. Экспериментальные результаты анализа интерференционных картин восстановленных методом Юнга с двухэкспозиционной спекл-фотографией, подтверждающие теоретические расчеты показаны на рис.4аб. Повышение качества позволяет получать полосы Муара (рис. 4в), по которым можно определить величину деформаций.

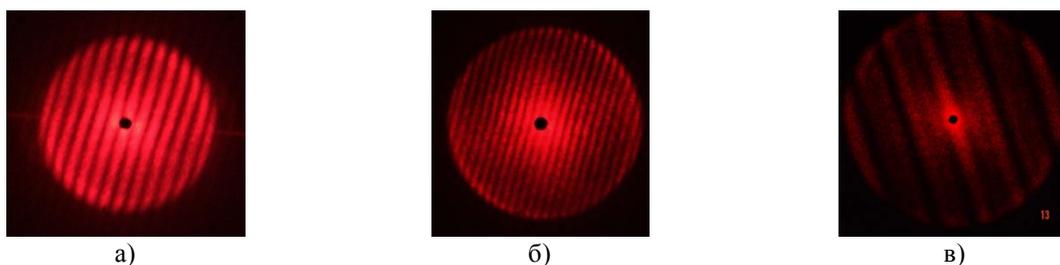


Рис. 4. Спеклограмма полос Юнга: а) с круглой апертурой; б) с кольцевой апертурой; в) картина полос Муара

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сергеев Р.Н. Применение цифрового спекл-интерферометра с непрерывным лазером для исследования неустановившихся температурных деформаций //Известия СНЦ РАН, т. 13, №4(2), 2011 – С. 628-631.
2. Shakhmatov E.V., Zhuravlev O.A., Sergeev R.N., Safin A.I. Development and application of mobile digital speckle interferometer for vibrometer model sample honeycomb//Procedia Engineering.– 2015.–V.106.– P. 247-252.
3. Osipov M.N., Sergeev R.N. Digital Speckle Photography with a Ring Aperture Diaphragm//Procedia Engineering.– 2017 – [В печати]

РЕДУКТОР НА БАЗЕ ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ЖЕСТКИМИ ЗВЕНЬЯМИ

Б.И. Иванов, В.К. Апальков, Д.Б. Смирнов
Научный руководитель: профессор, д.т.н. В.М. Никифоров
ФГУП «НПЦАП»
Россия, г. Москва, ул. Введенского, д.1, 117342
E-mail: Smirnovdb1987@yandex.ru

В устройствах приборов и систем управления широкое применение находят различные механизмы, установленные между двигателем и исполнительным органом. Быстрое развитие приборостроения и систем управления характеризуются повышением требований к точностным характеристикам их выходных параметров, а также уменьшением веса, габаритов и увеличением долговечности и надежности работы. В передаточных механизмах трудоемкими звеньями являются зубчатые колеса. Требования, предъявляемые к ним в отношении точности изготовления, значительно выросли. Вместо зубчатых колес 8 и 7-ой степени точности во многих системах требуется применение зубчатых колес 6,5 и 4-й степени точности, что приводит к значительному удорожанию производства изделий.

Проблемы изготовления и контроля деталей высокоточных зубчатых передач (цилиндрические зубчатые колеса 5-ой и 6-ой степени точности, червяки, червячные колеса, детали корпусов редукторов) касаются одного из редукторов шагового двигателя, разработанного во ФГУП «НПЦАП». К характерным особенностям данного редуктора можно отнести следующее: передаточное отношение редуктора 50; мертвый ход не более 0,0087 рад. - в конструкции применены шарикоподшипники трех типоразмеров; в конструкции применены зубчатые колеса 5-ой и 6-ой степени точности; поля допусков на расположение координат межцентровых расстояний составляют 0,01мм.

Для снижения затрат на производство и повышения качества выпускаемой продукции, была проведена работа по поиску альтернативных конструкционных и схемных решений. Критериями поиска были следующие параметры: невысокие требования по точности деталей входящих в конструкцию, малая номенклатура применяемых деталей, возможность получения больших передаточных отношений в малых габаритных размерах, пригодность к изготовлению в имеющихся производственных условиях. Наиболее перспективным и отвечающим заявленным требованиям был выбран частный случай планетарного редуктора – конический волновой редуктор с жесткими звеньями.

К преимуществам такого типа редукторов в статье «Конический волновой редуктор с жесткими звеньями» [1] относят: большое передаточное число при малых массе и габаритах; высокая кинематическая точность; почти полное отсутствие мертвого хода; достаточно высокий КПД (~75%); возможность получения эффекта самоторможения.

По результатам проведенных исследований была разработана конструкция двухступенчатого конического волнового редуктора с жесткими звеньями (рис. 1), характерной особенностью которого, является одностороннее расположение зубчатых венцов всех конических колес, данный вариант компоновки позволяет реализовывать двухступенчатый режим работы при минимальном осевом габаритном размере. В настоящее время конструкция защищена патентом №2564556.

Малогобаритный конический волновой редуктор содержит смонтированные в корпусе соосно ведущий и ведомый валы и две пары взаимодействующих между собой зубчатых конических колес, ведущим является кривошипный вал 2, наклонной оси которого вращается сборный блок, состоящий из двух конических колес жестко соединенных между собой, таким образом, чтобы зубчатые венцы располагались на одной стороне блока и один зубчатый венец 9 входил в зацепление с коническим колесом, неподвижно закрепленным на корпусе 5, а другой зубчатый венец 4 блока имел зацепление с коническим колесом ведомого вала 7. Конструкция позволяет реализовать, как одноступенчатый режим работы (для передаточных отношений до 100 ед.), так и двухступенчатый (для отношений свыше 100 ед.)

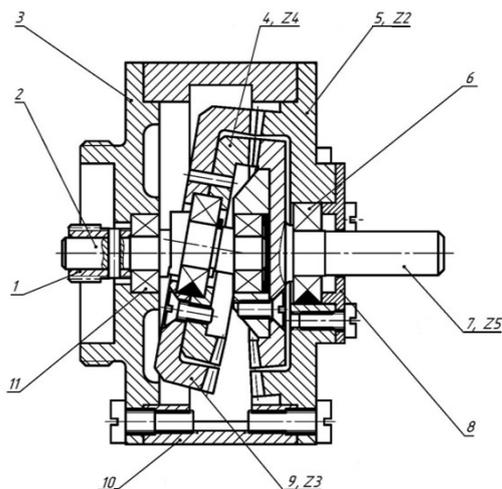


Рис. 1. Волновой редуктор с жесткими звеньями.

1 – приводное зубчатое колесо, 2 – кривошипный вал, 3 – основание, 4 – внутреннее коническое колесо, 5 – корпусное коническое колесо, 6, 11 – шарикоподшипники, 7 – колесо выходного вала, 8 – крышка, 9 – внешнее коническое колесо, 10 – кожух.

Использование жестких элементов в волновых передачах в качестве несущих звеньев позволяет получить высокую кинематическую точность с большим передаточным отношением, малым значением мертвого хода, наличием самоторможения, и позволяет повысить надежность и долговечность работы редуктора.

Для проведения испытаний разработанный редуктор был изготовлен в одних и тех же габаритах, но в трех исполнениях с разными передаточными числами: 50, 312, 2500. На базе шагового двигателя и имеющейся контрольно-испытательной аппаратуры (КИА), были проведены следующие испытания: определение мертвого хода и осевого перемещения выходного вала, передаточного отношения прикладным методом на всех исполнениях конического волнового редуктора в составе имеющийся КИА, КПД в нормальных условиях, максимального момента самоторможения, на одном образце, сравнительной проверке крутящего момента на выходном валу конического волнового и цилиндрического редуктора в составе с одним и тем же двигателем.

Результаты проведенных исследований и испытаний.

Передаточное отношение	50	312	2500
Мертвый ход, рад	Менее 0,0087	Менее 0,0087	Менее 0,0087
Осевое перемещение выходного вала, мм	Менее 0,01	Менее 0,01	Менее 0,01
Измеренный КПД, %	40	5	2
Максимальный момент самоторможения, г*см	3250	-	-
Примечание: Максимальный момент самоторможения получен при измерении КПД, т.к. при большем крутящем моменте появилось проскальзывание технологической оснастки.			

Свое применение конические волновые редукторы с жесткими звеньями могут так же найти и в механизмах приборов и систем управления, оптико-механических устройствах, в качестве кинематических и силовых приводов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.

1. Давыдов А.В., Иванов Б.И., Смирнов Д.Б., Конический волновой редуктор с жесткими звеньями // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып.6 Тула: изд-во ТулГУ 2016г. с 62-67;
2. Павлов Б.И. Механизмы приборов и систем управления. Л. Из-во «Машиностроение», 1972 г. 232 с.

СИСТЕМА СБОРА И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ (МОДУЛЬ «УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ»)

Ю.С. Сорых

Научный руководитель: заместитель генерального директора по качеству - директор по качеству Р.М. Зарипов

АО «НПО автоматики» им. академика Н.А. Семихатова,
Россия, г. Екатеринбург, ул. Мамина-Сибиряка, 145, 620075
E-mail: sorihus@mail.ru

Сбор и обобщение данных о выявленных несоответствиях, вызванных ими потерях, принятых мерах по их устранению и предупреждению, их эффективности - является важнейшей задачей для руководства организации, характеризующей эффективность деятельности предприятия.

Наличие системы сбора и обработки информации о качестве продукции на всех этапах ее жизненного цикла является главным условием эффективности функционирования системы менеджмента качества. Ведь очевидно, что если нет возможности получить информацию по результатам анализа которой можно принять решение об оказании соответствующих управляющих воздействий на процессы производства, то сократить затраты на устранение дефектов производства и повысить на этой основе его эффективность не удастся.

Модуль «Управление качеством» состоит из нескольких функциональных блоков, связанных между собой:

1. Блок «Входной контроль комплектующих изделий». Рекламационная работа с поставщиками изделий.

Автоматизированный блок «Входной контроль комплектующих изделий» производит сбор, накопление и оперативное обобщение результатов контроля получаемых комплектующих изделий. Файл базы данных блока имеет следующую структуру: наименование и обозначение изделия, заводской номер (номер партии), дата изготовления, этап и дата проведения проверки, отказавшие изделия, фамилия контролера и т.д. К началу проведения испытаний автоматически формируются сопроводительные документы (протокол испытаний, упаковочный лист и т.д.). В случае регистрации выявления несоответствия автоматически формируются необходимые документы (карта учета несоответствия, Протокол исследования). Далее проводится рекламационная работа с поставщиками: автоматически формируется уведомление поставщику, Рекламационный акт (Сообщение о неисправности), регистрируются результаты исследования и мероприятия поставщика, оформляется акт удовлетворения рекламации.

2. Блок «Производство».

Автоматизированный блок «Производство» производит сбор, накопление и оперативное обобщение результатов выявления и исследования несоответствующей продукции на этапах изготовления, испытаниях и контроля продукции. Файл базы данных блока имеет следующую структуру: наименование, обозначение изделия, дата изготовления, этап и условия выявления несоответствия, результаты исследования, причины несоответствия, мероприятия и корректирующие действия. После регистрации факта выявления несоответствия и проведения исследования несоответствия автоматически формируются необходимые документы (Технический акт, Протокол исследования, Акт о браке (затраты на НСП) и т.д.). Все электронные документы связаны между собой (один документ создается на основании другого).

3. Блок «Эксплуатация».

Автоматизированный блок «Эксплуатация» предназначен для сбора, накопления и обработки информации о качестве и работоспособности продукции, находящейся в

эксплуатации у потребителей. Файл базы данных блока «Эксплуатация» содержит следующую информацию: наименование организации-потребителя, сведения о времени эксплуатации изделия, описание и время выявления несоответствия, наименование, обозначение продукции, заводской номер, причины отказа, время восстановления работоспособности изделия и т.д. После регистрации поступления уведомления от потребителя, формируется ответ, проводится исследования несоответствия, автоматически формируются отчет по исследованию, акт исследования и регистрируется акт удовлетворения рекламации.

Схема взаимодействия блоков модуля приведена на рисунке 1.

Внедрение модуля «Управление качеством» позволит:

1. Формировать требуемый отчет в считанные секунды;
2. Обеспечить соблюдение единой технологии работы цехов;
3. Обеспечить хранение данных;
4. Осуществлять автоматизированный контроль выполнения мероприятий, корректирующих действий;
5. Осуществлять автоматизированный контроль проведения рекламационной работы с поставщиками и потребителями продукции.

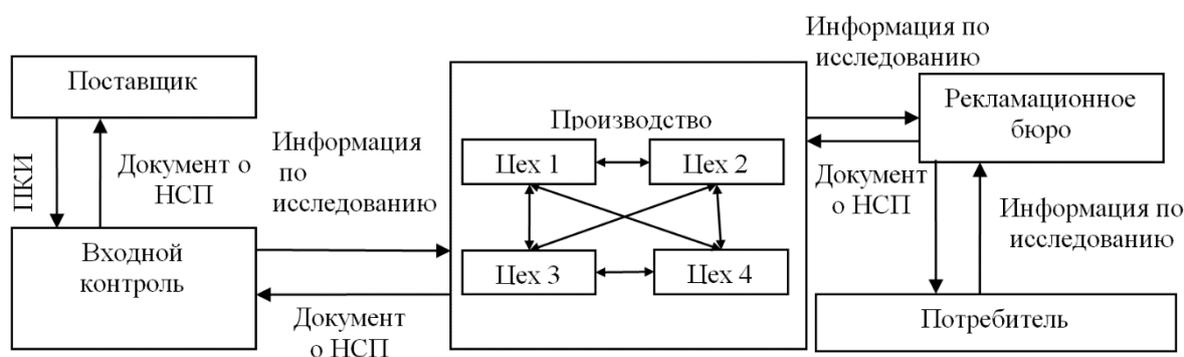


Рис. 1. Схема взаимодействия блоков модуля «Управление качеством»

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Управление качеством продукции. Справочник. – М.: Издательство стандартов, 1985. - 464 с.
2. Ефимов В.В., Барт Т.В. Статистические методы в управлении качеством продукции. – Ульяновск: УлГТУ, 2003. – 134 с.
3. В.В. Ильин. Система управления качеством. Российский опыт. – М.: Интермедиа, 2015. – 222 с.

**РАЗЛИЧНЫЕ СПОСОБЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ БЕЗОПАСНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ
УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ С КОНЦЕНТРАТОРОМ НАПРЯЖЕНИЙ
И ПОВРЕЖДЕННОСТЬЮ, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕЙ ПОД ДЕЙСТВИЕМ
ЦИКЛИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ**

В.А. Туркова

Научный руководитель: профессор, д.ф-м.н. Л.В. Степанова

АО «РКЦ «Прогресс»,

Россия, г. Самара, ул. Земеца, 18, 443009

E-mail: turkovava@samsu.ru

Многие элементы конструкций в реальных условиях функционируют за пределом упругости, в условиях пластического течения и ползучести. Известно, что для таких конструкций, подверженных действию периодического нагружения, реализуются три различных типа асимптотического поведения: приспособляемость, когда конструкция ведет себя упругим образом после большого числа циклов нагружения; циклическая пластичность, когда реализуется пластическая деформация разных знаков; и рэтчетинг – явление накопления пластических деформаций с течением времени, ведущих к разрушению конструкции [1].

При проектировании безопасным режимом считается приспособляемость, рэтчетинга же следует избегать. В связи с этим обстоятельством, потребность в знании асимптотического поведения неупругого тела после большого числа циклов нагружения на ранних стадиях проектирования является актуальной [2].

В рамках настоящей работы осуществляется пошаговое нагружение упругопластической пластины с отверстиями разных конфигураций с целью выявления различных асимптотических режимов поведения и определения нагрузок, ведущих к реализации режимов приспособляемости, циклической пластичности и рэтчетинга. Реализация и исследование асимптотических режимов (в целях относительной простоты и быстроты расчетов и возможности проверки полученных результатов теорией) проводятся на примере простой конструкции – квадратной пластины с центральным отверстием двух конфигураций: эллиптическим и круглым. Рассмотрим случаи, когда пластина выполнена из меди, различной по своим механическим свойствам (3 варианта). Пластина подвержена действию двухосной нагрузки, причем по одной из осей она циклическая. Рассматриваемое нагружение описывается соотношениями: $P_x = k_1 \sigma_y$, $P_y(t) = k_2 \sigma_y \sin^2(\pi t/T)$, где σ_y – предел пропорциональности материала; k_1, k_2 – коэффициенты пропорциональности, позволяющие варьировать амплитуду приложенной нагрузки.

Была проведена серия расчетов асимптотического состояния конструкции, где коэффициенты пропорциональности величины приложенной нагрузки (k_1, k_2) варьировались в диапазоне от 0.5 до 1.3. Величина приложенной нагрузки (P_x, P_y) по осям изменялась от 300 кН/м² до 750 кН/м² в различном соотношении.

В результате изменения величины нагрузки для исследуемой упругопластической пластины были выявлены все три возможных асимптотических режима поведения и определены нагрузки и их соотношение по осям x и y , ведущие к смене режима работы конструкции.

Полученные в результате проведенных конечно-элементных расчетов данные были обобщены и оформлены в виде диаграммы, на которой определены области нагрузок для трех материалов, соответствующие тому или иному типу асимптотического поведения пластины. Тип поведения всей конструкции определялся по типу поведения наиболее деформированного элемента пластины. Положение элемента варьировалось в зависимости от конкретного варианта приложенной нагрузки. Данная диаграмма (рисунок 1а) позволяет определить для конструкции те величины нагрузок, при которых ее работа будет безопасной, то есть будет реализовываться режим приспособляемости, и, тем самым, избежать опасных режимов работы.

Для разных материалов пределы приспособляемости, знакопеременной пластичности и прогрессирующего пластического течения различны, но качественная картина областей является подобной для всех трех рассмотренных материалов. Пользуясь данным наблюдением, можно ввести в рассмотрение безразмерные параметры: $\pi_1 = P_1/\sigma_B$, $\pi_2 = P_2/\sigma_B$ и построить диаграммы P_1 и P_2 на плоскости π_1, π_2 для всех трех материалов. Результаты изображены на рисунке 1б.

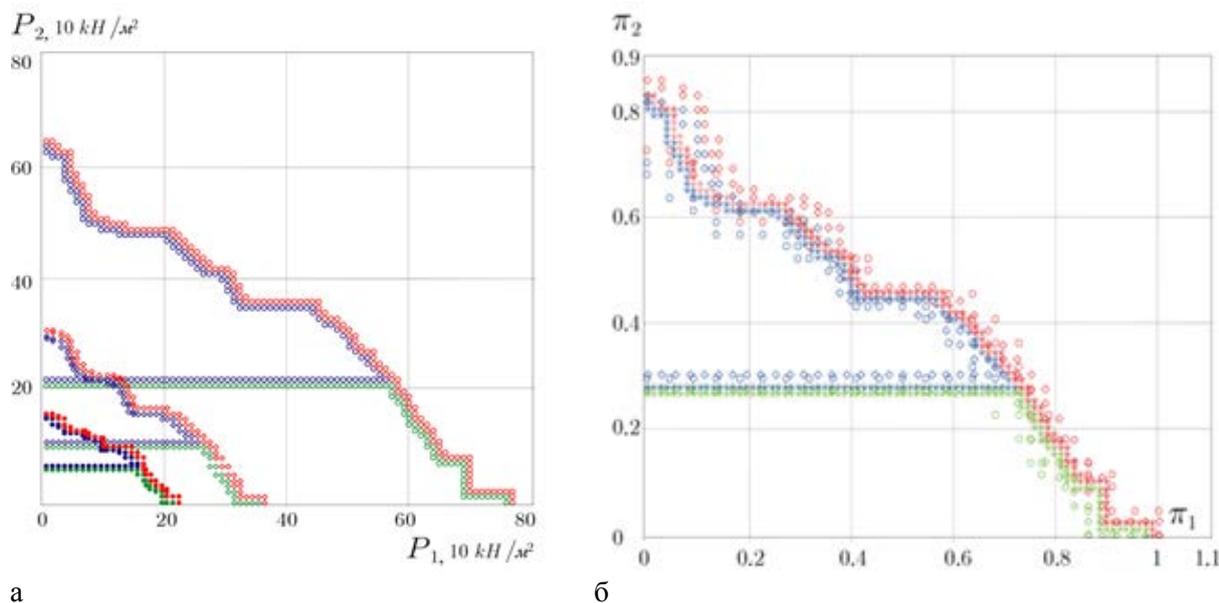


Рис. 1. Результаты численного анализа: а - диаграмма областей нагрузок, отвечающих различным режимам асимптотического поведения пластины; б - обобщенная диаграмма областей нагрузок, отвечающих различным режимам асимптотического поведения пластины. Красным цветом обозначены пределы значений нагрузок для рэтчетинга, синим – циклической пластичности и зеленым – приспособляемости.

Видно, что все кривые, обозначающие границы областей асимптотических состояний, совпадают и ложатся на единую кривую. В координатах π_1, π_2 все расчетные точки, полученные в ходе вычислительного эксперимента, легли на единую кривую.

Таким образом, проведенный вычислительный эксперимент обнаружил независимость характерных областей на диаграмме от механических свойств материалов [3]. Следовательно, нет необходимости проводить многочисленные расчеты для каждого отдельно выбранного материала. За счет выбранной нормировки все вычислительные диаграммы, соответствующие отдельным материалам, укладываются в одну общую кривую с минимальным разбросом точек. Удобство обобщенной диаграммы заключается в возможности получения асимптотического поведения неупругой конструкции для материалов, для которых не производились объемные компьютерные вычисления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Stolz C. Optimal control approach in nonlinear mechanics// C.R. Mecanique. –2008. – № 1-2. – 238-244 с.
2. Vetyukov Y. Nonlinear mechanics of Thin-walled structures. Asymptotics, direct approach and numerical analysis. – Berlin: Springer, 2014. – 272 с.
3. Туркова В.А., Степанова Л.В. Различные режимы циклического нагружения неупругой пластины: конечно-элементный анализ двухосного нагружения упругопластической пластины с эллиптическим вырезом // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2016. – №3, 207-221 с.

РАЗРАБОТКА СПЕЦИАЛЬНЫХ СВАРОЧНЫХ ГОЛОВОК НОВОЙ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СВАРКИ ПНЕВМОГИДРОСИСТЕМ РН И КА Ø 25-45 И 45-70 ММ

С.А. Чичков, А.В. Смирнов

Научный руководитель: к.т.н., В.И. Кулик

ФГУП «НПО «Техномаш», Россия, г. Москва, 3-й проезд Марьиной Рощи, д.40, а/я 131, 127018

E-mail: libr2006@yandex.ru

Во всех изделиях ракетно-космической техники (РКТ) имеется значительная протяженность трубопроводов сложной конфигурации из сталей и алюминиевых сплавов, для монтажа которых необходимо специальное малогабаритное оборудование для орбитальной сварки в неповоротном положении. В отделении сварки ФГУП «НПО «Техномаш» для обеспечения производства новых изделий РКТ и технического перевооружения предприятий отрасли продолжается разработка и совершенствование специализированного автоматического сварочного оборудования, а также систем управления и технологий различных видов сварки. Автоматическая сварка успешно применяется при производстве самых современных космических аппаратов, жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), корпусов и систем ракет-носителей (РН) и космических аппаратов (КА). Основные общие технические требования к разрабатываемому оборудованию:

- обеспечение и воспроизводимость технологических параметров;
- учёт особенностей техпроцесса сварки пневмогидросистем РКТ;
- простота и удобство использования и управления;
- высокое качество сварных швов;
- стабильная воспроизводимость качества.

Разрабатываемая научно-техническая продукция должна соответствовать требованиям российских и международных стандартов и быть конкурентоспособной на внутреннем и внешнем рынках. В рамках договора по созданию комплексов современного специального сварочного оборудования разработаны сварочные головки типоразмеров 25-45 и 45-70, (рис.1, рис.2) представляющие собой новое поколение оборудования этого класса. Их конструкция была заново разработана с учётом современных требований для сварки пневмогидросистем малого и среднего диаметра из сталей и алюминиевых сплавов в стеснённых условиях, имеет максимально малые габариты и широкий набор регулировок, позволяющий воспроизводить необходимые технологические параметры, также целью стало устранение недостатков предшествующих конструкций. В таблице приведены основные характеристики головок.

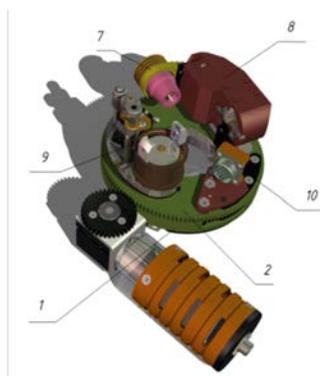


Рис. 1. 3D-модель ГНС 25-45 в закрытом состоянии с установленным приводом

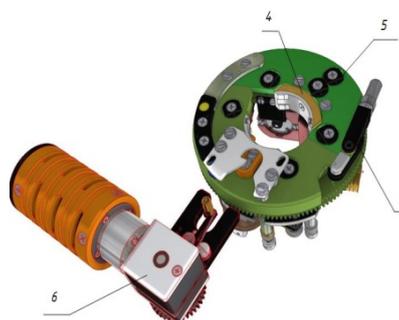


Рис. 2. 3D-модель ГНС 25-45. Вид снизу со снятым приводом

Таблица 1. Технические характеристики головок ГНС 25-45 и ГНС 45-70

Модель сварочной головки	ГНС 25-45	ГНС 45-70
Наружный диаметр свариваемого стыкового соединения, мм	25-45	45-70
Установочная база, мм	33	33
Максимальный радиус вращающихся частей, мм	65,5	81
Максимальная ширина вращающихся частей, мм	62	62
Диаметр вольфрамового электрода, мм	1,5; 2	1,5; 2
Диаметр присадочной проволоки, мм	0,8; 1,2; 1,6	0,8; 1,2; 1,6
Величина радиального перемещения горелки, мм	10	12,5
Максимальная амплитуда осевого перемещения горелки, мм	±10	±10
Скорость сварки, м/ч	до 25	до 25
Максимальный сварочный ток в импульсе, А	100	100
Программное управление	есть	есть
АРНД	есть	есть
Поперечные колебания горелки	есть	есть
Охлаждение горелки	воздушное	воздушное
Габариты (угловой вариант привода, ШхДхВ), мм	175х195х105	203х208х105
Габариты (прямой вариант привода, ШхДхВ), мм	131х280х105	161х306х105
Масса, кг	1,7	2,0

Конструкторские решения, реализованные в этих головках, позволяют совмещать движения установка на трубу и закрепления головки на ней; обеспечивают минимальные габаритные размеры и установочная база планшайбы; позволяют обойтись без системы паразитных зубчатых колес для вращения планшайбы; при этом также не требуется ни съёмный замыкающий сектор планшайбы, ни сдвоенная планшайба; благодаря замкнутой конструкции минимизирован риск заклинивания и температурных деформаций во время сварки; обеспечивается надёжное вращение планшайбы на равномерно распределённых опорах качения; благодаря новой схеме размещения кабелей питания и управления ни одна кабель не проходит через горелку, при этом высока степень использования полезной площади планшайбы под функциональные узлы устройства.

Головки полностью удовлетворяют требованиям ОСТ 92-1602 (в таких параметрах, как радиус вращающихся частей, максимальная ширина вращающихся частей, установочная база и др.), который является отраслевым стандартом в разработке орбитальных сварочных головок в космической отрасли. При этом вес и трудоёмкость изготовления уменьшена в 2,5-3 раза благодаря преимущественному применению высокопрочного алюминиевого сплава взамен титанового. Некоторые размеры уменьшены в 1,5-2 раза по сравнению с предыдущей головкой данного типоразмера. Головку удобно и просто установить на трубе в большинстве труднодоступных мест, в стеснённых условиях монтажа. Управление процессом сварки осуществляется аппаратурой управления в автоматическом режиме, что позволяет программировать и воспроизводить необходимый режим со стабильным качеством сварного шва. Поданы патентные заявки на ключевые конструкторские решения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чичков С.А. Новое поколение сварочных головок типа ГНС для сварки неповоротных стыков трубопроводов диаметром от 3 до 310 мм // Сварочное производство. - 2011. - №1.- С. 9-11.

**НАУЧНАЯ АППАРАТУРА ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ВЫСОКООДНОРОДНЫХ
И СОВЕРШЕННЫХ КРИСТАЛЛОВ ПОЛУПРОВОДНИКОВ ВЕРТИКАЛЬНЫМ
МЕТОДОМ БРИДЖМЕНА В КОСМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ**

И.А. Шикова, А.Г. Варакин, Н.В. Густинович, Б.В. Чернышев

Научный руководитель: директор-главный конструктор В.В. Абрамов

Федеральное государственное унитарное предприятие Специальное конструкторское бюро
института радиотехники и электроники Российской Академии Наук,
Россия, Московская область, г. Фрязино, пл. Введенского,4, 141190

E-mail: koko-pops14@rambler.ru

Основной целью экспериментов по росту монокристаллов в условиях космического пространства является изучение влияния микрогравитации на их рост и получение материалов с уникальными характеристиками.

Научная аппаратура «Ростовая установка» необходима для проведения следующих космических экспериментов: «Исследование процессов кристаллизации и получения кристаллов полупроводников с высокой однородностью структуры и свойств методом направленной кристаллизации» и «Выращивание полупроводников из расплавов в переменных магнитных полях», в которых ставится цель получения монокристаллов германия Ge(Ga) (германий, легированный галлием) и антимонида галлия GaSb(Te) с высокой однородностью структуры и свойств за счёт минимизации/исключения влияния возмущающих факторов микрогравитации на процессы кристаллизации.

Должны быть решены следующие научные задачи:

- На основе наземных теоретических и экспериментальных исследований подготовить и выполнить на борту МЛМ РС МКС эксперименты по выращиванию монокристаллов методом направленной кристаллизации (методом Бриджмена) в условиях приближения к диффузионному теплопереносу за счёт исключения/минимизации остаточных квазистатических и вибрационных микроускорений с помощью технологических и аппаратных средств;
- Получить образцы монокристаллов в различных микрогравитационных и технологических условиях, в том числе эталонные образцы с предельными параметрами микро- и макрооднородности структуры и свойств;
- Исследование особенностей теплопереноса в расплавах при кристаллизации полупроводников на борту МЛМ РС МКС в условиях контролируемого воздействия магнитных полей на потоки в расплаве с целью эффективного управления процессом кристаллизации на орбите и разработки надёжных методов выращивания структурно-совершенных и высокооднородных монокристаллов.

В состав научной аппаратуры «Ростовая установка» входят (рис.1):

- электронагревательная камера (ЭНК);
- блок управления и диагностики (БУД);
- пульт управления (ПУ);
- индуктор магнитного поля;
- панель монтажная;
- комплект кабелей;
- комплект сменных носителей информации.



Рис. 1. Блок-схема научной аппаратуры «Ростовая установка»

Основным научным результатом настоящего эксперимента будет получение образца кристалла германия, выращенного вертикальным методом Бриджмена в условиях микрогравитации. Образец будет использован для дальнейших лабораторных исследований с целью изучения зависимости характера кристаллической структуры, дефектов и неоднородностей от условий проведения эксперимента.

Техническим результатом будет испытание оборудования для направленного роста кристаллов полупроводников в условиях космического полёта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Б. Хонигман «Рост и форма кристаллов» - ИЛ, 1961.- 210 с.
2. В.А. Тимофеева «Рост кристаллов из растворов-расплавов» - М.: Наука, 1973.- 268 с.
3. Г. Мюллер «Выращивание кристаллов из расплава. Конвекция и неоднородности» - М.: Мир, 1991.- 143 с.
4. М.П. Шаскольская «Кристаллография» - М.: Высшая школа, 1984- 386 с.
5. А.П. Баскаков «Теплотехника» М.: Энергоатомиздат, 1991.- 224 с.

Секция №6

«НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ВЕЩЕСТВА ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ»

Председатель секции:

Псахье С.Г., директор Института физики прочности и материаловедения СО РАН.

Эксперты:

Кульков С.Н., профессор кафедры ММС ТПУ;

Тимофеев А.Н., первый заместитель генерального директора ОАО «Композит»;

Хасанов О.Л., заведующий кафедрой НМНТ ТПУ.

**КЕРАМИЧЕСКИЕ ЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ,
НАНОСИМЫЕ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВЫМ ИСПАРЕНИЕМ КЕРАМИКИ
В УСЛОВИЯХ ФОРВАКУУМА**

А.П. Андрейчик, Д.Б. Золотухин, Ю.Г. Юшков

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники,
Россия, г. Томск, пр. Ленина, 40, 634055E-mail: andreichik94@mail.ru

В мире современных материалов керамика занимает особое место, что обусловлено широким диапазоном ее физических и химических свойств. Керамические материалы обладают высокой жаропрочностью, великолепным сопротивлением окислению и коррозии, малым коэффициентом теплопроводности [1]. Эти свойства позволили керамическим материалам найти широкое применение в том числе и в авиационной и космической отраслях [2]: для тепловой защиты деталей [3], работающих при статических нагрузках, применяемых, например, для облицовки камер сгорания космических аппаратов, и для долгосрочной защиты последних от воздействия радиации [4] и др.

Наиболее полно требованиям, предъявляемым к современным керамическим материалам, удовлетворяет керамика на основе оксида алюминия Al_2O_3 . Среди методов получения керамических покрытий такого состава – газотермическое напыление, вакуумно-дуговое нанесение. Однако они требуют либо громоздкого и дорогостоящего оборудования, либо оказываются малоэффективными за счет относительно небольшой скорости роста покрытий и их неоднородности. Альтернативой данным методам является электронно-лучевое испарение керамической мишени с последующей конденсацией паров на изделии. Метод выгодно отличается простотой реализации процесса, высокими скоростями осаждения, возможностью регулирования параметров нанесения в широких пределах. Как правило, процесс осуществляется при рабочих давлениях, не превышающих 10^{-2} Па, но при таких низких давлениях во время обработки пучками электронов с энергиями в несколько килоэлектронвольт диэлектрических мишеней происходит их зарядка, приводящая к существенному снижению энергии электронного пучка. Это обстоятельство делает невозможной эффективную передачу энергии пучка обрабатываемому материалу. Предлагаемый метод позволяет решить такую проблему. При давлениях 1–100 Па в области транспортировки электронного пучка генерируется плотная пучковая плазма с концентрацией 10^{10} – 10^{11} см⁻³. Ионы этой плазмы обеспечивают нейтрализацию заряда изолированной мишени и открывают возможность непосредственной электронно-лучевой обработки непроводящих диэлектриков без создания специальных условий для нейтрализации зарядки ее поверхности.

Эксперименты по нанесению керамических покрытий в форвакуумной области давлений проводились на экспериментальной установке, внешний вид которой приведен на рис. 1.

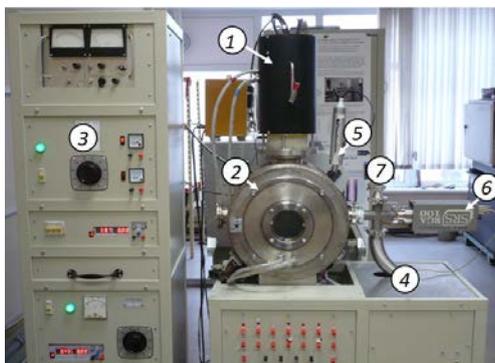


Рис. 1. Экспериментальная установка: 1 – форвакуумный источник электронов, 2 – вакуумная камера, 3 – блок электропитания, 4 – патрубок для откачки квадрупольного масс-спектрометра RGA-100, 5 – термопарный вакуумметр, 6 – квадрупольный масс-спектрометр RGA-100, 7 – фланец для ионизационного вакуумметра ПМИ-2.

Исследования микроструктуры образовавшейся на поверхности подложек пленки и ее элементного состава проводились на растровом электронном микроскопе ТМ-1000 (Hitachi, Япония), оснащённом системой энергодисперсионного микроанализатора SwiftED (Bruker, Германия). Толщина тонких пленок (до 1 мкм) определялась с помощью интерференционного микроскопа МИИ-4 по стандартной методике. Для более толстых пленок использовался трехмерный бесконтактный профилометр (Micro Measure 3D Station) с диапазоном измерения до 80 мкм.

Типичный результат осаждения керамического покрытия на подложку (титановую фольгу) предлагаемым методом приведен на рис. 2.

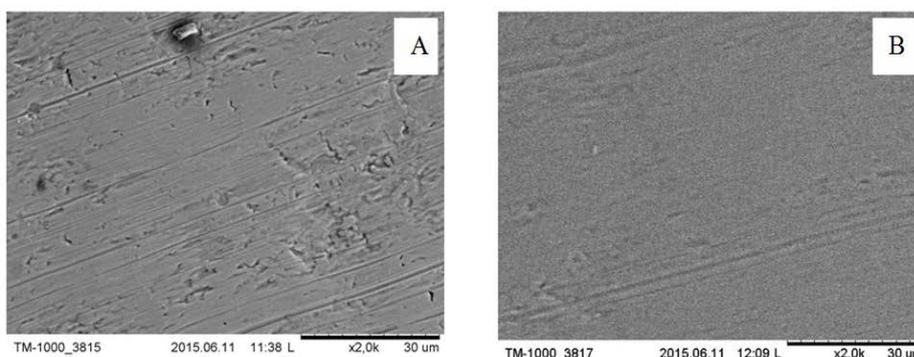


Рис. 2. Снимок поверхности
(А – исходный образец, титановая фольга, В – нанесенный слой керамики)

Как видно из рис. 2А, на поверхности исходного образца присутствуют следы проката, которые остаются после технологического процесса при изготовлении фольги. На рис. 2В представлен тот же образец, уже с нанесенным покрытием из алюмооксидной керамики. Видно, что поверхность образца значительно сглаживается в результате заполнения пор и дефектов подложки материалом распыляемого образца. Профилометрический анализ показал, что на исходном образце амплитуда неровности по глубине составляет порядка 1,2 мкм, а в результате осаждения покрытия она снизилась до 0,8 мкм, т.е. более чем на 30 %. Ширина пиков также уменьшилась более чем на 60 %, что говорит об уменьшении шероховатости поверхности.

Таким образом, в работе продемонстрирована возможность синтеза однородных керамических покрытий на основе Al_2O_3 электронно-лучевым способом в условиях форвакуума. Тем самым сформирован своеобразный задел для дальнейшего создания новой технологии осаждения защитных покрытий, способных решить целый спектр проблем на пути к безопасному функционированию изделий авиакосмической техники.

Работа поддержана грантом РФФИ №16-38-60059 мол_а_дк.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Волочко А.Т. Огнеупорные и тугоплавкие керамические материалы. – Минск: Белорусская наука, 2013. – 386 с.
2. Сердобинцев Ю.П. Обзор и анализ применения керамических материалов в различных отраслях промышленности [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.science-education.ru/115-12085>. – 31.08.17.
3. Максимов В.Г. Высокотемпературная керамическая теплоизоляция (обзор) // Новости материаловедения. Наука и техника. – 2015. – № 6. – С. 72–78.
4. Безродных И. П. Радиационные эффекты в космосе. – М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ». – 2013. – 217 с.

**ПОЛУЧЕНИЕ КАРБИДА КРЕМНИЯ В ПЛАЗМЕ ДУГОВОГО РАЗРЯДА
ПОСТОЯННОГО ТОКА**

О.А. Болотникова

Научный руководитель: к.т.н., А.Я. Пак

Национальный исследовательский Томский политехнический университет,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: bolotnikovaoa@gmail.com

Карбид кремния благодаря ряду физико-механических, физико-химических и электрофизических свойств привлекает внимание множества исследователей во всем мире. Помимо известных ранее свойств, таких как высокая твердость, высокая теплопроводность, коррозионная и радиационная стойкость, обнаружены и интересные оптические и биологические характеристики [1, 2]. Одним из перспективных направлений применения карбида кремния является создание композитных высокотемпературных материалов для аэрокосмической отрасли [3], в частности материал на основе углеродных волокон и карбида кремния (SiC/C) может быть основой теплового барьера корпуса перспективных космических аппаратов многократного использования [4]. С одной стороны, покрытие из карбида кремния повышает стойкость к окислению углеродных волокон [6]; с другой стороны, углеродные волокна могут применяться в качестве армирующей добавки при создании SiC-керамики с повышенной трещиностойкостью [7].

С целью реализации процесса электродугового синтеза был собран лабораторный экспериментальный плазмохимический реактор постоянного тока (рис. 2.). В качестве источника электропитания использовался выпрямительно-инверторный сварочный трансформатор марки Condor Colt 200 с диапазоном рабочих токов от 20 А до 200 А, с возможностью плавного регулирования. При помощи силовых линий связи к источнику питания подключались графитовые электроды, формирующие разрядный промежуток. Дуговой разряд инициировался кратковременным соприкосновением электродов; рабочие ток и напряжение фиксировались в процессе рабочего цикла при помощи вольтметра и амперметра. Разряд генерировался в герметичном графитовом реакторе объемом не более 250 мл; реактор был заполнен атмосферным воздухом при давлении 0.5. атм. Непосредственно перед рабочим циклом системы в зону формирования дугового разряда закладывалась смесь углеродных волокон и кремния (Si/Свол) в массовом соотношении Si:Свол =2:1. Углеродные волокна со средней длиной 100-150 мкм и толщиной около 10-15 мкм предварительно прогревались в вакуумной печи при температуре 1600 °С в течение 30 минут. Кремний в виде порошка смешивался с углеродными волокнами в шаровой мельнице (при помощи емкости и шаров из нитрида кремния) в течение 5 минут.

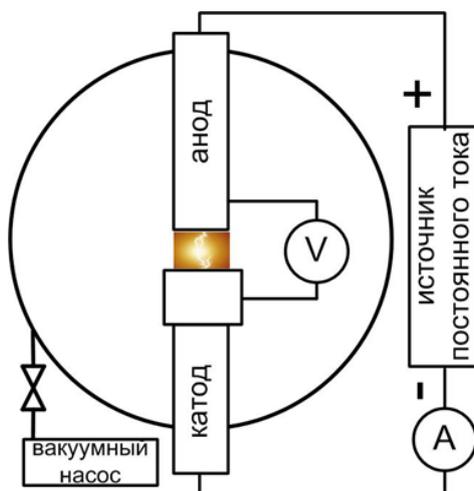


Рис. 1. Схема установки

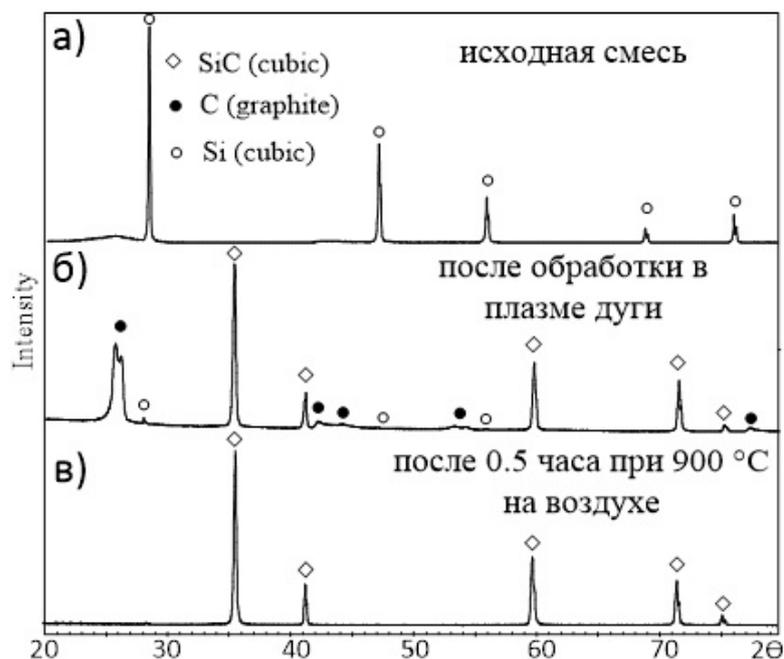


Рис. 2. Картины рентгеновской дифракции ($\lambda=1,54060 \text{ \AA}$):

а) исходной смеси кремния и углеродных волокон; б) продукта, полученного в плазме электрической дуги постоянного тока; в) очищенного от углеродных примесей при температуре 900 °C карбида кремния

На рисунке 2 представлены картины рентгеновской дифракции исходной смеси углеродных волокон и кремния (рис. 2а), а также полученных в процессе проведения серии экспериментов продуктов (рис. 2б, в).

По совокупности представленных данных можно сделать вывод о возможности получения композитного дисперсного материала на основе углеродных волокон и кубической фазы карбида кремния в плазме дугового разряда постоянного тока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андриевский Р.А.. Микро- и наноразмерный карбид бора: синтез, структура и свойства. Успехи химии №78.2009.
2. Wu R., Zhou K., Yue CY, Wei J, Pan Y. Recent progress in synthesis, properties and potential applications of SiC nanomaterials. *Progr. Mater.Sci.* V 72. 2015. P. 1-110.
3. Leleu F., Ph. Watillon, Moulin J., Lacombe A., Ph. Soyris. The thermos-mechanical architecture and TPS configuration of the pre-X vehicle. *Acta Astronautica.* V 56. 2005. P. 453 – 464
4. Pichon T., Barreateau R., Soyris P., Foucault A., Parenteau J.M., Prel Y. CMC thermal protection system for future reusable launch vehicles: Generic shingle technological maturation and tests. *Acta Astronautica.* 2009. V. 65. P.165 –176
5. Jiménez C., Mergia K., Lagos M., Yialouris P., Agote I., Liedtke V., Messolaras S., Panayiotatos Y., Padovano E., Badini C., Wilhelmi C., Barcena J. Joining of ceramic matrix composites to high temperature ceramics for thermal protection systems. *Journal of the European Ceramic Society.* 2016. V. 36. P.443-449
6. Prakash J., Dasgupta K., Kumar B., Ghosh S., Chakravarty J.K. Role of SiC nanowire coating on oxidation behavior of carbon fibers: Kinetic and thermodynamic study. *Surface & Coatings Technology.* 2014. V. 259. P. 637–646
7. Agarwal S., Sarkar S., Das M., Dixit A. Tribo-mechanical characterization of spark plasma sintered chopped carbon fibre reinforced silicon carbide composites. *Ceramics International.* 2016. V 42. P.18283-18288
8. Lee Y.-J. Formation of silicon carbide on carbon fibers by carbothermal reduction of silica. *Diamond and Related Materials.* 2004.V. 13. P.383–388

**РАЗРАБОТКА СПОСОБА ОЧИСТКИ ГАЗОВОЙ СРЕДЫ В ПРОЦЕССЕ
ВЫРАЩИВАНИЯ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ МОНОКРИСТАЛЛОВ**

Н.О. Голубовская

АО «Красноярский машиностроительный завод»

Россия, г. Красноярск, пр. им. газеты «Красноярский рабочий», 29, 660037

E-mail: NOGolubovskaya@gmail.com

В настоящее время германий является ключевым материалом для широкого спектра полупроводниковых приборов. Из него изготавливаются подложки для фотоэлектрических преобразователей, применяемых в солнечных батареях (прежде всего, космического базирования), радиационно-стойких интегральных микросхем драйверов, предназначенных для применения в бортовом оборудовании космических аппаратов и транспортных космических кораблей [1, 2]. Нарушение структурного совершенства монокристалла германия приводит к изменению свойств монокристаллического германия, выращиваемого методом Чохральского, и, как следствие, затрудняет применение его для данного рода приборов. Основными типами ростовых дефектов, оказывающих влияние на его свойства, являются дислокации и примесные атомы. Дислокации служат источниками оптических аномалий и снижают оптические свойства монокристаллов [3]. Одной из основных примесей, от которых зависит структурное совершенство и свойства монокристаллов германия, является кислород. Низкая концентрация кислорода порядка 10^{15} см⁻³, необходимая в кристаллах ОЧГ для производства полупроводниковых приборов, технологически очень трудно достижима и реализуется лишь при соответствующем минимальном парциальном давлении кислорода в среде выращивания и исключении контакта расплава с кварцевым тиглем [4]. В связи с этим цель работы – разработка установки для очистки газовой среды выращивания монокристаллов германия от кислорода на основе исследования взаимодействия расплава германия с кислородом. Для проведения экспериментов по определению содержания кислорода в монокристаллах германия применяли ИК-Фурье спектрометр Nicolet 380. За основу принимали стандартную методику определения содержания кислорода в кремнии. Регистрацию ИК-спектров производили в диапазоне 400 – 4000 см⁻¹, с разрешением 4 см⁻¹ и накоплением 16 спектров. Концентрацию кислорода рассчитывали по формуле, скорректированной на длину хода луча в исследуемом образце:

$$[O] = 1,05 \cdot 10^{17} \left(\frac{2,3D \cdot \cos 10,08^\circ}{d} \right),$$

где D – оптическая плотность, соответствующая «кислородному» пику; d – толщина образца; $10,08^\circ$ – угол, под которым ИК-излучение проходит через кристалл германия, $1,05 \cdot 10^{17}$ – калибровочный коэффициент, см⁻². Экспериментальная ошибка в определении концентрации кислорода не превышала 2 %. По высоте пика на волновом числе 843 см⁻¹ относительно базовой линии определена концентрация кислорода в исследуемых кристаллах германия. Концентрация кислорода в исследуемых кристаллах германия изменяется от $0,20 \cdot 10^{16}$ до $1,0 \cdot 10^{17}$ см⁻³.

Микрочастицы GeO₂ могут захватываться из расплава растущим кристаллом, образуя в нем гетерогенные включения, что приводит к нарушению однородности кристаллической структуры германия и образованию дислокаций. Растворенный кислород, в свою очередь, ухудшает электрофизические свойства кристаллов и их температурную стабильность, способствует дефектообразованию при распаде пересыщенного твердого раствора. Основной причиной «загрязнения» кристалла Ge кислородом является поступление его в расплав из газовой фазы [5]. В связи с этим рассмотрим взаимодействие остаточного кислорода в газе с расплавом германия в ходе выращивания монокристаллов в среде инертного газа. Растворимость кислорода в твердом германии при температуре плавления (1210 К) составляет $2,2 \times 10^{18}$ см⁻³ или $6,7 \times 10^{-3}$ ат. %. Его равновесный коэффициент распределения равен 0,45, растворимость O₂ в жидком Ge при данной температуре – $14,8 \times 10^{-3}$ ат. %, с повышением температуры растворимость кислорода в германиевом расплаве резко возрастает и достигает

1 ат. % при 1273 К. При температуре выращивания монокристалла (1223 К) концентрация кислорода составляет 0,2 ат. %, что соответствует мольной доле $X_{\text{O}} = 0,002$. По мере увеличения содержания кислорода в германии расплав насыщается монооксидом, при $X_{\text{O}} \approx X_{\text{GeO}} = 0,002$ достигается предел растворимости. В состоянии насыщения термодинамическая активность кислорода и соответственно монооксида германия равна единице ($a_{\text{GeO}} = 1$). Давление диссоциации монооксида германия $P_{\text{O}_2(2\text{GeO})}$, найденное по уравнению стандартного химического сродства, при указанной температуре равно $7,1 \cdot 10^{-13}$ атм ($7,1 \cdot 10^{-8}$ Па). С учетом выражений константы равновесия реакции взаимодействия германия с кислородом, а также значения давления диссоциации монооксида германия $P_{\text{O}_2(2\text{GeO})}$ при температуре 1223 К можно выразить взаимосвязь концентрации кислорода в растущем монокристалле германия с парциальным давлением O_2 в инертном газе следующим уравнением:

$$P'_{\text{O}_2(2\text{GeO})} = 17,75 \times 10^{-8} \cdot X_{\text{GeO}}^2$$

По уравнению можно определить парциальное давление кислорода в газовой фазе необходимое для получения кристаллов Ge с заданной концентрацией кислорода. Например, для выращивания монокристалла с содержанием кислорода не выше «порога» 10^{15} см^{-3} , или $X_{\text{O}} \approx X_{\text{GeO}} = 2,28 \cdot 10^{-8}$, величина $\bar{P}_{\text{O}_2} \approx P'_{\text{O}_2(2\text{GeO})}$, должна быть $\leq 9,2 \cdot 10^{-23}$ атм ($9,2 \cdot 10^{-18}$ Па).

Необходимая степень очистки аргона от кислорода может быть достигнута путем связывания кислорода в оксид магния, так как кислород имеет большое сродство к магнию. Магний, связывая кислород в тугоплавкий ($t_{\text{пл.}} = 2800$ °С) оксид магния, может понизить его концентрацию кислорода в аргоне до его парциального давления равного $2,46 \times 10^{-45}$ атм. Опыт показывает, что для достижения таких низких парциальных давлений кислорода в аргоне его необходимо многократно пропускать через пары магния, только это обеспечивает необходимый контакт молекул кислорода с атомарным магнием. Установка по очистке аргона от кислорода должна включать: баллон с аргоном, редуктор, ротаметр, камеру испарения магния, рабочую камеру, циркуляционный насос, буферную емкость для газовой среды, вакуумный насос. Порядок работы на установке следующий. Вначале открываются краны, с использованием редуктора вытесняется воздух из системы. Включается вакуумный насос. После вакуумирования системы она заполняется газом и запускается циркуляционный насос. Ротаметром устанавливается скорость циркуляции газа. На печь испарителя подается напряжение. Температура в испарителе поднимается до заданного значения. В это время подается ток на нагреватель в камере с германием. Производится необходимая работа. В течение всей работы поддерживается циркуляция газа в системе. По завершении работы с германием система разгерметизируется. Применение разработанной установки позволило снизить концентрацию кислорода в опытных образцах практически на порядок концентрация оптически активных атомов кислорода в исследуемых кристаллах германия, концентрация изменяется от $1,0 \times 10^{15} \text{ см}^{-3}$ до $8,9 \times 10^{15} \text{ см}^{-3}$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Claeys Cor L. Germanium-based technologies: from materials to devices. – Berlin [etc.]: Elsevier, 2007. – 449 p.
2. Claeys Cor L. Extended Defects in Germanium: Fundamental and Technological Aspects. – Berlin [etc.]: Springer, 2009. – 297 p.
3. Seebauer, G. Edmund Charged Semiconductor Defects: Structure, Thermodynamics and Diffusion. – Berlin [etc.]: Springer, 2008. – 294 p.
4. Depuydt B., Theuwis A., Romandic J. Germanium: From the first application of Czochralski crystal growth to large diameter dislocation-free wafers // Materials Science in Semiconductor Processing. – 2006. – Vol. 9. – № 4. – P. 437–443.
5. Вольский А.Н., Сергиевская Е.М. Теория металлургических процессов – М: Металлургия, 1968. – 244 с.

**ЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ СИСТЕМЫ Al-Si-N ДЛЯ СТЕКОЛ ИЛЛЮМИНАТОРОВ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**С.Ю. Жарков¹, Е.В. Рыбалко¹, А.В. Иванова²

Научный руководитель: профессор, д.т.н. В.П. Сергеев

¹Институт физики прочности и материаловедения СО РАН

Россия, г. Томск, пр. Академический, 2/4, 634055

²Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: retc@ispms.tsc.ru

Активное исследование ближнего и дальнего космоса и потребность совершенствовать конструкции космических аппаратов, способных работать в экстремальных условиях космоса, требуют развития новых технологий производства материалов. В космическом пространстве, удары высокоскоростных микрочастиц о поверхность космических аппаратов (КА) вызывают механические и плазменные процессы, при которых на поверхности оптических элементов КА образуется множество локальных поверхностных микроуражений – кратеров разных размеров, вызывающих деградацию оптических характеристик, а также растрескивание и возможное механическое разрушение элементов в целом [1,2]. Следовательно, одной из основных задач является разработка новых конструкционных материалов, способных защитить оптические элементы КА, в частности иллюминаторы, от воздействия метеороидов и частиц космического мусора. Одним из эффективных способов защиты может стать модификация их поверхности с помощью нанесения покрытий на основе системы AlN/Si₃N₄. Выбранная система, полученная в наноструктурном состоянии, может существенно повысить стойкость к ударному воздействию высокоскоростных микрочастиц у кварцевых стекол, применяемых в иллюминаторах КА, сохраняя их прозрачными в видимой области спектра.

Целью данной работы является исследование структурно-фазового состояния и механических свойств покрытий на основе Al-Si-N, осажденных методом импульсного реактивного магнетронного распыления, а также их влияния на стойкость поверхностного слоя кварцевого стекла при ударном воздействии микрочастиц железа, движущимися со скоростями 5-8 км/сек.

С помощью просвечивающей электронной микроскопии (ПЭМ) установлено, что сформированные покрытия имеют нанокристаллическую структуру, что подтверждается данными, полученными с помощью рентгеноструктурного анализа. Индифракционные картины и дифрактограммы покрытий на основе Al-Si-N свидетельствуют о наличии в покрытиях фазы AlN с параметрами решетки, $a = 0,3114$ нм и $c = 0,4979$ нм и средним размером $14,7 \pm 1,6$ нм. Исследование методом ПЭМ тонкой структуры покрытия системы Al-Si-N в поперечном сечении показало, что микроструктура изменяется по толщине покрытия. У подложки материал покрытия находится в аморфном состоянии, над ним располагается переходный слой, в котором нанозерна AlN размером менее 15 нм в виде глобул распределены в аморфной матрице. Согласно электронно-зондовому анализу при исследовании «поперечных» фольг с помощью ПЭМ локальные области в покрытиях между нанозернами AlN имеют химический состав, соответствующий нитриду кремния. Самый верхний слой покрытия имеет столбчатую структуру. Столбцы, состоящие из фазы AlN, растут в направлении нормальном к поверхности подложки, начиная от переходного слоя вплоть до поверхности покрытия. Между столбцами имеются прослойки из аморфного нитрида кремния. Средний размер поперечного сечения столбцов совпадает в пределах экспериментальной погрешности со средним размером зерен, определенным ранее на «продольных» фольгах.

Механические характеристики покрытий Al-Si-N и кварцевой подложки показаны в таблице 1. Видно, что кварцевое стекло с нанокompозитным покрытием системы Al-Si-N имеет более высокую величину микротвердости H_m , модуля упругости E^* и коэффициента упругого восстановления материала k_y по сравнению с кварцевой подложкой без покрытия.

Таблица 1. Средние величины механических характеристик исследуемых образцов, плотность кратеров на их поверхности

Образец	H_m , ГПа	E^* , ГПа	k_y	$\rho \cdot 10^6$, м ⁻²
Кварцевая подложка без покрытия	$9,9 \pm 0,1$	$72,6 \pm 0,3$	$0,61 \pm 0,03$	$9,8 \pm 0,9$
Кварцевая подложка с покрытием Al-Si-N	$31,2 \pm 2,4$	$258,1 \pm 3,2$	$0,88 \pm 0,04$	$3,6 \pm 0,3$

Известно, что при воздействии высокоскоростных частиц на поверхности образца ударная волна возникает и проникает глубоко в материал. В результате кратер формируется в пятне воздействия на поверхности подложки. Рис. 1 показывает изображения кратеров, сформированных на поверхности образцов в результате подвергания потоку микрочастиц железа высокой скорости.

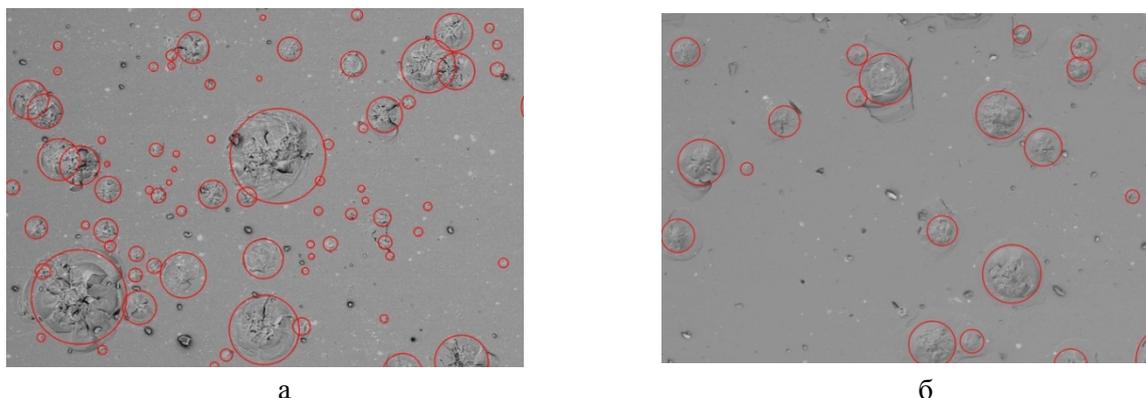


Рис. 1. РЭМ-изображения кратеров, сформированных на поверхности образцов под воздействием высокоскоростного потока микрочастиц Fe: а – кварцевая подложка без покрытия, б – кварцевая подложка с покрытием на основе Al-Si-N (размеры показанных участков поверхности образцов $1,74 \times 1,23$ мм, кратеры обведены красными окружностями)

Можно видеть, что кратеры, сформированные в поверхностном слое кварцевых образцов как с покрытиями, так и без них, имеют форму, характерную для хрупких материалов. Есть большое количество кратеров, имеющих различный размер (рис. 1а) на поверхности исходного кварцевого стекла. На кварцевой подложке с защитным покрытием Al-Si-N число кратеров значительно уменьшается (рис. 1б). Этот факт также подтвержден результатами оценки поверхностной плотности кратеров ρ , показанными в таблице 1.

Экспериментально установлено, что осаждение покрытий Al-Si-N уменьшает в ~ 3 раза поверхностную плотность кратеров, образующихся на кварцевой подложке при ударном воздействии микрочастиц железного порошка средним размером 60 мкм, движущихся со скоростью 5-8 км/сек. Эффект объясняется изменением структуры, фазового состава и механических свойств поверхностного слоя кварцевого стекла при нанесении на него твердого нанокompозитного покрытия с градиентной структурой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Silverman E.M. Space. Environmental Effects on Spacecraft: LEO Materials Selection Guide, NASA Contractor Report 4661, Part 1, August 1995, pp.116.
2. Новиков Л.С. Воздействие твердых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты. Учебное пособие. – М.: Университетская книга, 2009. – 104 с.

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ
ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ
В СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Т.О. Зинченко

Научный руководитель: профессор, д.т.н. Е.А. Печерская
Пензенский государственный университет,
Россия, г. Пенза, ул. Красная, 40, 440000
E-mail: scar0243@gmail.com

Система энергоснабжения космического аппарата (система энергопитания, СЭП) — система космического аппарата, обеспечивающая электропитание других систем, является одной из важнейших систем, во многом именно она определяет геометрию космических аппаратов, конструкцию, массу, срок активного существования. Выход из строя системы энергоснабжения ведёт к отказу всего аппарата. На сегодняшний день Солнечная батарея в космосе является единственным источником выработки необходимого количества электроэнергии. При этом у солнечных элементов обнаружены такие недостатки, как высокая стоимость и в случае использования солнечных батарей на околоземной орбите, сказывается влияние радиации на материал изготовления фотоэлемента. Благодаря такому негативному влиянию происходит изменение структуры солнечных элементов, что влечет снижение выработки электроэнергии.

В связи с этим актуальной задачей является разработка недорогой, простой в управлении технологической установки для получения защищенных от радиации функциональных тонкопленочных покрытий для солнечных элементов.

Оптические и электрические свойства ППП зависят от технологии получения, выбор которой, как правило, связан с учетом оптимального функционирования покрытия для конкретного использования при сведении к минимуму затрат на производство. Нанесение металлооксидных покрытий можно выполнить физическими или химическими методами, а также их комбинациями. Традиционные методы, к которым относят термическое вакуумное осаждение, магнетронное распыление, импульсно-лазерное осаждение, химическое парофазное осаждение, осложнены использованием вакуума, дорогостоящего технологического оборудования и не просты для промышленной реализации. Спрей-пиролиз является наиболее подходящим под эти требования методом, поскольку обладает следующими преимуществами: простота; низкая стоимость; возможность варьирования свойств ППП путем изменения режимов их нанесения; большая поверхность зоны покрытия; потенциал для массового производства. [2] Для получения прозрачного проводящего оксида использовался диоксид олова, легированный сурьмой, т.к. этот материал, большего всего подходит для получения такого вида покрытий. SnO₂ достаточно устойчив к атмосферным условиям, химически инертен и может противостоять высокой температуре, имея высокую проводимость и прозрачность.

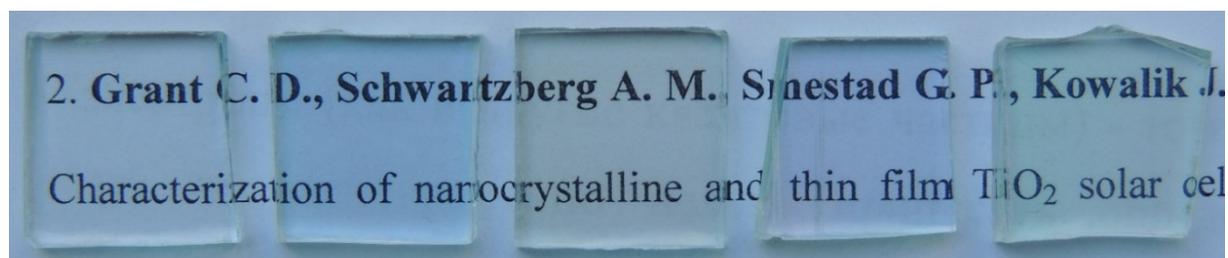


Рис. 1. Фотография образцов с покрытием SnO₂+Sb

После получения образцов, были получены различные параметры и свойства получаемых покрытий [3]. Для защиты от радиации осуществлено внедрение по границам пленки в приповерхностную область водорода и нитрида бора. Это позволит увеличить защиту от

радиационных эффектов солнечных элементов, поскольку данные элементы снижают поток протонов и число генерируемых нейтронов в фотоэлементе.

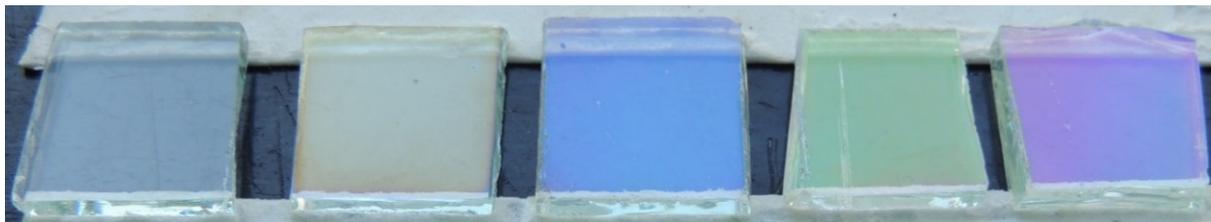


Рис. 2. Фотография образцов с покрытием SnO₂+Sb с внедрением H + BN

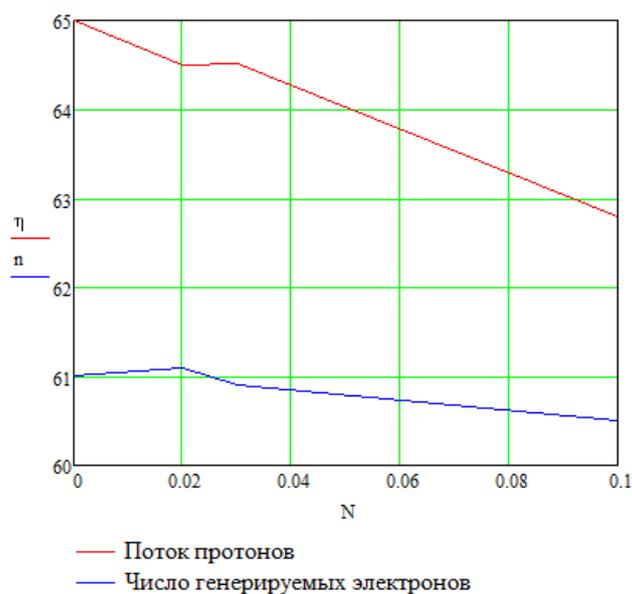


Рис. 3. Зависимость коэффициента ослабления потока протонов и числа генерируемых нейтронов от концентрации H и BN

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуцин В. Н. Системы энергопитания // Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 2003. — С. 217—241. — 272 с. — 1000 экз. — ISBN 5-217-01301-X.
2. Кондрашин В. И., Рыбакова Н. О., Ракша С. В., Шамин А. А., Николаев К. О. Прозрачные проводящие покрытия на основе оксидов металлов. Технологии получения, свойства и области применения // Молодой ученый. — 2015. — №13. — С. 128-132.
3. Определение толщины тонких оптически прозрачных пленок SnO₂ конвертным методом / В. И. Кондрашин // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. - 2016. - № 2 (38). - С. 93101.

СЖИГАНИЕ ИЛИ МЕЛКОЕ ДИСПЕРГИРОВАНИЕ СТВОРОК ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЗА СЧЕТ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ПОДВОДА ТЕПЛА ПРИ ДВИЖЕНИИ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА

Д.Ю. Давыдович, М.М. Дронь, К.И. Жариков, Ю.В. Иордан
Научный руководитель: профессор, д.т.н. В.И. Трушляков
Омский государственный технический университет,
Россия, г. Омск, пр. Мира, 11, 644050
E-mail: iordanyuliya@gmail.com

Падение створок головных обтекателей (СГО) в выделенные районы поверхности Земли служит источником экономических, экологических и социальных проблем. После отделения от ракеты-носителя СГО не сгорают в атмосфере, ввиду случайных параметров движения, и для них требуется выделение значительных площадей районов падения, которые в 3–5 раз превышают площади районов падения отработанных ступеней ракет-носителей.

Расчет программы управления выведением ракеты-носителя для обеспечения падения СГО в выделенные районы приводит к существенному снижению массы выводимого полезного груза (до 10%). Стоимость послепусковых мероприятий, связанных с выводом из хозяйственного оборота указанных территорий, поиском, разделкой, вывозом СГО, их утилизацию достигает 15-40% от стоимости пуска, причем проблема усугубляется расположением этих районов в различных административно-территориальных регионах.

В настоящее время все найденные способы минимизации площадей районов падения отделяющихся СГО, как отечественные, так и зарубежные, основаны на применении парашютных систем увода, например: 1) воздушно-космическая парашютная система, обеспечивающая ориентированный вход в плотные слои атмосферы, гашение гиперзвуковой скорости, снижение теплового нагружения [1]; 2) парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и парашюта-крыла для спасения створок головного обтекателя в воздухе [2]; 3) парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и основного купольного парашюта, предполагающая спасение створок головного обтекателя в море [2].

Все приведенные выше способы имеют сложную конструкцию, что приводит к проблемам компоновки и размещения внутри головного обтекателя парашютной системы, полезного груза, а также сложность в обеспечении надежности развертывания таких систем, учитывая аэродинамические особенности спуска в атмосфере.

Районы падения европейских ракет-носителей находятся в акваториях Мирового океана, что снижает стоимость их эксплуатации за счет того, что все отделяющиеся части, как правило, тонут. Однако, использование летательных аппаратов, морских судов, систем поиска, большого штата сотрудников обслуживающего персонала для спасения отделяющихся частей, в том числе СГО, ведет к повышению экономических затрат. Использование летательных аппаратов (вертолетов) и морских судов требуют оптимальных погодных условий для их эксплуатации, таким образом вводятся граничные условия по времени пуска и району поисковых работ.

Ко всему прочему, в найденных способах не снимаются ограничения при расчете программы управления выведением ракеты-носителя, обеспечивающей падение створок в заданный район падения, что приводит к уменьшению массы полезного груза.

Для решения проблемы предлагается ввести в конструкцию СГО пиротехнический состав (ПС), который воспламенится в заданный момент времени и доведет температуру материала конструкции до начала его горения при движении на атмосферном участке траектории спуска. Масса пиротехнического состава не должна превышать 15% от массы головного обтекателя из-за снижения выводимой массы полезного груза (до 3-5%) [3]. Однако, в ряде случаев повышение массы выводимого полезного груза за счет отказа от выполнения требования по району падения превышает потери массы от установки системы сжигания.

Головной обтекатель представляет собой трехслойную конструкцию из полимерного композиционного материала в виде двухстворчатой оболочки переменной кривизны, содержащей внешний и внутренний несущие слои из углепластика и алюминиевый сотовый наполнитель.

Характерными особенностями условий эксплуатации головных обтекателей является тот факт, что на участке выведения ракет-носителей максимальная температура головных

обтекателей не превышает 300-500⁰С и в дальнейшем пассивном полете на нисходящем атмосферном участке траектории спуска не увеличивается.

В качестве возможных вариантов ПС могут быть использованы рецептуры, включающие:

а) смеси порошков активных металлов (*Mg, Al*) с оксидами менее активных металлов (*MnO₂, Mn₃O₄*), у которых равновесная температура реакции $\approx 2500^0\text{C}$;

б) механически активированный состав *B₄C–Ti* с температурой горения $\approx 2350^0\text{C}$.

Для моделирования обтекания летательных аппаратов в атмосфере используются методы, основанные на решении уравнений Навье-Стокса, преимущественно для сверхзвуковых течений и методы с применением решеточных уравнений Больцмана в случае трансзвуковых и дозвуковых режимов обтекания [4]. В связи с тем, что сжигание створок головного обтекателя предлагается с использованием кислорода воздуха, что соответствует высотам менее 70 км, принимается математическая модель сплошной среды. В дополнение к методам прикрепляются модели турбулентности. На сегодняшний день наиболее актуальной для данного класса задач является SST модель Ментера [5]. Для формирования полной системы уравнений, к аэродинамической системе уравнений следует присоединить уравнения тепло- и массообмена, с учётом горения пиротехнического состава и термостойкости конструкции СГО.

Результаты предварительных экспериментов для смесей порошков металлов показали, что в реальных условиях присутствуют большие тепловые затраты из-за низкой теплопроводности и высокой температуры горения углепластика, поэтому необходимо подобрать энергетически более выгодные смеси, конструктивные пути реализации процесса сжигания.

Эксперименты с механически активированным ПС *B₄C – Ti* характеризуются полным выгоранием алюминиевых сот и полимерного связующего из углепластика, в результате остаются легко отделяющиеся друг от друга тонкие пластинки исходной графитовой основы.

Проведен баллистический расчет пассивного участка траектории для головного обтекателя для различных программ тангажа, в том числе со снятием ограничений по сбросу головного обтекателя в заданный район падения. Проведен расчет аэродинамических характеристик СГО на участке спуска, для различных углов атаки.

Проведены предварительные оценки температуры СГО на участке спуска в плотных слоях атмосферы без учета теплопритока от сгорания пиротехнического состава.

По результатам проведенных исследований, выявлено, что скорости спуска СГО в атмосфере не превышают значений в 6 Маха; время от момента отделения до касания земли не превышает 350 секунд; температура поверхности конструкции на участке спуска в плотных слоях атмосферы не превышает пределов прочности материала конструкции.

Результаты теоретических и экспериментальных исследований свидетельствуют о возможности снижения площадей районов падения. Полученные научно-технические результаты являются базой для создания нового типа конструкций головных обтекателей, с возможностью снижения площадей районов падения после отделения от ракетносителя.

Исследования проводились при поддержке гранта РНФ по Соглашению № 16-19-10091 от 18.05.2016 г.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. 2495802 РФ. МПК В 64 G 1/62. Способ применения парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей или их частей и спускаемых космических аппаратов / Ю.Н. Гвоздев и др. Заявлено 17.03.2011; Оpubл. 20.10.2013, Бюл. № 29. – 6 с.
2. Wiesendanger A. RUAG Reusable payload fairing // 32nd National Space Symposium. – Colorado Springs, US. – April 11-14, 2016.
3. Пат. 2581636 РФ. МПК F 42 В 10/46, В 64 G 1/64. Головной обтекатель ракеты / В.И. Трушляков и др. Заявлено 17.02.2015; Оpubл. 20.04.2016, Бюл. № 11. – 13 с.: ил.
4. Димитриенко Ю.И. Численное решение сопряженной задачи гиперзвуковой аэродинамики и термомеханики термодеструктурирующих конструкций // Наука и инновации МГТУ. – 2013. – №9. – С. 1–17.
5. Menter, F.R. Kuntz, M., Langtry, R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model, turbulence, heat and mass transfer // Begell House, Inc., – 2003. – pp. 625-632.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ КОМПОЗИЦИИ ИЗ СМАЗОЧНОГО МАСЛА, НАНОПОРОШКА ОКСИДА АЛЮМИНИЯ И ПОВЕРХНОСТНО-АКТИВНОГО ВЕЩЕСТВА ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ТРЕНИЯ

О.Ю. Кустов

Научный руководитель: к.т.н., профессор Беломытцев О.М.
Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Россия, г. Пермь, пр. Комсомольский, 29, 614990
E-mail: KustovOU@yandex.ru

Работа посвящена дальнейшим исследованиям эффективности применения нанопорошка оксида алюминия (НПА) в качестве добавок к маслам [1, 2]. Объектом исследований был ультрадисперсный порошок оксида алюминия $\delta+\Theta$ модификации кристаллической решетки, производства предприятия «Плазмотерм», а также минеральное турбинное масло ТП-22.

Путем проведения сравнительных трибологических исследований была определена оптимальная пропорция порошка, ПАВ и масла, в результате создана композиция, снижающая трение в подшипниках. Опытная установка позволяет одновременно испытывать четыре радиальных шарикоподшипника №6-208 с определением температуры наружного кольца подшипника и момента трения, с последующим нахождением коэффициента трения.

Применяя нанопорошки оксида алюминия [3] (НПА) $\delta+\Theta$ модификации, проведен ряд исследований, который позволил получить минимальный по размерам состав, не имеющий осадка. Средние размеры, получаемые после ультразвукового дробления, устойчиво фиксируются на 20-80 нм. Из серии опытов проанализировано влияние процентного содержания порошка и определены необходимые пропорции компонентов для суспензии.

Даже после промывки подшипники, прошедшие опыт с модифицированным маслом, работая в чистом товарном масле, показывают результат со сниженным коэффициентом трения. Это может свидетельствовать о том, что частицы НПА заполняют шероховатость и в какой-то мере внедряются в материал элементов подшипника качения, улучшая его трибологические свойства.

Эффективность добавки также подтверждается отсутствием увеличения радиального зазора в подшипниках (табл.1). Подшипники, которые на протяжении опытов постоянно были динамически нагружены, имеют зазоры вполне допустимые при работе в смазочном масле, и это спустя 47 часов работы. Следовательно, полученная композиция не проявляет абразивных свойств.

Таблица 1. Зазоры подшипников №6-208 до и после опытов.

№ подш.	Величина зазора, мкм		Разница зазора, мкм
	До опытов	После опытов	
1	9,37±2	8,25±2	-1,12
8	7,20±2	11,50±2	4,30
14	7,85±2	9,95±2	2,10
18	9,7±2	9,15±2	-0,55

В результате, получен устойчивый опытный образец, позволяющий снизить коэффициент трения до 11,5% в минеральных маслах. В данном случае рассмотрено турбинное масло ТП-22, где снижение коэффициента трения наблюдается на всех экспериментальных скоростях и нагрузках (рис. 1). Оптимальный процент добавления суспензии в товарное масло составляет 2 %, что позволяет сохранить его основные свойства, гарантированные производителем.

Снижение на 11% трения в масле, где производителем уже заложены высокие противозадирные и противоизносные свойства, является несомненной перспективой снижения коэффициента трения в чистых трансмиссионных маслах, таких как И-20 или И-40.

За прошедшие годы разработана четкая методика проведения опытов, определены компоненты добавки и их оптимальные проценты для создания композиции, также выбран лучший способ диспергирования. Сейчас есть качественный опытный образец, подтверждающий эффективность наноприсадок в смазывающие масла. В дальнейшем, особое внимание будет уделено изучению соотношения между шероховатостью, размерами частиц, процентным содержанием суспензии в масле и уровнем контактных напряжений.

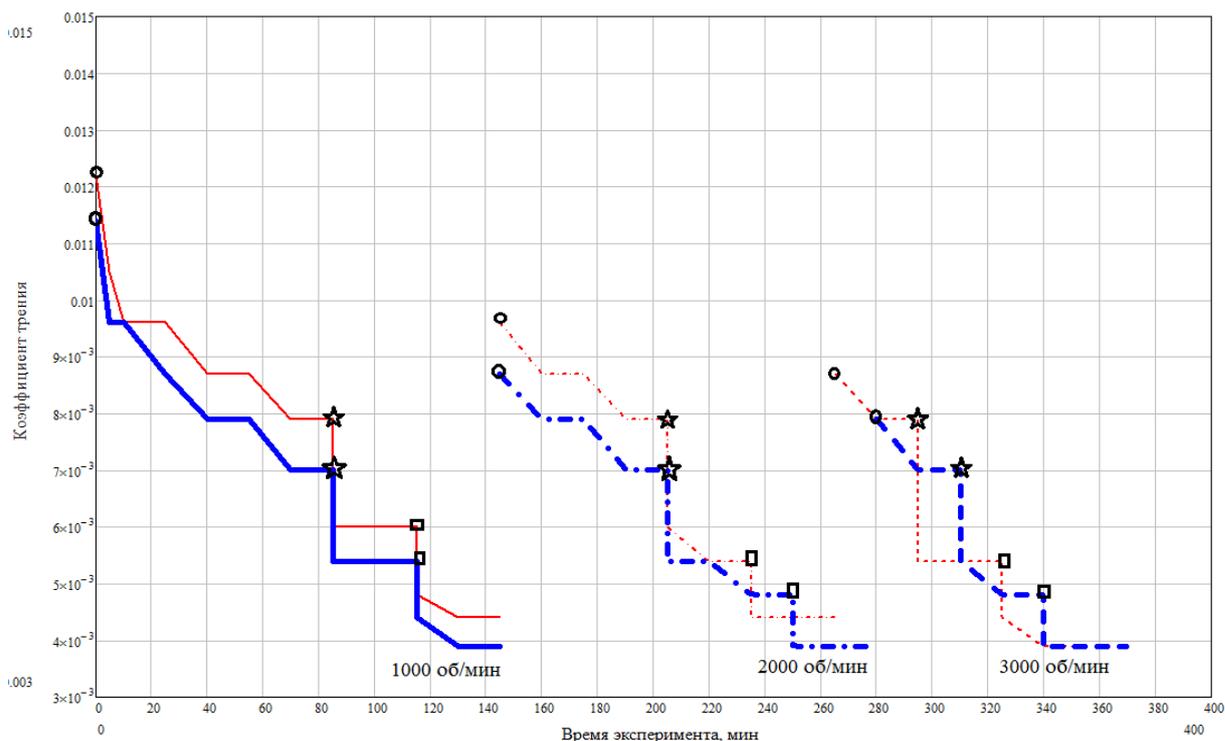


Рис. 1. Эффективность добавки для турбинного масла ТП-22

Кривые с 3-мя разными нагрузками, при скоростях 1000, 2000, 3000 об/мин:

- узкая кривая - чистое (товарное) масло «ТП-22, минеральное турбинное, индекс вязкости - 97»;
- широкая кривая - масло с 2 % добавки

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кустов О.Ю. Получение композиции из смазочного масла, нанопорошка оксида алюминия и ПАВ для снижения трения в подшипниках качения // Уральское отделение Российской академии наук. Вестник ПНЦ. - Пермь: ПНЦ, 2015. - №2 апрель-июнь, с.43.
2. Kustov O.Y., Belomyttsev O.M., Malinin V.I. COMPOSITION CONSISTING OF LUBRICATING OIL, ALUMINA NANOPOWDER, AND SURFACTANT FOR REDUCING FRICTION IN ROLLING BEARINGS // Journal of Friction and Wear. 2016. Т. 37. № 2. С. 141-145.
3. Волховских Д.А., Малинин В.И. Бульбович Р.В. Исследование составов металлогазовых смесей для получения нанодисперсного оксида алюминия // Вестник Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. Аэрокосмическая техника. - 2012. - № 33. - С. 109-123

ОСВОЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО ГЕКСАБОРИДА ЛАНТАНА В ФГУП «ОКБ «ФАКЕЛ»

Я.А. Бондаренко
Научный руководитель: А.М. Дембицкий
Опытное конструкторское бюро «Факел»,
Россия, г. Калининград, Московский проспект, 181, 236001
E-mail: bondarenkoyana@yandex.ru

Катод является одним из основных компонентов стационарного плазменного двигателя. Современные тенденции развития термокатодов заключается в поиске методов снижения работы выхода и температуры при одновременном увеличении плотности отбираемого тока и долговечности катода.

Материалы, применяемые в качестве эмиттеров, должны обладать низкой работой выхода электронов, устойчивостью к ионной бомбардировке, высокой плотностью эмиссионного тока, стабильностью работы в условиях высокого напряжения и долговечностью.[1]

Лучше других этим требованиям отвечает гексаборид лантана (LaB_6). Из всех боридов редкоземельных металлов гексаборид лантана нашел самое широкое применение в качестве материала для термокатодов.

Свойства гексаборида лантана:

- высокая температура плавления;
- высокая твердость;
- высокая электро- и теплопроводность.

По своим эксплуатационным характеристикам гексаборид лантана превосходит такие термоэмиссионные материалы, как вольфрам, тантал, окислы металлов и др. Более того, гексаборид лантана имеет низкое значение работы выхода, самую высокую плотность тока эмиссии, самую высокую стабильность состава поверхности, а также обладает самой низкой скоростью испарения атомов лантана с поверхности.[2, 4]

Таблица 1. Основные характеристики гексаборида лантана

Плотность тока эмиссии, A/m^2	10^5-10^6
Яркость электронная, $\text{A}/\text{m}^2 \cdot \text{стер}$	$1 \cdot 10^{10}$
Температура плавления, К	2970
Скорость испарения при 2070 К, $\text{кг}/\text{m}^2 \cdot \text{с}$	$3,7 \cdot 10^{-6}$
Удельное сопротивление, $\text{Ом} \cdot \text{м}$	$1 \cdot 10^{-7}$
Теплопроводность при 290 К, $\text{Вт}/\text{м} \cdot \text{с}$	113,04
Микротвердость, Па	$2,8 \cdot 10^9$
Работа выхода электронов, эВ	2,7
Теплопроводность, $\text{мкОм} \cdot \text{см}$	27,2

Для производства этого критичного материала в России по заказу ОКБ «Факел» была разработана и изготовлена установка бестигельной зонной плавки «Кристалл 111М».

Получение монокристаллов гексаборида лантана можно разделить на два этапа: получение заготовок и выращивание кристалла.

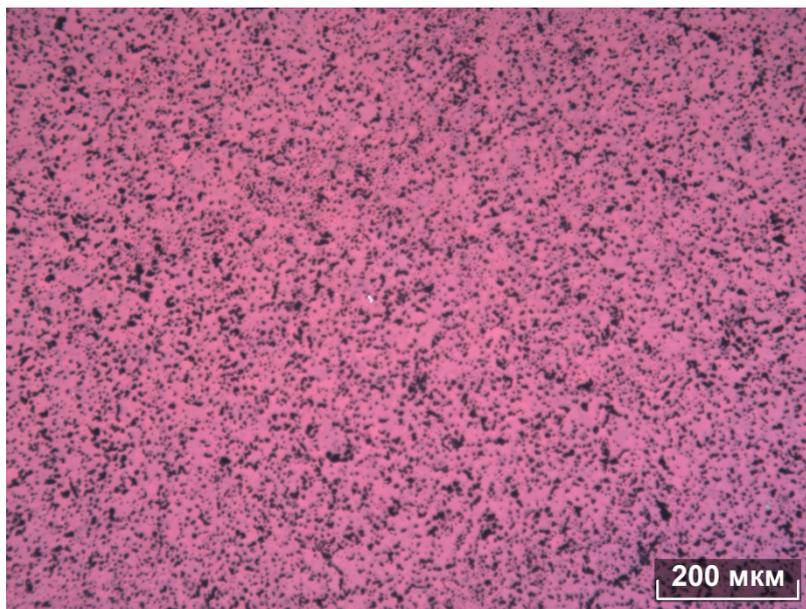


Рис. 1. Изображение скола поверхности образца LaB_6 , ОКБ «Факел» (металлографический анализ)

Образец, изготовленный ОКБ «Факел» не содержит примесей, структура однородная и бездефектная, что свидетельствует о выполнении основной цели и задачи, стоящей перед ОКБ «Факел» - освоить и внедрить технологию изготовления монокристаллического гексаборида лантана, использующихся в катодах – компенсаторах СПД.

На данный момент следующим этапом для ОКБ «Факел» стоит освоение технологии измерения эмиссионных характеристик образцов, что в дальнейшем позволит более подробно оценивать характеристики и качество полученного образца.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Добрецов Л.Н., Гомоюнов М.В. Эмиссионная электроника. М.: Наука, 1996.
2. Фоменко В.С. Эмиссионные свойства материалов. Киев: Наукова думка, 1981.
3. Structure and Initial Surface Oxidation of $\text{LaB}_6(001)$ / M.Aono, T.Tanaka, E. Bannai, S.Kawai // *Appl.Phys.Lett.* 1977. Vol.31, N 5. P.323-325.
4. Анизотропия работы выхода электронов зонноплавленного гексаборида лантана/ В.В. Морозов, П.И. Лобода, Н.И. Симан, И.А. Подчерняева. Тезисы докладов конференции по эмиссионной электронике. Москва, декабрь, 1981, М.:Наука, 1981. С.183-185.
5. Коновалова Е.С., Падерно Ю.Б. Кристаллохимия и электронное строение высокоборных фаз редкоземельных металлов. Препринт. Ванадаты и бориды редкоземельных элементов. Синтез и свойства: Свердловск, УНЦ СССР, 1982. С.28-51.
6. Кресанов В.С., Малахов Н.П., Морозов В.В., Н.Н. Семашко, В.Я. Шлюко. Высокоэффективный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана. М.: Энергоатомиздат, 1987.

**РАЗРАБОТКА КОМБИНИРОВАННОГО ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩЕГО ПОКРЫТИЯ
ДЛЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОЗВРАЩАЕМОГО
АППАРАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОМПЛЕКСА НОВОГО
ПОКОЛЕНИЯ**

И.А. Пащин, А.А. Сержант, Е.В. Харлова, Д.И. Лютак

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

Россия, Московская область, г. Королев, ул. Ленина, 4а, 141070

E-mail: tehstakan@gmail.com

Для обеспечения требуемого теплового режима работы экипажа и приборов предусматривается придание поверхности космического аппарата определенных терморadiационных свойств в совокупности со штатными системами терморегулирования (СТР), поддерживающими расчетный тепловой баланс в условиях воздействия солнечной радиации. На корабле серии «Союз» функцию терморегулирования поверхности корабля выполняет экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ). Применение ЭВТИ на новом корабле невозможно, так как при проектировании возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ВА ПТК НП) было принято решение о выводе корабля в составе ракеты-носителя без обтекателя. В связи с этим потребовалось создать на теплозащите боковой поверхности ВА терморегулирующее покрытие [1], устойчивое к воздействию сверхзвукового воздушного потока.

В соответствии с техническим проектом на тепловую защиту боковой поверхности ВА ПТК НП к терморегулирующему покрытию предъявляются следующие требования:

- на этапе выведения покрытие должно быть устойчиво к воздействию сверхзвукового воздушного потока при нагреве до температуры 450 °С;
- после вывода корабля покрытие должно иметь отношение коэффициента поглощения солнечной радиации к излучательной способности (A_s/ϵ) в пределах от 0,7 до 0,8, при коэффициенте поглощения солнечной радиации (A_s) не более 0,35.
- покрытие должно сохранять работоспособность и стабильность свойств под действием факторов космического пространства в течение всего срока эксплуатации;
- покрытие должно быть совместимо на всех этапах формирования и эксплуатации с теплозащитным органическим материалом типа СКМ-1 (композит на основе фенолформальдегидного связующего и стеклянных микросфер).

Для реализации поставленной задачи апробировались различные рецептурно-технологические варианты покрытий. По результатам работы был принят вариант, использующий совокупность поверхностных свойств различных материалов, составляющих покрытие. Для формирования покрытия был принят метод газотермического напыления. [2, 3], обеспечивающий как сплошное, так и дискретное нанесение слоев покрытия и позволяющий использовать в качестве исходных компонентов высокотемпературные материалы. Покрытия, получаемые данным методом, обладают сквозной пористостью, что позволяет, с одной стороны, обеспечить свободный отвод продуктов разложения органического теплозащитного материала через поры покрытия (исключить отрыв покрытия), с другой стороны создать кратковременный тепловой барьер за счет низкой теплопроводности компонентов покрытия. Проблема, связанная с возможной деструкцией поверхности органического материала при использовании высокотемпературного метода нанесения покрытия, была решена введением в покрытие адаптирующего подслоя из алюминия, напыление которого не вызывает существенных изменений в покрываемом композиционном теплозащитном материале.

В конечном итоге по результатам серии лабораторных испытаний было предложено послойное нанесение покрытия, реализованное в принятом варианте - покрытия ТЕРМАЛОКС:

1 слой – «подслой», который служит для сцепления с подложкой последующих наносимых слоев – представляет собой нанесенный методом газотермического напыления, алюминий.

2 слой – «солнечный отражатель» – представляет собой нанесенный методом газотермического (плазменного) напыления оксид алюминия.

3 слой – «истинный отражатель» представляет собой нанесенный методом газотермического напыления алюминий с обеспечением равномерного дискретного распределения его по всей площади покрываемой поверхности, при соблюдении соотношения покрытой и непокрытой им площади, рассчитанного в зависимости от требуемого соотношения величин коэффициента поглощения солнечной радиации (A_S) и излучательной способности (ε) формируемого покрытия.

В результате экспериментально – технологической проработки была получена формула (1) для расчета термооптических характеристик покрытия:

$$\frac{A_S}{\varepsilon} = \frac{\left(A_{S_{c.o.}} \times \frac{S_{c.o.}}{S} + A_{S_{и.о.}} \times \frac{S_{и.о.}}{S} \right) + K' \frac{S_{c.o.}}{S} \times \frac{S_{и.о.}}{S}}{\left(\varepsilon_{c.o.} \times \frac{S_{c.o.}}{S} + \varepsilon_{и.о.} \times \frac{S_{и.о.}}{S} \right) + K'' \frac{S_{c.o.}}{S} \times \frac{S_{и.о.}}{S}}, \quad (1)$$

где,

$A_{S_{c.o.}}$ – коэффициент поглощения солнечной радиации материала класса «солнечные отражатели»;

$A_{S_{и.о.}}$ – коэффициент поглощения солнечной радиации материала класса «истинные отражатели»;

$\varepsilon_{c.o.}$ – излучательная способность материала класса «солнечные отражатели»;

$\varepsilon_{и.о.}$ – излучательная способность материала класса «истинные отражатели»;

$S_{и.о.}$ – площадь поверхности материала класса «истинные отражатели», нанесенного на поверхность материала класса «солнечные отражатели»;

$S_{c.o.}$ – площадь поверхности материала класса «солнечные отражатели», оставшаяся непокрытой после нанесения покрытия «истинные отражатели»;

S – общая площадь поверхности формируемого покрытия;

K' , K'' – поправочные коэффициенты для расчета A_S и ε формируемого покрытия, соответственно, учитывающие взаимное оптическое влияние совмещаемых слоев и зависящие от исходных термооптических свойств каждого из этих слоев.

Основным результатом проведенной работы явилась - реализация возможности целенаправленного конструирования терморегулирующих покрытий с различным соотношением коэффициента поглощения солнечной радиации (A_S) и излучательной способности (ε) за счет использования соответственно рассчитанных по занимаемой площади поверхности комбинаций известных исходных материалов классов «солнечные отражатели» и «истинные отражатели».

Результаты проведенных испытаний подтвердили способность разработанного покрытия ТЕРМАЛОКС решить задачи терморегулирования, поставленные при проектировании ВА ПТК НП.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Северов А.А. Справочник по терморегулирующим покрытиям. – 1972. – 110 с.
2. Хасуй А. Техника напыления. Пер. с японского. - М.: «Машиностроение», 1975. – 288 с.
3. Соснин Н.А., Ермаков С.А., Тополянский П.А. Плазменные технологии. Руководство для инженеров. – СПб.: Изд-во Политехн. ин-та, 2008. – 406 с.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ЗАКАЛКИ НА СВОЙСТВА ХРОМОНИКЕЛЕВОЙ СТАЛИ ЭП750-Ш, ИСПОЛЪЗУЕМОЙ В ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗДЕЛИЙ ЖРД

Ю.А. Пчельникова, О.А. Нечаева

Научный руководитель: главный металлург В.М. Астрединов
Акционерное общество Конструкторское бюро химавтоматики,
Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, 20, 394006
E-mail: j.a.pchelnikova@gmail.com

Хромоникелевые стали представляют собой коррозионностойкие стали и широко используются в производстве изделий ракетно-космической отрасли. Аустенитная структура таких материалов характеризуется высокой технологичностью, необходимой для операций горячей и холодной деформации. Термической обработкой данных сталей является закалка, включающая в себя нагрев до заданной температуры и последующее быстрое охлаждение. Закалка является эффективным средством предупреждения межкристаллитной коррозии и придания стали оптимального сочетания механических и коррозионных свойств [1].

Данные материалы в процессе производства изделий проходят комплекс трудоёмких и энергоёмких операций, включая методы интенсивной пластической деформации.

В представленной работе рассматривается проблема возникновения дефектов в процессе производства изделий из листового полуфабриката стали ЭП750-Ш, обусловленных снижением пластичности материала. Целью данной работы является исследование влияния повышения температуры закалки на свойства и микроструктуру материала, проходящего операции интенсивной пластической деформации.

Хромоникелевая сталь аустенитного класса ЭП750-Ш проходит входной контроль (химический состав, механические свойства, микроструктура), а затем передается в производство, где подвергается в процессе изготовления детали нескольким операциям ротационной вытяжки и термообработки.

На стадиях операций ротационной вытяжки наблюдались случаи образования трещин в материале. При этом стандартным режимом термообработки материала стали ЭП750-Ш является закалка при $T = 1050-1150$ °С. К тому же, в микроструктуре материала наблюдались участки с утолщенными границами зёрен (рис. 1).

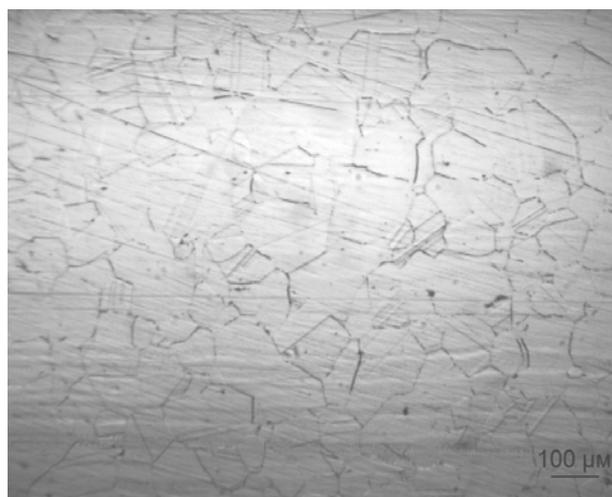


Рис. 1. Микроструктура с утолщёнными границами зёрен

Толщина границ зёрен оказывает большое влияние на свойства материала. Прочность границ зёрен аустенита зависит от их строения: более грубые границы, как правило, имеют

низкую прочность и разрушаются быстрее, чем тонкие границы [2]. Как показали исследования, данный дефект в микроструктуре исправляется повторной термообработкой материала с повышением температуры закалки.

Для исследований по устранению описанных выше дефектов были проведены исследования на образцах, вырезанных из материала стали ЭП750-Ш после II перехода ротационной вытяжки из деформированной части. Данные образцы прошли закалку в вакуумной печи: образец с клеймом № 1 - при $T = 1190^{+10}$ °С, а образец с клеймом № 2 - при $T = 1240^{+10}$ °С, с выдержкой на режиме в течение 15^{+5} мин. и охлаждением с напуском аргона давлением 4 атм.

Механические свойства материала образцов с клеймами № 1 и № 2 определялись при комнатной температуре. При повышении температуры закалки значительно повышается пластичность материала по сравнению с результатами входного контроля, а прочностные характеристики уменьшаются, что благотворно сказывается на материале при проведении холодной пластической деформации. Следует отметить, что при закалке с $T = 1240^{+10}$ °С предел прочности материала становится ниже требований ТУ 14-1-1731-76. Результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты механических испытаний

Образец	Предел прочности, кгс/мм ²	Предел текучести, кгс/мм ²	Относит. удлинение, %
	Норма по ТУ 14-1-1731-76 (не менее)		
	75	35	35
№ 1	81,5	40,8	53,1
	82,1	38,4	55,1
	81,9	38,7	54,2
№ 2	71,8	36,3	55,1
	71,3	36,8	54,7
	70,2	35,1	55,1
входной контроль	78,3	48,0	40,6
	75,8	47,8	38,6

Также на образцах был проведен микроструктурный анализ, который показал, что структура материала образцов с клеймами № 1 и № 2 аустенитная, границы зёрен тонкие.

Таким образом, из результатов проведенных исследований следует, что увеличение температуры закалки приводит к повышению пластических свойств материала, а также отсутствию дефектов микроструктуры. При температуре закалки $T = 1190^{+10}$ °С механические свойства материала ЭП750-Ш соответствуют нормам ТУ 14-1-1731-76. Повышение пластичности увеличивает технологические возможности материала и позволяет уменьшить вероятность появления дефектов на стадиях производства изделий ЖРД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ульянин Е. А. Коррозионностойкие стали и сплавы. – М.: Металлургия, 1991. – 92с.
2. Фомин В. В. Гидроэрозия металлов. – М.: Машиностроение, 1977. – 208с.

ПРИМЕНЕНИЕ НАНОПОКРЫТИЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В.А. Самофал

Научный руководитель: к.т.н. А.И. Шелякин

«Воронежский механический завод» - филиал Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный космический научно-производственный центр

имени М.В. Хруничева»

Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, д.22, 394055

E-mail: samofal.va@mail.ru

В настоящее время в областях машиностроения, автомобилестроения, станкостроения, ракетно- и авиастроения и многих других отраслях особое место занимают новшества, связанные с приданием рабочим поверхностям деталей машин и инструментальным материалам необходимых свойств, обеспечивающих повышенные их эксплуатационные характеристики [1].

Сейчас известно множество видов покрытий, которые применяются с различными целями и в разных отраслях. Как пример отрасли, рассмотрим область ракетостроения, в которой детали применяемые в узлах являются достаточно нагруженными и ответственными. Они работают в условиях сложного напряженного состояния и циклических нагрузках, при достаточно высоких температурах, и в различных климатических условиях. Поэтому необходимость разработки покрытий принципиально нового класса обеспечивающих повышение стойкости, прочности является актуальным вопросом в области современного материаловедения.

На данный момент существует большое разнообразие видов упрочняющих покрытий. Способ нанесения покрытий зависит как от производственных условий, так и от физико-химических свойств материалов, применяемых для покрытия. Выбирают материал для покрытия и назначают толщину его слоя с учетом оптимального сочетания технико-экономических требований к качеству покрытий по его долговечности, эстетическому оформлению изделия и затратам на производство покрытий.

Сейчас известны такие виды покрытий упрочнения, как: металлические, гальванические, электролитические, осталивание, никелирование, борирование, упрочнение наплавлением, электроискровое упрочнение и многие другие. Особым видом покрытия и более новым среди всех видов покрытий упрочнения являются нанопокртия.

Основные свойства углеродных наноматериалов это конечно же, прочность и легкость. Широкое применение их, во многом обусловлено многообразием их структурных форм, среди них графит, алмаз, наноалмаз, карбин, лондеделит, фуллерены, графен, нанотрубки, нановолокна, аморфный углерод [3].

Одним из основных направлений нанотехнологий в авиационной и ракетно-космической технике является разработка и производство изделий с теплозащитными, терморегулирующими и эрозионно и химически устойчивыми покрытиями, значительно увеличивающими ресурс работы ракетной техники. Актуальны разработка и внедрение новых многофункциональных наноструктурных покрытий (МНП) [1].

Достаточно твердые и износостойкие МНП используются для защиты поверхностей изделий и инструмента, подвергающегося одновременному воздействию повышенных температур, агрессивных сред и различным видам износа. Это, прежде всего, режущий и штамповый инструмент, прокатные валки, детали авиационных двигателей, газовых турбин и компрессоров, подшипники скольжения и др. Значительного повышения твердости и упругопластических характеристик покрытий можно добиться при формировании наноструктурированного состояния. Например, при введении в состав широко распространенного покрытия нитрида титана TiN дополнительных элементов, к примеру, кремния и/или бора, размер кристаллитов уменьшается с сотен до единиц нанометров.

Введение модифицирующих добавок позволяет уменьшить размер кристаллитов и увеличить твердость покрытий в соответствии с законом Холла-Питча. В таблице 1 представлены преимущества некоторых МНП с модифицирующими добавками по сравнению с заменяемыми покрытиями.

Таблица 1. Преимущества некоторых многофункциональных наноструктурных покрытий

Многофункциональное НП	Заменяемое покрытие	Преимущества
Твердые износостойкие МНП		
TiSiN	TiN	Повышение износостойкости в 2 раза
TiSiBN	TiN	Стойкость режущего инструмента в 3 раза выше
TiAlCN, TiSiCN	TiN	Высокая стойкость в условиях абразивного воздействия
CrBN CrTiAlCN	TiN	Высокие трибологические характеристики
Самосмазывающиеся МНП		
TiCrBN/WSeX	TiCrBN	Коэффициент трения при 10 ат. % WSeX составлял 0,2, что в 2,5 раза ниже без WSeX

Как видно из небольшого обзора, у наноматериалов достаточно большой спектр полезных свойств. Применение наноматериалов (НМ) и нанопокровтий (НТ) в машиностроении достаточно актуально, прежде всего, для авиационной и космической промышленности, двигателе- и автомобилестроения. В авиационной промышленности оно способствует повышению качества планера, силовых установок, бортового радиоэлектронного оборудования и др. В космической промышленности используется при создании: новых космических кораблей многоцелевого использования, солнечных космических электростанций, обитаемых баз на Луне. При производстве авиа- и ракетно-космической техники активно применяются основные разработки НТ и НМ для общего машиностроения, такие как конструкционные и функциональные наноструктурированные материалы и покрытия, а также сверхбыстродействующая электроника, эффективное ресурсосберегающее топливо и др.

В последнее время во многих странах, таких как США, Япония, Германия, Швейцария, Китай и т.п. существуют национальные программы по разработке наноматериалов и технологий, их получения как наиболее перспективного направления, определяющего возможность создания конкурентоспособной продукции на мировом рынке. В этих странах разработки в области создания наноструктурных и нанокмпозиционных покрытий перешли с уровня лабораторных исследований на уровень опытно-промышленных и мелкосерийных производств. Считаю, что Россия, ничем не хуже, и тоже не должна отставать в изучении столь необходимой технологии, и идти в ногу со временем.

Данная статья может быть использована для дальнейшего более подробного изучения упрочняющих нанопокровтий, с целью применения в процессе производства деталей ракетостроения на ВМЗ ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», и других предприятиях нашей страны, увеличив тем самым прочностные эксплуатационные характеристики выпускаемых изделий предприятия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Новиков Л.С. Перспективы применения наноматериалов в космической технике – М.: Университетская книга, 2008. -188 с.
2. Кочанов Д.И. Наноматериалы и нанотехнологии для машиностроения: состояние и перспективы применения// РИТМ.-2010.- №8 (56) 2 – 1621 с.
3. Коротеев А.С. Функциональные наноматериалы для космической техники// материалы Первой Всероссийской конференции с элементами научной школы для молодежи.- Москва, 2009 г.-35 с.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ СТЕКЛОПЛАСТИКА В РАЙОНЕ ПРОКОЛОТЫХ ОТВЕРСТИЙ

К.Г. Скворцов, Д.А. Федотов, В.М. Сахоненко

Научный руководитель: профессор, кандидат физико-математических наук В.М. Сахоненко
АО «Авангард», Россия, г. Сафоново, ул. Октябрьская, 78, 215500

Email: kostyan-grinders@mail.ru

Объектом исследования настоящей работы являются отверстия, полученные методом прокалывания в еще неотвержденном полимерно-волокнутом материале конструкции. Прокол осуществляется с помощью заостренного стержня – индентора. Силовое поле армирующих волокон не прерывается. Стенка отверстия из-за повышенного содержания волокон уплотняется.

Целью исследования является разработка технологии прокола отверстия, нарезание резьбы методом прокола, а также экспериментальное исследование полученных отверстий.

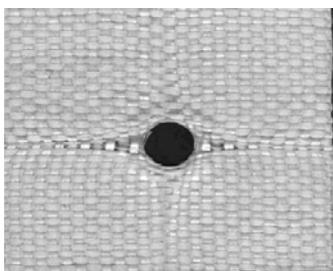


Рис. 1. Отверстие диаметром 20 мм, выполненное методом прокола в ткани ТР-0,7-80

Было разработано специальное приспособление для прокола отверстий различных диаметров в стеклопластиковых плитах толщиной до 30 мм, а также прокалывающие элементы для гладких отверстий и отверстий с резьбой.

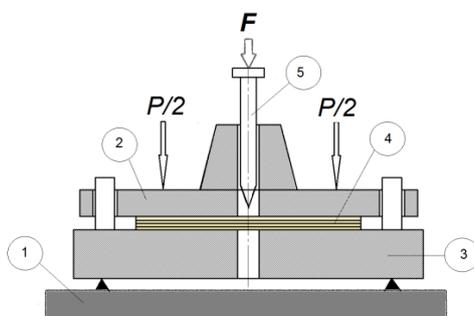


Рис. 2. Схема устройства для прокола препрега (устройство для прогрева препрега не показано)
1 – основание, 2 – подвижная плита, 3 – неподвижная плита, 4 – пакет препрега, 5 – индентор, F –
усилие, прикладываемое на индентор, P – усилие сжатия пакета препрега.

Первоначально были проведены испытания образцов на растяжение. Для изготовления пластин была выбрана ткань Т-13П(100), пропитанная связующим ЭП-5122. Пластины изготавливались на специальном приспособлении. Слои ткани укладывались чередованием утка и основы. Такой приём позволил получать характеристики материала пластин, одинаковые во всех направлениях армирования. В центре каждой пластины изготавливались отверстия методом прокола.

Были изготовлены 18 пластин с проколотыми в центре отверстиями диаметром 6; 9; 13; 16; 18 и 20 мм. По 3 пластины на каждый диаметр. Из них вырезались образцы: по 1 с проколотым отверстием, 2 образца, у которых отверстия были просверлены и по 2 образца без отверстий. Ширина образцов определялась равной 3 диаметрам отверстия. Образцы с отверстиями 20 мм были шириной 50 мм. Все образцы подвергались растяжению до разрушения.

По результатам проведенных испытаний были сделаны следующие выводы:

- 1) Для ткани Т-13П(100) отверстие 20 мм является предельным размером при его проколе. При этом требовалась значительная нагрузка для осуществления прокола. При проколе отверстия диаметром 18 мм все эти неприятности отсутствовали. Таким образом, можно утверждать, что предельное значение отверстия для осуществления прокола находится в пределах от 18 до 20 мм.
- 2) Для ткани Т-13П(100) отверстия 6 мм и менее не создают концентрацию напряжений возле отверстий в материале стеклопластика.
- 3) Конструкции с проколотыми отверстиями примерно в полтора раза прочнее по сравнению с конструкциями, у которых отверстия просверлены.
- 4) С увеличением диаметра прокальваемого отверстия концентрация напряжений увеличивается.

Далее были проведены испытания образцов на срез. Для проведения испытаний были изготовлены 5 плит с проколотыми отверстиями. Из этих же плит были вырезаны образцы для проведения испытаний. При этом один образец с проколотым отверстием, а два – с просверлёнными. В отверстия вставлялись втулки, через которые осуществлялось нагружение образца.

Анализ результатов испытаний показал, что разрушающие напряжения на срез у образцов с проколотыми отверстиями в 2-3 раза больше, чем у образцов с просверлёнными отверстиями.

Также были проведены испытания на срез резьбы, полученной в препреге методом прокола. Для получения плит с отверстиями с резьбой были изготовлены прокальвающие элементы, у которых на цилиндрической части нарезана резьба. Были изготовлены пять таких плит с различными диаметрами отверстий. Для испытаний резьбы в отверстия были вкручены стержни с соответствующей резьбой. К болту прикладывалась вырывающая сила до разрушения резьбы.

В результате испытаний был сделан следующий вывод: напряжения среза стеклопластиковой резьбы имеют величину равную пределу прочности на срез материала стеклопластика. Таким образом прокол отверстия с резьбой позволяет достигнуть максимальной величины прочностных характеристик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Способ получения отверстий в композиционном материале: а.с. / А.В. Колганов, В.М. Сахоненко. – № 4124593/23-05; заявл. 31.07.86; опубл. 22.08.88.
2. Воробьев, В.В. Соединения конструкций из композиционных материалов / В.В. Воробьев, О.С. Сироткин. – Ленинград: Машиностроение, Ленинградское отделение, 1985. – 165 с.
3. Игла для прокальвания отверстия: а.с. / Л.Я. Эйдельман. – № 78397; заявл. 30.07.47; опубл. 1.12.50.
4. Способ изготовления корпусов двигателей со сквозными отверстиями: а.с. / И.А. Егоренков, Г.А. Веденин, Г.В. Марков. – № 132649; заявл. 15.06.77; опубл. 1.08.79.
5. Способ образования отверстий в изделиях из армированных пластмасс: а.с. / Е.П. Либерт, В.М. Сахоненко. – № 1431952; заявл. 01.09.86; опубл. 22.06.88.
6. Способ получения отверстий в композиционном материале: а.с. / А.В. Колганов, В.М. Сахоненко. – № 1445978; заявл. 31.07.86; опубл. 22.08.88.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ВСПЕНЕННЫХ МЕТАЛЛОВ
ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ**

С.П. Смолев, В.Д. Позднякова, С.О. Пилюгин

Научный руководитель: профессор, д.т.н., В.Я. Геча

Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна»

107078, Российская Федерация, город Москва, Хоромный тупик, дом 4, строение 1

E-mail: smolev_serгей@mail.ru

Как известно, корпуса современных отечественных КА создаются преимущественно на основе металлических каркасных конструкций и сотовых алюминиевых панелей. Для таких аппаратов уже достигнуто оптимальное соотношение масса/прочность (жесткость) и их существенная модернизация невозможна. Вместе с тем, при сегодняшней высокой стоимости единицы веса полезной нагрузки, выведенной на орбиту, остается актуальной проблема снижения веса основной конструкции до допустимого минимума [1, 2]. Также, существуют проблемы обеспечения качества данных российских систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), обеспечения высокой степени защиты радиоэлектронной аппаратуры КА от воздействия факторов космического пространства, а также продления срока активного существования КА.

Одним из решений для дальнейшего улучшения характеристик КА может стать использование нового конструкционного материала на основе вспененного металла, удовлетворяющего многочисленным требованиям.

Вспененный алюминий обладает уникальной совокупностью свойств, привлекающей специалистов различных отраслей промышленности по всему миру. В настоящий момент вспененные металлы используются для самых разнообразных целей: от звукопоглощающих конструкций в строительстве до усиления брони военных ангаров и убежищ в районах боевых действий [3, 4]. Существует также несколько примеров применения вспененного алюминия в авиастроении и аэрокосмической отрасли [5, 6]. Кроме того, рассматривается применение вспененного алюминия при изготовлении элементов корпуса и конструкций КА, предназначенных для защиты от воздействия метеоритных частиц, а также для укрепления несущих конструкций спутников [7, 8]. Однако к настоящему моменту не было выявлено попыток отечественных или зарубежных специалистов аэрокосмической отрасли изготовить корпус космического аппарата из материалов на основе пенометалла.

Проведенные исследования и анализ свойств пеноалюминиевых панелей типа «сэндвич» позволяют предположить возможность его успешного использования в качестве конструкционного материала для изготовления корпуса КА.

Сравнительный анализ свойств материала на основе ПА со свойствами сотовых панелей показал, что к преимуществам нового материала можно отнести более высокие удельную жесткость, прочностные характеристики и способность к защите от ионизирующего излучения, а также высокую демпфирующую способность и относительную простоту механической обработки материала и технологических манипуляций с ним.

Спроектирована корпусная конструкция макета малого космического аппарата с габаритами 620×580×580 мм. Для этого были выбраны способы соединения панелей между собой и крепления к ним полезной нагрузки, проведены прочностные испытания торцевых и фронтальных соединений на вырыв, сдвиг и затяг, а также выполнены прочностные расчеты.

Следующим этапом работы стало проведение испытаний изготовленного макета корпуса МКА с имитацией полезной нагрузки на вибропрочность при воздействии динамических нагрузок на этапе выведения КА на орбиту (рис. 1). Отношение массы несущей конструкции к общей массе собранного макета космического аппарата составило $m_k/m \approx 0,2$. Проведенные исследования показали сохранение несущей способности конструкции после этапа выведения.

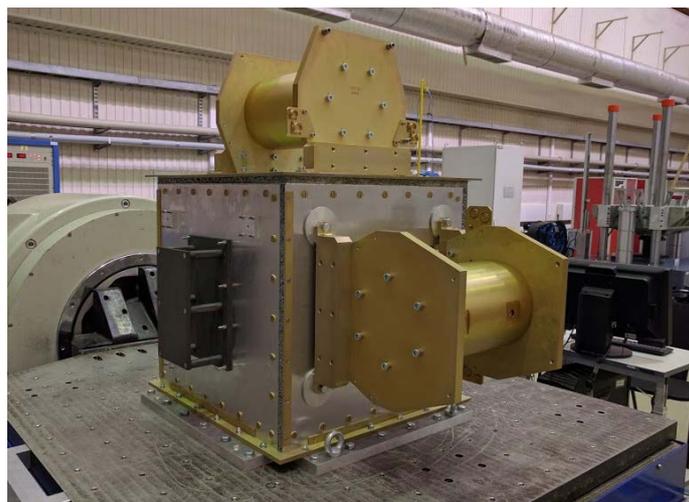


Рис. 1. Динамический макет корпуса КА из пеноалюминиевых панелей с массогабаритными имитаторами полезной нагрузки

Таким образом, использование пеноалюминиевых сэндвич-панелей в качестве конструкционного материала для корпуса КА позволяет:

- существенно снизить уровни ударных нагрузок на бортовые приборы космического аппарата и КА в целом при подрыве пирострел на этапе отделения от ракеты-носителя за счет высокой способности ПА к поглощению вибраций;
- получать более точные результаты работы прецизионного бортового оборудования за счет общего снижения вибрационного фона на орбитальном участке;
- снизить массу несущей конструкции КА за счет отказа от каркасной силовой рамы из-за более высокой удельной жесткости, прочности при сжатии и изгибе и изотропности материала;
- повысить защиту КА от воздействия метеоритных частиц за счет высокой способности пеноалюминия к демпфированию ударов;
- повысить защиту КА от воздействия ионизирующего излучения космического пространства за счет общего увеличения плотности материала;
- снизить общее время изготовления, а также существенно снизить стоимость корпуса КА за счет уменьшения количества производственных этапов из-за отказа от силовой рамы и большей технологичности сэндвич-панелей по сравнению с сотовыми алюминиевыми панелями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Eugene B. Konecni, Maxwell W. Hunter II, Robert F. Trapp. Space age in fiscal year 2001 // proceedings of the IV AAS Goddard Memorial symposium. – Washington DC, 1966.
2. Овчинников М.Ю. Малые мира сего // Компьютерра. – 2007. – № 15 – С. 37–43.
3. Лепешкин И.А. Сэндвич-панели из вспененного алюминия. Перспективы применения // Известия МГТУ «МАМИ». – 2010. – № 1(9). – С. 136–147.
4. Thornton P.H., Magee C.L. The deformation of aluminium foams // Met. Trans. A. – 1975. – V. 6A. – № 6. – P. 1253–1263.
5. Крушенко Г.Г. Технологии и механизмы формирования пенометаллов и их применение в летательных аппаратах II // Вестник СибГАУ. – 2014. – №1 (53). – С. 154–160.
6. John Banhart, Hans-Wolfgang Seeliger. Aluminium foam sandwich panels: manufacture, metallurgy and applications // AEM Special – Metfoam. – Montreal, 2007. – P. 1–25.
7. Grilec K., Maric G., Milos K. Aluminium foams in the design of transport means // Promet – Traffic&Transportation. – 2012. – V. 24. – № 4. – С. 295–301.
8. Banhart J. Manufacture, characterization and application of cellular metals and metal foams // Progress in materials science. – 2001. – V. 46. – С. 559–623.

ВНЕДРЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПОРОШКОВ ЖАРОПРОЧНЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СПЛАВОВ В ПРОИЗВОДСТВО ОСОБО ОТВЕТСТВЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.П. Сапожников, А.А. Таскинбаев

Научный руководитель: главный металлург, В.М. Астредин
Акционерное общество «Конструкторское бюро химавтоматики»,
Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, 20, 394006
E-mail: info_kb@kbkha.ru

Развитие ракетно-космической промышленности и производственных технологий не стоит на месте. Следствием этого развития является усовершенствование конструктивных особенностей особо ответственных деталей жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), что в свою очередь позволяет достигать более высоких энергетических характеристик узлов, агрегатов и ЖРД в целом.

В настоящее время широкую популярность обретают аддитивные технологии (селективное лазерное плавление гранул, электронно-лучевое плавление металлических порошков и др.), в том числе и в ракетно-космической промышленности [1]. Данный метод изготовления имеет множество преимуществ по сравнению с традиционными методами (литье, штамповка, механическая обработка и др.), но широкое применение в ракетно-космической промышленности ограничено рядом факторов, таких как:

- импортное оборудование;
- отсутствие сертифицированных отечественных порошков;
- отсутствие нормативной базы, необходимой для внедрения аддитивных технологий в ракетно-космическую промышленность;
- низкое качество поверхности готовой детали и т.д.

Учитывая вышесказанное, вызывает интерес другой метод изготовления деталей из металлических порошков - горячее изостатическое прессование (ГИП).

Впервые в КБХА технология ГИП была применена для изготовления роторных деталей из никелевых и титановых сплавов в двигателе РД0120, для чего в 1985-1987 гг. была создана опытно-промышленная база порошковой металлургии (ОПБ ПМ) с необходимым, на тот период, комплексом технологического оборудования. В настоящее время в АО КБХА реализован полный цикл изготовления деталей из металлических порошков отечественных жаропрочных сплавов, включающий в себя изготовление порошков, получение и механическую обработку гранульных заготовок.

Технология ГИП обеспечивает получение деталей из жаропрочных сплавов с мелкозернистой изотропной структурой, обладающей высокими механическими свойствами материала [2].

Для изготовления деталей методом ГИП необходимо осуществить прессование металлического порошка, засыпанного в специальную капсульную оснастку, формирующую геометрию детали, и выполнить механическую обработку полученной заготовки.

В настоящее время усовершенствованная технология ГИП успешно отработана в АО КБХА на детали «Колесо турбины с валом», являющейся одной из самых трудоемких и длительных по циклу изготовления всего ЖРД [3]. Кроме того к данной детали предъявляются повышенные требования по качеству, надежности, эксплуатационным и энергетическим характеристикам.

В процессе отработки технологии изготовления особо ответственных деталей ЖРД из металлических порошков жаропрочных отечественных сплавов [4] на детали «Колесо турбины с валом» были выполнены следующие работы:

- 1) спроектирована и изготовлена специальная капсульная оснастка;
- 2) разработаны технологические процессы получения заготовки детали;

- 3) выполнена механическая обработка полученной заготовки;
- 4) проведены контрольные, разгонные и газодинамические испытания готовой детали;
- 5) подтверждены геометрия детали результатами контрольной порезки, механические свойства и структура материала - металлографическими исследованиями.

По итогам отработки технологии изготовления деталей методом ГИП на детали «Колесо турбины с валом» были получены положительные результаты, превышающие требования конструкторской документации, после чего данным методом были изготовлены высоконагруженные опытные образцы роторных деталей серийно изготавливаемых ЖРД 2-ой и 3-ей ступеней ракет-носителей серий Протон, Союз, Ангара и др. для проведения комплекса мероприятий, необходимых для внедрения в серийно изготавливаемые ЖРД.

Преимущества изготовления особо ответственных деталей из металлических порошков жаропрочных сплавов отечественного производства:

- использование материалов отечественного производства;
- совершенствование конструктивных особенностей деталей, реализация которых традиционными методами невозможна (изготовление колеса турбины заедино с валом);
- отсутствие поддерживающих структур, характерных для аддитивных технологий;
- исключение поверхностных и внутренних литейных дефектов;
- повышение механических свойств материала за счет повышенной однородности структуры и изотропности свойств материала;
- повышение эксплуатационных характеристик детали на 25%;
- повышение надежности детали, а, следовательно, и турбонасосного агрегата (ТНА), и двигателя в целом вследствие изготовления колеса турбины заедино с валом.



Рис. 1 Внешний вид детали после мех. обработки

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Логачева А.И. Аддитивные технологии для изделий ракетно-космической техники: перспективы и проблемы применения // Технология легких сплавов. 2015. – № 3, – С. 39-45
2. Береснев А.Г. Влияние горячего изостатического прессования на структуру и свойства литых поликристаллических лопаток газотурбинных двигателей из жаропрочных никелевых сплавов // Металлы. – 2012, – №3 – С. 48-56.
3. Воронежский Е.В., Кожемякин Л.И, Новиков В.И. О проблемах применения высокопрочных сплавов в крыльчатке насоса окислителя ЖРД. // Труды НПО Энергомаш. – 2015. – С. 265-274.
4. Логунов А.В., Шмотин Ю.Н. Современные жаропрочные никелевые сплавы для дисковых газовых турбин. – М.: Наука и технологии, 2013. – 264 с.

ВЛИЯНИЕ ДИСПЕРСНОСТИ ЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛАЗЕРНОГО ЗАЖИГАНИЯ ПИРОТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА НА ОСНОВЕ ПЕРХЛОРАТА АММОНИЯ И АЛЮМИНИЯ

Е.В. Форат

Научный руководитель: к.ф.-м.н. А.Н. Яковлев

Национальный исследовательский Томский политехнический университет,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30, 634050

E-mail: forategor@gmail.com

В данной работе экспериментально исследовано зажигание смесового состава перхлорат аммония (ПХА) с порошком алюминия различной дисперсности, взятыми в стехиометрическом соотношении лазерным излучением ($\lambda=1.06$ мкм) с длительностью импульса 0.8 мс. Предварительно ПХА квалификации «ч.д.а.» измельчался в агатовой ступке и просеивался через капроновое сито со средним размером ячеек $\sim 85 \times 85$ мкм. Средние размеры частиц алюминия в исследуемых порошках представлены в таблице 1. Смесь массой ~ 9 мг засыпалась в капсулу из полиметилметакрилата с внутренним диаметром 3 мм и глубиной 3 мм. Навески запрессовывались пуансоном в капсулу до давления 800 кГс/см². Диаметр лазерного пучка на поверхности образца составлял 2 мм. Облучалась как открытая поверхность, так и под прикрытием. Полученные данные, приведенные в таблице 1, можно объяснить с двух позиций.

В первую очередь рассмотрим вариант зажигания одиночной частицы в матрице ПХА. Приближенную оценку средней температуры очага нагрева ΔT на момент окончания лазерного воздействия τ_u можно получить из выражения:

$$\Delta T = \frac{F(\rho_0)H_{TR} \cdot 3}{4 \cdot c \cdot \rho \cdot R_0} \cdot k(R_0, \lambda_0) \cdot \frac{R_0^3}{(R_0 + \sqrt{\alpha\tau})^3}, \quad \text{где } F(\rho_0) - \text{ безразмерный коэффициент,}$$

связывающий освещенность поверхности образца, задаваемая лазерным пучком, с освещенностью в объеме [1]; ρ_0 - коэффициент диффузного отражения образца;

$$k(R_0, \lambda_0) = \frac{\sigma(R_0, \lambda_0)}{\pi R_0^2} - \text{ относительное сечение поглощения на длине волны лазерного}$$

излучения λ_0 , c - удельная теплоемкость, ρ - плотность ПХА.

Результаты оценок ΔT_{oz} для различных смесей приведены в таблице 1. Видно, что максимальный разогрев очага при пороговых уровнях лазерного воздействия (3500 °С) происходит в окрестности частиц алюминия размером $2R_0 = 80$ мкм (состав ПХА/АСД-1). При этом размер теплового очага $2R$ составляет $2R = 2R_0 + 2\sqrt{\alpha\tau}$, т.е. около 100 мкм. С уменьшением $2R_0$ температура нагрева уменьшается, уменьшается запас тепла W ($W = F \cdot H_{TR} \cdot k \cdot \pi \cdot R_0^2$). Так при $2R_0 = 80$ мкм запас тепла составляет около 3 мДж, а при $2R_0 = 0,14$ мкм ($2R \sim 10$ мкм) – 3×10^{-10} Дж, т.е. меньше на 6 порядков.

Возникает парадоксальная ситуация, в которой тепловые очаги с малым запасом тепла являются более реакционно способными, нежели очаги с много большим запасом тепла. Это противоречит основным положениям тепловой очаговой теории зажигания и здравому смыслу. Отсюда следует вывод о том, что зажигание из одиночного микроочага, возникающего в окрестности отдельной частицы Al в данных смесях невозможно.

Второй крайний случай предполагает, что происходит разогрев приповерхностного слоя толщиной $Z_l = \frac{1}{\mu} + \sqrt{\alpha\tau}$, где μ - показатель поглощения смеси. При этом μ находится из

соотношения: $\mu = \pi R_0^2 \cdot k(R_0, \lambda_0) \cdot C$, где C - концентрация частиц Al ($C = \frac{\eta \cdot \rho_c}{M_{pat}(1-\eta)}$; η - массовая доля частиц Al; ρ_c - плотность смеси; M_{pat} - масса частицы). Температуру нагрева слоя можно оценить из соотношения: $\Delta T_l = \frac{F \cdot H_{TR}}{Z_l c \rho}$, где $F = 1 - \rho_F$ - коэффициент поглощения, взятый с учетом френелевского отражения.

Таблица 1. Характеристики зажигания составов ПХА/Al

Состав	Характерный размер частиц Al $2R_0$, мкм	Пороговая плотность энергии зажигания с закрытой поверхности H_{TR} , Дж/см ²	Пороговая плотность энергии зажигания с открытой поверхности H_{TR} , Дж/см ²	Температура нагрева микроочага в окрестности частицы ΔT_{oz} , °C	Запас тепла в микроочаге W, Дж
ПХА/АСД-1	80	153*	—	3500	$\sim 3 \times 10^{-3}$
ПХА/АСД-4	8-10	16.9	—	228	$\sim 4 \times 10^{-6}$
ПХА/АСД-8	3-4	11.8	—	86	$\sim 5 \times 10^{-7}$
ПХА/АСД-10	2-3	8.3	—	35	8×10^{-8}
ПХА/НП Al	0.14	3.3	1.3	0.25	3×10^{-10}

Таблица 2. Характеристики зажигания составов ПХА/Al

Состав	Характерный размер частиц Al $2R_0$, мкм	Концентрация частиц Al, частиц/см ³	Показатель поглощения слоя μ , см ⁻¹	Толщина прогретого слоя ΔZ , см	Температура нагрева слоя ΔT_l , °C
ПХА/АСД-1	80	$\sim 2 \times 10^6$	9	~ 0.1	765
ПХА/АСД-4	8-10	$\sim 1 \times 10^9$	74	$\sim 1 \times 10^{-2}$	845
ПХА/АСД-8	3-4	$\sim 5 \times 10^9$	185	$\sim 6 \times 10^{-3}$	983
ПХА/АСД-10	2-3	$\sim 1.5 \times 10^{10}$	370	$\sim 4 \times 10^{-3}$	1037
ПХА/НП Al	0.14	$\sim 3 \times 10^{13}$	3700	$\sim 1 \times 10^{-3}$	1650

Видно, что с увеличением дисперсности частиц алюминия температура поверхностного слоя растет при одновременном уменьшении толщины слоя ΔZ . Тем не менее, реакционная способность теплового макроочага плоской конфигурации с температурой нагрева 1650 °C и толщиной около 10^{-3} см (состав ПХА/НП Al) значительно выше, чем у очага с температурой нагрева 765 °C и толщиной слоя около 10^{-1} см (состав ПХА/АСД-1). Эта ситуация соответствует классическим представлениям о тепловом очаговом зажигании, в частности критическому параметру Франка-Каменецкого [2]. Таким образом, увеличение чувствительности составов с увеличением дисперсности частиц Al указывает на макроочаговую тепловую природу зажигания смесевых составов ПХА+Al.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Aleksandrov E.I., Voznyuk A.G., Tshipilev V.P. Effect of absorbing impurities on explosive initiation by laser light// Combustion, Explosion, and Shock Waves. – 1989. – 1 – P. 1–7
2. Baum F.A., Orlenko et al. Explosion Physics – Nauka, 1975. – 156 p.

РАЗРАБОТКА МЕДНОМАТРИЧНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА КОНСТРУКЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ПОВЫШЕННОЙ ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬЮ

Ю.А. Щетинин

Научный руководитель: С.М. Петренко
АО «Конструкторское бюро химавтоматики»,
Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, 20, 394006
E-mail: yurii.kbxa@yandex.ru

Одним из главных условий нормальной работы жидкостного ракетного двигателя является его оптимальное тепловое состояние, которое характеризуется степенью нагрева его основных агрегатов, зависящей от тепловой нагрузки этих агрегатов, их теплоотводящей способности, а также интенсивности теплообменных процессов. Управление теплообменными процессами двигателя, повышение теплопроводности отдельных элементов конструкции является актуальной задачей.

В настоящее время существует множество подходов к решению проблемы повышения эффективности теплообмена, в том числе: конструкционные модификации изделий, разработка специальных покрытий, вставок [1], а также создание новых конструкционных материалов с повышенными физическими характеристиками. В данной работе рассмотрена возможность использования композиционного медноматричного материала в конструкции рекуперативного теплообменника.

На рис. 1 представлена схема существующего рекуперативного теплообменника, предназначенного для наддува гелием.

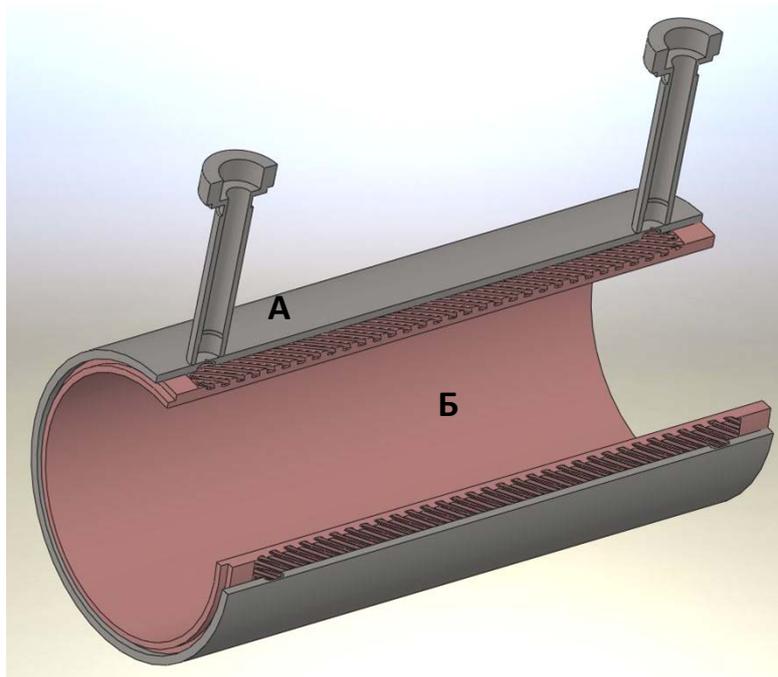


Рис. 1. Схема теплообменника (А – стенка наружная, Б – стенка внутренняя)

Внутренняя оребренная стенка изготавливается из жаропрочной бронзы БрХ08. При использовании конструкционного материала с большей теплопроводностью будет интенсифицирован процесс теплопередачи, что позволит уменьшить габаритные размеры изделия. В качестве нового конструкционного материала предлагается использование композита на основе меди с внедренными наноразмерными частицами углерода (нанотрубки и фуллерены).

Для создания экспериментальных образцов в данной работе применялся метод смешения в планетарной мельнице, а также метод пропитки суспензией углеродных наночастиц. В качестве матричного материала использовался медный порошок марки ПМС-1. В качестве упрочняющих частиц были выбраны углеродные нанотрубки (УНТ) и фуллерены C_{60} . Метод механического легирования с использованием планетарной мельницы применялся для получения образца I (состав ПМС-1 + 0,1 масс.% УНТ). Образцы II (ПМС-1 + 0,1 масс.% УНТ) и III (ПМС-1 + 0,1 масс. % C_{60}) получены с использованием технологии пропитки суспензией. Полученные композиции подвергались предварительному отжигу и прессованию. Далее спечённые образцы прошли горячее изостатическое прессование (ГИП) по режиму: $T = 950\text{ }^{\circ}\text{C}$, давление аргона $P = 130\text{ МПа}$, время выдержки – 3 часа. В результате получены образцы с плотностью $8,59\text{ г/см}^3$, что составляет ~96% плотности меди. Теплопроводность λ исследуемых образцов композита находится в интервале 270 - 288 Вт/м·К, что превышает теплопроводность традиционно используемой бронзы БрХ08 (239 Вт/м·К). Механические свойства образцов представлены в табл. 1.

Таблица 1 – механические свойства образцов композита

№	Состав, способ изготовления	Предел прочности σ_B , кгс/мм ²	Предел текучести $\sigma_{0,2}$, кгс/мм ²	Относительное удлинение δ , %	Поперечное сжатие ψ , %
I	ПМС-1 + 0,1 масс.% УНТ, механическое легирование	21,4	12,2	24,8	26,0
		21,9	11,2	31,6	26,0
II	ПМС-1 + 0,1 масс.% УНТ, пропитка суспензией	22,1	11,5	56,0	60,8
		21,9	11,5	51,2	60,8
III	ПМС-1 + 0,1 масс. % C_{60} , пропитка суспензией	21,3	10,4	44,0	65,7
		21,9	10,7	55,2	65,7
	Медь МЗ	20,0	6,0	45,0	84,0
	сплав БрХ08	24,0	8,0	35,0	70,0

Основной прочностной характеристикой конструкционного материала, обеспечивающей работоспособность внутренней стенки теплообменника, является предел текучести. Полученные результаты механических испытаний образцов свидетельствуют о превышении минимально необходимого уровня предела текучести (8 кг/мм^2 для традиционно используемого сплава БрХ08), что, в совокупности с увеличенной теплопроводностью, позволяет рассматривать предложенные материалы в качестве перспективных конструкционных при изготовлении теплообменников.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пелевин, Ф. В. Рекуперативный теплообменный аппарат для наддува топливных баков жидкостного ракетного двигателя / Пелевин, Ф. В., Авраамов Н. И., Семенов П. Ю. // Инженерный вестник. – 2014. - №10. – С. – 50-60.

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

