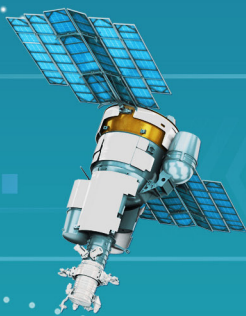




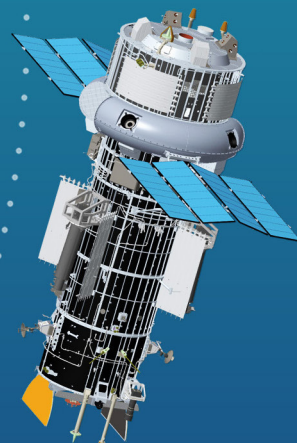
VII Всероссийская  
научно-техническая конференция,  
посвящённая 60-летию со дня  
первого полёта человека в космос



# АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ( «VII КОЗЛОВСКИЕ ЧТЕНИЯ» )

## СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ КОНФЕРЕНЦИИ

*31 августа 2021 г., Самара*



**VII Всероссийская научно-техническая конференция**

**«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»**

**(VII Козловские чтения)**

**СБОРНИК  
МАТЕРИАЛОВ КОНФЕРЕНЦИИ**

АО «РКЦ «Прогресс», Самара, Россия  
31 августа 2021 г.

УДК 629.7  
ББК 36.6

Под общей редакцией  
доктора технических наук  
Р.Н. Ахметова

**РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ:**

Д.А. Баранов, Р.Н. Ахметов, Г.П. Аншаков,  
Н.Р. Стратилатов, А.Д. Сторож, А.И. Мантуров,  
Ю.Н. Горелов, В.В. Салмин

Рецензент: академик РАН, д.т.н., профессор Ф.В. Гречников

ISBN 978-5-93424-871-1

Материалы VII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VII Козловские чтения), (31 августа 2021 года, г. Самара); под общ. ред. Р.Н. Ахметова. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2021.- 395 стр.

Материалы конференции содержат отобранные Программным комитетом доклады, посвященные обсуждению проблем: фундаментальных и прикладных исследований; компьютерного моделирования; разработки и практического внедрения компонентов информационно-телекоммуникационных систем; активизация научно-практической деятельности исследователей; обмен опытом учебно-образовательной деятельности при подготовке инженерных специалистов с использованием инновационных образовательных и инструментальных технологий.

*Печатается по решению редакционно-издательского совета  
Самарского научного центра Российской академии наук*

УДК 629.7  
ББК 36.6

ISBN 978-5-93424-871-1

## СОДЕРЖАНИЕ

### МАТЕРИАЛЫ ПЛЕНАРНОГО ЗАСЕДАНИЯ

<b>НАУКА И ПРОМЫШЛЕННОСТЬ – ТЕРРИТОРИЯ ПРОГРЕССА</b>	12
<i>Д.А. Баранов, Р.Н. Ахметов, А.Д. Сторож, М.В. Борисов, Н.Р. Стратилатов, О.Г. Лагно Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ТЕХНОПАРК «ЖИГУЛЕВСКАЯ ДОЛИНА» КАК ИНСТРУМЕНТ ПРИВЛЕЧЕНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ СТАРТАПОВ К РАЗРАБОТКАМ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ</b>	18
<i>А.В. Сергиенко Государственное автономное учреждение Самарской области «Центр инновационного развития и кластерных инициатив» управляющей компании технопарка «Жигулевская долина»</i>	
<b>ОТ ФОТОПРИЁМНИКА К КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ СВЕРХВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ</b>	21
<i>А.И. Бакланов (Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС» г. Москва, Зеленоград)</i>	
<b>ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭРДУ АО «ОКБ «ФАКЕЛ» НА БАЗЕ СПД 70</b>	34
<i>Е.В. Космодемьянский, В.А. Лесневский, В.С. Жасан, А.Н. Нестеренко, Р.Ю. Гниздор, С.Ю. Приданников АО «ОКБ «Факел»», г. Калининград, Россия</i>	
<b>СЕКЦИЯ 1: ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И ПРОЕКТЫ</b>	
<b>МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ПО ЗАДАННОМУ ПРОСТРАНСТВЕННОМУ РАЗРЕШЕНИЮ</b>	45
<i>В.И. Куренков<sup>1</sup>, В.М. Фёдоров<sup>2</sup>, Е.А. Пупков<sup>1</sup>, В.В. Каменский<sup>2</sup> <sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара <sup>2</sup>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>АНАЛИЗ НАДЁЖНОСТИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕТОДОМ ДЕРЕВЬЕВ ОТКАЗОВ</b>	55
<i>А.С. Кучеров, П.В. Чиклин Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара</i>	
<b>КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ</b>	61
<i>С.А. Ишков, П.В. Фадеенков, Г.А. Филиппов Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара</i>	

<b>АНАЛИЗ СХЕМЫ РАЗМЕЩЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ НА ПРИМЕРЕ БЛОКА ВЫВЕДЕНИЯ «ВОЛГА»</b>	64
<i>А.А. Беляков, А.И. Шулепов Самарский университет, г. Самара</i>	
<b>КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ТРАНСПОРТИРОВКИ</b>	74
<i>О.Ф. Садыков Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара</i>	
<b>СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ</b>	83
<i>А.С. Гуртов, Е.А. Данов, В.Р. Шнейдмиллер АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИИ НИЖНЕЙ ОБЕЧАЙКИ БАКА ГОРЮЧЕГО РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДЫ ANSYS</b>	87
<i>А.С. Коньхова АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>КОНТИНУАЛЬНЫЙ И ДИСКРЕТНЫЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БАЛОЧНОЙ МОДЕЛИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ</b>	92
<i>О.И. Малыгина АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ</b>	101
<i>Н.Р. Стратилатов, С.С. Раубе, А.В. Никитин АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>СЕКЦИЯ 2: КОСМИЧЕСКОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ, МЕТОДЫ И СРЕДСТВА</b>	
<b>КОНЦЕПЦИЯ К КЛАССИФИКАЦИИ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ХАРАКТЕРИСТИК СКВОЗНОГО ВИДЕОТРАКТА</b>	108
<i>С.М. Ларионов ФГБОУ ВО Рязанский государственный радиотехнический университет имени В.Ф. Уткина (РГРТУ), г. Рязань</i>	
<b>УНИВЕРСАЛЬНАЯ СИСТЕМА УДАЛЁННОГО ДОСТУПА К ДАННЫМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ (ГЕОПОРТАЛ)</b>	110
<i>А.Е. Кузнецов, А.М. Кочергин, С.А. Ларюков ФГБОУ ВО «Рязанский государственный радиотехнический университет имени В.Ф. Уткина» (РГРТУ), г. Рязань</i>	
<b>ДЕТЕКТИРОВАНИЕ МАЛОИНФОРМАТИВНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ</b>	112
<i>А.С. Рыжиков ФГБОУ ВО «Рязанский государственный радиотехнический университет имени В.Ф. Уткина» (РГРТУ), г. Рязань</i>	

<b>РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА ОПТИКО–ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ДЗЗ ПО ЛУННОЙ ПОВЕРХНОСТИ</b>	114
<i>А.И. Бакланов, А.С. Забиякин, В.Е. Квитка, М.В. Ключников, В.О. Прасолов Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва, Зеленоград</i>	
<b>СИНГУЛЯРНЫЙ РАСЧЁТ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ЗАСЕЧКИ</b>	121
<i>Е.Г. Воронин Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва, г. Зеленоград</i>	
<b>РАЗРАБОТКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ «РАПСОДИЯ» ДЛЯ СЪЕМКИ В КОРОТКОВОЛНОВОМ ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНЕ</b>	133
<i>А.М. Стальнов, С.Г. Данилов, М.А. Сиваков, А.В. Хватов Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва, г. Зеленоград</i>	
<b>ИНТЕГРАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ ГИПЕРСПЕКТРОМЕТРОМ ПО СХЕМЕ ОФФНЕРА. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НА ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ФАКТОРОВ, УЧИТЫВАЕМЫХ МОДЕЛЬЮ</b>	139
<i>А.А. Расторгуев АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	

### **СЕКЦИЯ 3: СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ И СВЯЗЬ**

<b>УПРАВЛЯЮЩИЙ ДВИГАТЕЛЬ-МАХОВИК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ</b>	149
<i>Е.О. Андрюшин<sup>1</sup>, Т.М. Ганова<sup>1</sup>, Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, А.А. Деккер<sup>1</sup> <sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург <sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург</i>	
<b>УНИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ МАГНИТНЫХ СИСТЕМ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</b>	154
<i>А.А. Николаенко<sup>1</sup>, Д.О. Якимовский<sup>1,2</sup>, Д.И. Джукич<sup>1,3</sup>, С.А. Киселёв<sup>1</sup>, А.Б. Андерсон<sup>1</sup> <sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург <sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург <sup>3</sup>Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург</i>	
<b>ВАЛИДАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА</b>	161
<i>Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, Е.П. Казаков<sup>1</sup> <sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург <sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург</i>	

<b>УСТРОЙСТВО ПОВОРОТНОЕ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ДЛЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ</b>	165
<i>А.А. Мальцев<sup>1</sup>, Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, Б.И. Малых<sup>1</sup></i>	
<i><sup>1</sup> АО «НИИ командных приборов», г. Санкт-Петербург</i>	
<i><sup>2</sup> Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург</i>	
<b>КОНТРОЛЬ ГЕОМЕТРИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОБЪЕКТОВ ПРИ ПОМОЩИ НАВИГАЦИОННЫХ РАДИОСИГНАЛОВ</b>	171
<i>А.В. Пичкалёв<sup>1</sup>, А.В. Гребенников<sup>2</sup></i>	
<i><sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетёва», Красноярский край, г. Железногорск</i>	
<i><sup>2</sup>Сибирский федеральный университет, г. Красноярск</i>	
<b>МЕТОД ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВОЙ РАДИО- НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ НЕЙРОННОЙ СЕТИ</b>	176
<i>П.С. Семенюта</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>РАСЧЁТ И МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</b>	180
<i>В.Д. Рябов, А.А. Давыдов, Е.В. Чугунков</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ОПРЕДЕЛЕНИЕ АДДИТИВНОЙ И МУЛЬТИПЛИКАТИВНОЙ СОСТАВЛЯЮЩИХ ГАРМОНИЧЕСКОГО СИГНАЛА</b>	183
<i>А. В. Вopilin, Р. Р. Халилов</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ПРИЕМНОЕ АНТЕННО-ФИДЕРНОЕ УСТРОЙСТВО АВТОМАТИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ</b>	188
<i>С.Б. Филиппов, А.С. Мальцев</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>НАСТРОЙКА ИДЕНТИЧНЫХ АНТЕНН, РАЗМЕЩАЕМЫХ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ</b>	191
<i>С.Б. Филиппов, А.С. Мальцев</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>СЕКЦИЯ 4: ДВИГАТЕЛИ. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ И СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КА</b>	
<b>ВЛИЯНИЕ НЕГЕРМЕТИЧНОСТИ РАЗЪЕМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ НА РАБОТУ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b>	197
<i>В.В. Захаров</i>	
<i>АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко», г. Москва</i>	

<b>ШАГОВЫЙ ЭЛЕКТРОПРИВОД ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В СОСТАВЕ УЗЛОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ</b>	203
<i>Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, В.Б. Соколов<sup>1</sup>, А.В. Коноплев<sup>1</sup>, И.А. Пройдина<sup>1</sup> Л.А. Тропина<sup>1</sup> <sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург <sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург</i>	
<b>ЭКСПЕРТНАЯ ОЦЕНКА ИННОВАЦИОННЫХ КОМПОНОВОК ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b>	208
<i>Н.В. Родионов АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ТОКА ДЛЯ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ СИСТЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ</b>	218
<i>А.С. Гуртов, А.В. Смородин, В.Р. Шнейдмиллер АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>СЕКЦИЯ 5: ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ</b>	
<b>СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ СООТВЕТСТВИЯ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ</b>	224
<i>Г.В. Абраменков, И.С. Новиков, Д.М. Купцов ГК «Роскосмос», г. Москва</i>	
<b>ОЦЕНКА КОЭФФИЦИЕНТА ГОТОВНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ НА ЭТАПЕ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ С УЧЁТОМ РЕЗУЛЬТАТОВ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ</b>	229
<i>В.В. Гончаров, Ю.Л. Клименко, А.А. Кучеров «НИИ КС имени А.А. Максимова» – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв Московской области</i>	
<b>РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМ ПРОВЕДЕНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОВРЕМЕННЫХ АИВК</b>	237
<i>С.Е. Усова, В.В. Землянский АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва», Красноярский край, Железногорск</i>	
<b>ПРИНЦИПЫ СОЗДАНИЯ РАБОЧЕГО МЕСТА КОМПЛЕКСНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МОДУЛЯ СЛУЖЕБНЫХ СИСТЕМ И КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</b>	243
<i>С.Е. Усова, В.В. Землянский АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», Красноярский край, Железногорск</i>	
<b>ПЕРСПЕКТИВЫ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ</b>	246
<i>С.Ю. Балашов, С.В. Спицын, А.В. Товпеко, Е.В. Ульяновкин АО «РКЦ «Прогресс» – филиал «ОКБ «Спектр», г. Рязань</i>	



<b>РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ОЦЕНКИ НЕЛИНЕЙНЫХ ЗВУКОИЗОЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВЫХ ПАНЕЛЕЙ СБОРОЧНО-ЗАЩИТНОГО БЛОКА</b>	252
<i>П.А. Попов АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>МЕТОДИКА ОЦЕНКИ НЕЛИНЕЙНЫХ ЗВУКОИЗОЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ</b>	262
<i>П.А. Попов АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ШИРИН ПЕЧАТНЫХ ПРОВОДНИКОВ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ С ЦЕЛЬЮ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ИХ ПЕРЕГРЕВА ПРИ РАБОТЕ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА</b>	265
<i>И.Ю. Шумских, В.С. Бозриков, А.В. Рузанов АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ТЕПЛОПРОВОДНАЯ ЭЛАСТИЧНАЯ ПРОКЛАДКА</b>	271
<i>И.Ю. Шумских, А.В. Костин, В.С. Бозриков, А.В. Рузанов АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ТИПОВЫЕ ТЕПЛОТВОДЯЩИЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ РЕШЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ, РАБОТАЮЩЕЙ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА</b>	273
<i>И.Ю. Шумских, В.С. Бозриков, А.В. Рузанов АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>СОЗДАНИЕ СТЕНДА ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА</b>	279
<i>В.В. Жуков, А.В. Горшков, А.С. Шульга, Е.В. Кудашов, И.А. Грачев, А.А. Демидов АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	

#### **СЕКЦИЯ 6: МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ И ОПТИМИЗАЦИИ**

<b>СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ РАЗРЕШЕНИЯ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С УЧЕТОМ ЦЕНТРАЛЬНОГО ЭКРАНИРОВАНИЯ</b>	284
<i>В.И. Куренков, Е.А. Пупков Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, г. Самара</i>	
<b>ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НЕРАВНОВЕСНЫХ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</b>	292
<i>Н.А. Елисов Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара</i>	

## СЕКЦИЯ 7: ИНФОРМАТИКА И ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

- РАЗВИТИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ИСКУССТВЕННЫХ СВЯЗНЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ** 303

*В.С. Сторожев, Е.А. Шангина, Н.С. Жуль*

*АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», г. Железногорск*

- ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ** 308

*А.А. Нагибин, В.Д. Рябов*

*АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара*

## СЕКЦИЯ 8: ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

- ОБЗОР ПРИМЕНЕНИЯ НЕОХЛАЖДАЕМЫХ МАТРИЧНЫХ МИКРОБОЛОМЕТРИЧЕСКИХ ФОТОПРИЁМНИКОВ В АППАРАТУРЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ДЗЗ** 313

*Г.В. Бунтов*

*Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Зеленоград*

- ВОЗМОЖНОСТИ УНИФИКАЦИИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ВЫСОКОГО И СВЕРХВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ** 333

*Е.А. Радин, И.Н. Разживалов*

*Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва, г. Зеленоград*

- ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ЛЕГИРОВАННЫХ РЗМ В КОНСТРУКЦИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ** 339

*М.С. Казаков*

*АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара*

- ПОСТРОЕНИЕ ОБРАЗЦОВ ИЗ ТИТАНА АДДИТИВНЫМИ ТЕХНОЛОГИЯМИ ПОРОШКОВОГО СПЛАВЛЕНИЯ** 343

*А.В. Митрянин*

*АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара*

- ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАПРАВЛЕНИЯ УКЛАДКИ ВОЛОКОН В СТРУКТУРЕ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПОЛУЧЕННЫХ АДДИТИВНЫМ ФОРМИРОВАНИЕМ, НА ЦИКЛИЧЕСКУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ** 356

*А.С. Шульга, А.С. Панов, И.А. Грачев, А.В. Горшков, А.В. Миронов,*

*А.С. Федоров*

*АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара*

<b>ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ 3D ПЕЧАТИ НА ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ</b>	360
<i>А.С. Шульга, И.А. Грачев, А.С. Панов, А.В. Горшков, А.В. Миронов, А.С. Федоров</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ЭЛЕКТРОННОЕ ЛУЧЕВОЕ АДДИТИВНОЕ ПРОИЗВОДСТВО (ЭЛАП). КЛАССИФИКАЦИЯ ТЕХНОЛОГИИ И ИССЛЕДОВАНИЕ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ НОРМАТИВНОЙ БАЗЫ</b>	364
<i>А.В. Миронов, В.В. Жуков</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>СЕКЦИЯ 9: ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ</b>	
<b>ИГРОВЫЕ ФОРМЫ ОБУЧЕНИЯ СПЕЦИАЛИСТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ БАЗЫ КОСМОДРОМОВ</b>	369
<i>Ю.А. Новиков, В.В. Савин, С.В. Спицын, А.В. Товпеко</i>	
<i>Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – ОКБ «Спектр», г. Рязань</i>	
<b>СЕКЦИЯ 10: ВОПРОСЫ ЭКОНОМИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ</b>	
<b>АНАЛИТИЧЕСКАЯ И КОМПЬЮТЕРНАЯ ДИСКРЕТНАЯ ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ МЕХАНИЗМА СИНХРОНИЗАЦИИ ПОТОКОВ В ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА</b>	374
<i>В.Д. Богатырев<sup>1</sup>, Д.А. Щелоков<sup>2</sup></i>	
<i><sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара</i>	
<i><sup>2</sup>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>ЦИФРОВАЯ ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ОРГАНИЗАЦИОННОГО МЕХАНИЗМА ФОРМИРОВАНИЯ ПОТОКОВ В ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА</b>	384
<i>Д.А. Щелоков</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>РОЛЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭКСПЕРТНЫХ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ИННОВАЦИЙ НА ПРОМЫШЛЕННОМ ПРЕДПРИЯТИИ</b>	389
<i>Н.В. Родионов</i>	
<i>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара</i>	
<b>АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ</b>	392

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Материалы пленарного заседания**

## НАУКА И ПРОМЫШЛЕННОСТЬ – ТЕРРИТОРИЯ ПРОГРЕССА

© 2021 Д.А. Баранов, Р.Н. Ахметов, А.Д. Сторож, М.В. Борисов,  
Н.Р. Стратилатов, О.Г. Лагно

Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс»,  
г. Самара, Российская Федерация

### Аннотация

Доклад содержит сведения о научно-технических достижениях «Ракетно-космического центра «Прогресс» в области создания передовой высокотехнологичной ракетно-космической техники. Приводится краткое описание эксплуатирующихся изделий, а также перспективных проектов и разработок для нужд Российской Федерации, а также развития международного сотрудничества.

*Ключевые слова:* космический аппарат, ракета-носитель, услуги по запуску

Ракетно-космический центр «Прогресс» – один из мировых лидеров в области создания и эксплуатации ракет-носителей лёгкого и среднего класса, космических комплексов дистанционного зондирования Земли и автоматических космических аппаратов прикладного назначения.

С 1958 года самарскими ракетостроителями было изготовлено и запущено более 1930 ракет-носителей и 900 космических аппаратов.

2021 год – это, конечно, 60 лет со дня первого полёта человека в космос.

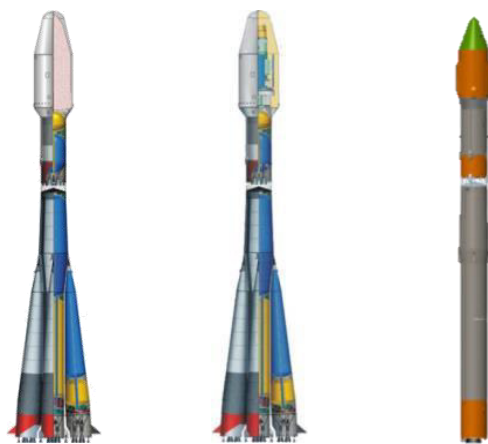
В этом году также исполняются памятные даты, связанные с изделиями нашего ракетно-космического центра, в том числе с его современными разработками:

- 55 лет первого пуска легендарной РН «Союз», ставшей основой для многочисленных модификаций («Союз-У», «Союз-ФГ», «Союз-2»),
- 20 лет первого пуска РН «Союз-ФГ», на долгие годы ставшей единственным средством доставки космонавтов на МКС,
- 15 лет первого пуска РН «Союз-2-1б»,
- 10 лет первого пуска РН «Союз-СТ» из Французской Гвианы,
- 5 лет со дня первого пуска РН «Союз-2-1а» в космодрома «Восточный».

В 90-е годы международное сотрудничество по запуску иностранных космических аппаратов получило новое развитие в связи с созданием францозско-российской компании «Старсем», которая представляет интересы Самарского космического центра на международном рынке космических услуг. В рамках данного сотрудничества в период с 1999 по 2013 годы были осуществлены запуски более 70 американских и европейских КА.

Сегодня семейство известных всему миру ракет-носителей «Союз» представлено изделиями в среднем и легком классе (Рис. 1). Это уже зарекомендовавшие себя носители «Союз-2-1а», «Союз-2-1б», запуски которых осуществляются с космодромов «Плесецк», «Байконур» и «Восточный», это РН «Союз-СТ», с помощью которых запускаются космические аппараты с космодрома во Французской Гвиане. А также легкая ракета-носитель «Союз-2-1в».

Высокая надежность ракет-носителей «Союз» позволила РКЦ «Прогресс» стать одним из ведущих предприятий на международном рынке пусковых услуг.



РН «Союз-2-1а»    РН «Союз-2-1б»    РН «Союз-2-1в»

Рис. 1. Ракеты-носители АО «РКЦ «Прогресс»

Сегодня в АО «РКЦ «Прогресс» находятся в разработке сразу несколько новых ракет-носителей (Рис. 2). Это:

- ракета-носитель среднего класса «Союз-5»,
- ракета-носитель среднего класса «Амур» со сжиженным природным газом в качестве горючего и с многократным использованием блока первой ступени,



РН «Союз-5»    РН «Амур»

Рис. 2. Перспективные ракеты-носители АО «РКЦ «Прогресс»

Перспективная ракета-носитель среднего класса «Союз-5» должна обеспечивать запуск с космодрома «Байконур» на высокоэллиптические, переходные к геостационарной, геостационарную орбиту и на отлетные траектории КА различного назначения (с использованием разгонного блока), а также выведение на низкие околоземные орбиты пилотируемого транспортного корабля нового поколения и автоматических КА.

В настоящее время в АО «РКЦ «Прогресс» разрабатывается эскизный проект по созданию на космодроме «Восточный» космического ракетного комплекса с ракетой-носителем среднего класса «Амур» со сжиженным природным газом в качестве горючего и с многократным использованием блока первой ступени, которое обеспечивается управляемым спуском первой ступени в оптимальный район посадки. Первый этап разработки эскизного проекта космического ракетного комплекса с ракетой-носителем «Амур» был завершён в прошлом году.

РКЦ «Прогресс» занимает лидирующее положение в России по созданию автоматических космических аппаратов дистанционного зондирования земной поверхности, решающих весь спектр задач в интересах национальной безопасности, науки и народного хозяйства. Космические аппараты, разработанные центром, позволяют обеспечить наблюдение поверхности Земли с высоким разрешением на местности и оперативной доставкой информации.

В ближайшей перспективе основу российской орбитальной группировки космических средств высокодетального наблюдения будет составлять космическая система «Ресурс-П» (Рис. 3). Её особенностью является комплексность наблюдения поверхности Земли за счет установки на борту нескольких видов оптико-электронной аппаратуры, что значительно повышает эффективность решения широкого круга социально-экономических, научно-прикладных задач в сфере глобального мониторинга и охраны окружающей среды.



Рис. 3. КА «Ресурс-П»

В 2023 году планируется начать лётные испытания КС «Ресурс-ПМ» (Рис. 4), которая имеет более высокие тактико-технические характеристики и предназначается для замены КС «Ресурс-П»



Рис. 4. КА «Ресурс-ПМ»

На завершающей стадии находится разработка КА радиолокационного наблюдения «Обзор-Р» (Рис. 5), который предназначен для проведения съемки в X-диапазоне.



Рис. 5. КА «Обзор-Р»

АО «РКЦ «Прогресс» совместно с Самарским университетом создан малый космический аппарат дистанционного зондирования Земли «Аист-2Д» (Рис. 6). Запуск МКА осуществлен 28 апреля 2016 года с космодрома «Восточный».



Рис. 6. МКА «АИСТ-2Д»

На сегодняшний день МКА отснято более 50 млн. кв. км земной поверхности. Полученный в ходе эксплуатации МКА «Аист-2Д» опыт позволил АО «РКЦ «Прогресс» приступить к разработке картографического МКА «Аист-2Т» (Рис. 7). Космический комплекс «Аист» дистанционного зондирования Земли с орбитальной группировкой в составе двух МКА «Аист-2Т» предназначен для получения панхроматических, перекрывающихся конвергентных (стереоскопических) изображений и цветных (спектрональных) изображений земной поверхности.



Рис. 7. МКА «АИСТ-2Т»

Еще одним направлением деятельности РКЦ «Прогресс» является разработка космических аппаратов для проведения совместных фундаментальных и прикладных исследований в условиях микрогравитации в области материаловедения, биологии и медицины. С целью проведения научных исследований в области космической технологии, биологии и медицины предприятием были созданы космические аппараты «Фотон» и «Бион» (Рис. 8).

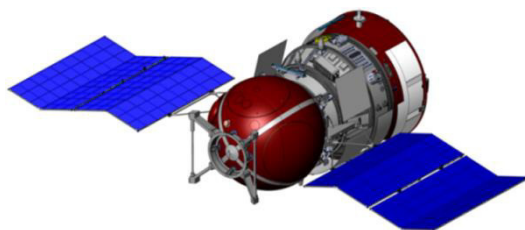


Рис. 8. КА типа «Бион», «Фотон»

В ходе многочисленных экспериментов были получены бесценные результаты в области производства материалов и биологических препаратов в интересах различных отраслей промышленности и науки.



С целью внедрения и развития услуг на основе космических технологий дистанционного зондирования Земли при инициативе Роскосмоса в составе АО «РКЦ «Прогресс» создан Центр получения и обработки информации (ЦПОИ) «Самара».

Для обеспечения запуска наноспутников формата «CubeSat» типоразмеров 1U, 1.5U, 2U, 3U, 3U+ РКЦ «Прогресс» создан универсальный транспортно-пусковой контейнер. Для простой адаптации к требованиям заказчика ТПК имеет модульную структуру, которая позволяет из нескольких стандартных модулей собрать контейнер для выведения наноспутника требуемого типоразмера от 1U до 3U+ . Транспортный контейнер может быть размещен как на переходном отсеке РН типа «Союз», так и на КА, создаваемых РКЦ «Прогресс».

В РКЦ «Прогресс» отработан ряд новых технологий информационной поддержки жизненного цикла изделий. В частности внедрено параллельное нисходящее проектирование, сформированы предпосылки к созданию цифрового двойника изделия. Отработан ряд технологий имитационного моделирования, что в свою очередь позволяет существенно экономить материальные и временные ресурсы на отработку изделий. Применяются аддитивные технологии и технологии сварки трением с перемешиванием.

В настоящее время ракетно-космический центр «Прогресс» обладает всеми необходимыми компетенциями по производству ракетно-космической техники, профессиональным потенциалом и ресурсами, необходимыми для материализации перспективных идей и технологий.

#### **Сведения об авторах:**

**Баранов Дмитрий Александрович**, к.т.н., генеральный директор АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Россия, г. Самара, ул. Земеца 18, т. (846) 955-13-61, [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru).

Область научных интересов: проектирование, производство, экспериментальная отработка, эксплуатация ракетно-космических комплексов.

**Ахметов Равиль Нургалиевич**, д.т.н., проф., первый заместитель генерального директора-генеральный конструктор АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Россия, г. Самара, ул. Земеца, д. 18. Тел./ факс: (846) 992-65-29 Электронная почта: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru).

Область научных интересов: проектирование, конструирование, отработка и эксплуатация ракетно-космической техники.

**Сторож Александр Дмитриевич**, к.т.н., первый заместитель генерального конструктора АО «РКЦ «Прогресс», 443009, , Россия, г. Самара, ул. Земеца, 18, т. 8(846)228-67-77, [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru).

Область научных интересов: геоинформационные и телекоммуникационные технологии, проектирование и эксплуатация автоматизированных систем управления.

**Борисов Максим Владимирович**, к.т.н., заместитель генерального конструктора по научной работе, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», тел. рабочий (846) 228-52-10, e-mail: [borisovma@samspace.ru](mailto:borisovma@samspace.ru).

Область научных интересов: информационные технологии, инновационные проекты, проектирование малых космических аппаратов, методы проектирования и конструирования изделий ракетно-космической техники, управление инновациями.

**Стратилатов Николай Ремирович**, к.т.н., главный конструктор – начальник отделения 1100 АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Россия, Самара, ул. Земеца, 18, (846)955-13-61, [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru).

Область научных интересов: методы проектирования и конструирования изделий ракетно-космической техники; космические тросовые системы (динамика).

**Лагно Олег Геннадьевич**, к.т.н., главный конструктор – начальник отделения 1150 АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Россия, Самара, ул. Земеца, 18, (846)920-00-44, [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru).

Область научных интересов: проектирование, конструирование, отработка и эксплуатация ракетно-космической техники.

## SCIENCE AND INDUSTRY - THE TERRITORY OF PROGRESS

© 2021 D.A. Baranov, R.N. Akhmetov, A.D. Storozh, M.V. Borisov, N.R. Stratilatov, O.G.Lagno

Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russia

### Annotation

The report contains data of scientific and technical achievements "The space-rocket center "Progress" in the field of design of the advanced launch vehicles, spacecraft and space technologies. The short description of the operated products, and also perspective projects and developments for needs of the Russian Federation, and also development of the international cooperation is provided.

*Keywords: spacecraft, carrier rocket, services in start*

### About the authors:

**Baranov Dmitriy Alexandrovich**, candidate of technical science, general director of JSC "Space- Rocket Centre "Progress", 443009, Russia, Samara, Zemets St. 18, t. (846) 955-13-61, mail@samspace.ru.

Area of scientific interests: design, production, experimental working off, operation of spacerocket complexes.

**Ahmetov Ravil Nurgalievich**, doctor of technical sciences, Professor, first deputy general director - general designer JSC "Space and Rocket Center "Progress" (Samara). Contacts: 443009, Samara, Zemetsa str., 18. Phone: (846) 992-65-29e-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru)

Research interests: designing, engineering, development and operation of rocket and space technology.

**Storozh Alexander Dmitrievich**, candidate of technical science, first deputy chief designer of JSC «SRC «Progress», 443009, Russia, Samara, Zemets str., 18, t. 8(846)228-67-77, mail@samspace.ru.

Area of scientific interests: geographic information and telecommunications technologies, design and operation of automated control systems.

**Borisov Maksim Vladimirovich**, candidate of technical science, Deputy General Designer for R & D, JSC «RSC «Progress», Samara, Russian Federation, phone (846) 228-52-10, e-mail: borisovma@samspace.ru.

Area of scientific interests: information technology, innovation projects, small satellites designing, methods of space-rocketry technics designing, innovation management/

**Stratilatov Nikolay Remirovich**, candidate of technical science, chief designer – head of Department 1100 of JSC «SRC «Progress», 443009, Russia, Samara, Zemetsa str., 18, (846)955-13-61, mail@samspace.ru.

Area of research: methods of space-rocketry technics designing; space tether systems (dynamics).

**Lagno Oleg Gennadievich**, candidate of technical science, chief designer – head of Department 1150 of JSC «SRC «Progress», 443009, Russia, Samara, Zemetsa str., 18, (846)920-00-44, mail@samspace.ru.

Area of research: designing, engineering, development and operation of rocket and space technology.

## ТЕХНОПАРК «ЖИГУЛЕВСКАЯ ДОЛИНА» КАК ИНСТРУМЕНТ ПРИВЛЕЧЕНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ СТАРТАПОВ К РАЗРАБОТКАМ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

© 2021 А.В. Сергиенко

Государственное автономное учреждение Самарской области  
«Центр инновационного развития и кластерных инициатив»  
управляющей компании технопарка «Жигулевская долина» .

**Аннотация:** доклад содержит сведения о формировании и развитии экосистемы инноваций Самарской области.

**Ключевые слова:** технопарк, инновационная деятельность, экосистема.

В настоящее время в Самарской области сформировалась и активно развивается экосистема инноваций. Одним из ключевых элементов инновационной экосистемы, наряду с научными, образовательными институтами, промышленными предприятиями, органами государственной власти является технопарк в сфере высоких технологий «Жигулевская долина»

Государственное автономное учреждение Самарской области «Центр инновационного развития и кластерных инициатив» - оператор инновационной деятельности региона и управляющая компания технопарка «Жигулевская долина», как ключевого элемента региональной экосистемы инноватики.

Создание технопарка в Самарской области началось в 2010 году в рамках комплексной программы «Создание в Российской Федерации технопарков в сфере высоких технологий». Открытие всего комплекса технопарка состоялось 28 декабря 2014 года. В настоящее время технопарк «Жигулевская долина» является самым крупным из 12 технопарков в сфере высоких технологий, построенных в рамках федеральной программы. Имущественный комплекс технопарка размещается на участке 29 га и включает в себя 67 000 кв. м офисных, лабораторных и производственных помещений, центр обработки данных, региональный центр инжиниринга, конгресс-центр.

Современная инфраструктура технопарка поддерживается уникальной системой мер поддержки инновационных проектов. В периметре технопарка созданы все условия для успешного развития и взаимодействия стартапов, комфортного ведения бизнеса и организации свободного времени.

Основные направления, в которых развивается технопарк:

- транспорт и космические технологии,
- информационные и телекоммуникационные технологии,
- биотехнологии и медицина,
- энергоэффективность и энергосбережение,
- химия и разработка новых материалов.

Этим направлениям соответствуют проекты, реализуемые резидентами технопарка. Резиденты технопарка активно работают в области информатики и информационно-управляющих систем, геоинформационных систем, создания геоинформационных моделей, обработки и моделирования образов, в области систем

управления, навигации и связи. Актуальное направление – альтернативная энергетика, альтернативные виды топлива и транспортные средства на альтернативных видах топлива.

Сегодня в технопарке развивается 268 проектов, 257 компаний являются резидентами технопарка, создано 2 040 высокотехнологичных рабочих мест.

От создания технопарка к созданию региональной экосистемы инноваций: от ХАРД к СОФТ. Наш набор SOFT – это повсеместное использование best practices и стратегия концентрирования, что объяснимо в парадигме ограниченных ресурсов – денежных, людских, временных. Создание экстерриториальной экосистемы поддержки инноваций, с цифровым двойником на платформе iSamara.

С 2018 года технопарк является региональным оператором Фонда «Сколково». Экосистема «Сколково» - благоприятная среда для развития предпринимательства и исследований в областях: энергоэффективные технологии, ядерные технологии, космические технологии, медицинские технологии, стратегические компьютерные технологии и программное обеспечение. Преимущества Фонда «Сколково» - экстерриториальность, индустриальное партнерство, корпоративные программы.

Технопарк «Жигулевская долина» на территории Самарской области является периметром, в границах которого, может быть реализована программа по индустриальному партнерству с фондом «Сколково», с размещением в технопарке RND-центра компании. Индустриальные партнеры «Сколково» получают ряд преференций, а также налоговые и таможенные льготы.

Индустриальными партнерами «Сколково» уже являются 137 ведущих мировых компаний.

С 2019 года директор ГАУ «ЦИК СО» Сергиенко А.В. является представителем Фонда содействия инновациям в Самарской области. Задача регионального представителя Фонда – привлечение инноваторов региона к участию в его конкурсах. Офис регионального представителя находится в технопарке «Жигулевская долина», консультации ведутся как в Сети, так и очно.

Ключевые инструменты поддержки технологических стартапов в регионе:

- поддержка в области инжиниринга и технологий – Региональный центр инжиниринга,
- финансовая поддержка – Инновационный фонд Самарской области,
- информационная поддержка – портал инноваций ISAMARA.

Некоммерческая организация «Инновационный фонд Самарской области» основана в 2006 году в соответствии с Постановлением Правительства Самарской области и является элементом региональной инфраструктуры поддержки инновационного предпринимательства. Основная задача фонда - отбор и подготовка перспективных инновационных проектов региона и привлечение под них финансирования. Фонд осуществляет активное взаимодействие с ведущими промышленными предприятиями для отбора инновационных проектов для тестирования и внедрения на производственных объектах АО «РЖД», АО «Трансмашхолдинг», ПАО «КуйбышевАзот», ПАО «ТМК».

Региональный центр инжиниринга (РЦИ) входит в экосистему технопарка и размещен в периметре «Жигулевской долины». Основной целью деятельности РЦИ является повышение технологической готовности субъектов малого и среднего предпринимательства за счет разработки (проектирования) технологических и технических процессов и обеспечения решения проектных, инженерных, технологических и организационно-внедренческих задач, возникающих у субъектов малого и среднего предпринимательства. РЦИ оказывает услуги в области инжиниринга, испытаний и измерений и оснащен современными высокоточными средствами измерений и испытаний, графическими станциями, специализированным инженерным программным обеспечением, укомплектован персоналом, обладающим высоким уровнем компетенций в области проектирования, испытаний и измерений.

Лаборатории РЦИ аккредитованы Федеральной службой по аккредитации и сертифицированы Центром сертификации и стандартизации «Сколково» для оказания услуг участникам проекта «Сколково».

С 2020 года в Самарской области работает единый инновационный портал ISAMARA. Задача портала - оптимизировать взаимодействие участников инновационной деятельности Самарской области: бизнес-сообщества, органов власти, институтов государственной поддержки инновационных проектов. На портале формируется база всех инновационных проектов Самарской области. В соответствии с поручением министерства экономического развития и инвестиций Самарской области технопарк «Жигулевская долина» является оператором перечня инновационной, высокотехнологичной продукции и технологий Самарской области.

Технопарк «Жигулевская долина» - это постоянно развивающаяся живая экосистема, открытая для сотрудничества со всеми, кто заинтересован в развитии, и притягивающая в свою орбиту все новое и инновационное. Технопарк располагает всем необходимым набором инструментов и методик, чтобы выступить связующим звеном между инновационными стартапами, которых в его портфеле уже более 160, и промышленными партнерами из ракетно-космической отрасли.

#### **Сведения об авторах:**

**Сергиенко Александр Витальевич**, директор ГАУ Самарской области «Центр инновационного развития и кластерных инициатив» управляющей компании технопарка «Жигулевская долина», 445043, г.о. Тольятти, Самарской обл., Южное шоссе, д. 165, оф.301, тел. 8(8482) 93-00-93, sergienko.a@cik63.ru.

Область научных интересов: операционный и стратегический маркетинг.

### **TECHNOPARK "ZHIGULYOVSK VALLEY" AS THE INSTRUMENT OF ATTRACTION OF THE INNOVATION STARTUPS TO DEVELOPMENTS FOR THE SPACE-ROCKET INDUSTRY.**

© 2021 A.V. Sergienko

**Annotation:** the report contains information on forming and development of ecosystem of innovations of the Samara region.

*Keywords: technopark, the innovation activity, ecosystem.*

#### **About the authors:**

**Alexander V. Sergienko**, director of public autonomous institution of the Samara region "Center of the innovation development and cluster initiatives" of managing company of technopark "Zhigulyovsk valley", 445043, Tolyatti, of the Samara region, Yuzhnoye Highway, 165-301, tel. +7(8482) 93-00-93, sergienko.a@cik63.ru.

## ОТ ФОТОПРИЁМНИКА К КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ СВЕРХВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

© 2021 А.И. Бакланов

Филиал АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС»  
г. Москва, Зеленоград

Проведён анализ современных космических систем ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения. Показаны две основные тенденции их развития: развертывание больших группировок микроспутников с разрешением 0,5-1,0 м на орбитах 400-450 км и создание группировок спутников с крупногабаритной оптикой с максимальным пространственным разрешением 20-30 см и максимальными характеристиками по точности, производительности и оперативности на орбитах 600-700 км. Подробно рассмотрено то, как выбор типа фотоприёмника (кадровая КМОП матрица или матрица ВЗН) определяет способ сканирования, накопления сигнала и суточную производительность при съёмке, а в результате облик всей космической системы.

*Ключевые слова:* Космические системы ДЗЗ сверхвысокого разрешения. КМОП-матрица, матрица ВЗН, микроспутник высокого разрешения, «pushbroom», «push frame».

В космических системах дистанционного зондирования и оптико-электронного наблюдения используются фотоприёмники самых разных типов. Аппаратуры самых первых метеорологических аппаратов таких как американский «TIROS-1» строилась на основе видиконов. В 1969 были изобретены твердотельные фотоприёмники - приборы с зарядовой связью (ПЗС) [1,2,3]. Благодаря своим преимуществам фоточувствительные приборы ПЗС в кратчайшее время стали основным типом фотодетекторов для различных космических оптико-электронных измерительных приборов и камер, в том числе и для систем наблюдения Земной поверхности с высоким разрешением.

Применение ПЗС в космической съёмочной аппаратуре обеспечило реализацию простого и удобного способа съёмки, называемого «pushbroom» (заметание), когда для получения двумерных изображений и обеспечения сканирования по одной из координат используется равномерное движение космического аппарата по орбите (как правило, круговой). Впервые эта технология космической съёмки с применением ПЗС была опробована в 1980 г. на советском космическом аппарате «Метеор-Природа 3-1» [4]. Тогда это были линейные фотоприёмники ПЗС. Практически в те же годы в системах оптико-электронной видовой разведки с высоким пространственным разрешением стали использоваться фотоприёмные матрицы ПЗС, работающие в режиме временной задержки и накопления (ВЗН) [5,6,7,8,9].

На долгие годы фотоприёмники ПЗС стали основными фотодетекторами для различных космических систем. Их форматы постоянно увеличивались, размеры пикселей уменьшались, улучшалась чувствительность и другие характеристики. Но наступил день и в на космических орбитах, сначала в составе приборов ориентации, а затем и в аппаратуре наблюдения появился другой тип фотоприёмников, - кадровые КМОП матрицы. В определённой степени применение фотоприёмных матриц этого типа в бортовой оптико-электронной аппаратуре содействовало существенному уменьшению массы и энергопотребления и появлению микроспутников с аппаратурой высокого разрешения. Как это сказалось на характеристиках таких систем?

В настоящий момент в космических системах дистанционного зондирования высокого и сверх высокого наблюдения образовалась следующая ситуация.

1. Продолжается эксплуатация космических группировок, развертывание которых началось более десяти лет назад.

2. Приблизительно с 2013 года осуществляется развертывание многоспутниковых группировок с высоким пространственным разрешением около одного метра на платформах

микроспутников. Для некоторых аппаратов за счёт снижения высоты орбиты пространственное разрешение доведено до 0,57-0,65 метра при небольшой полосе захвата около 5-6 км.

3. В 2019 году запуском новейшего французского космического аппарата CSO открыта новая страница развертывания многоспутниковых оперативных группировок оптико-электронных спутников сверхвысокого разрешения (20-30 см) на базе крупногабаритной оптики.

Основные характеристики некоторых находящихся в эксплуатации оптико-электронных космических аппаратов и их характеристики перечислены в табл. 1.

Табл. 1. Характеристики некоторых эксплуатируемых оптико-электронных спутников

Спутник	Страна	Год	Разрешение, м		Полоса захвата, км	Высота орбиты, км	Масса, кг
			ПХ	МС			
WorldView-1	США	2007	0,45	----	16,0	496	2500
GeoEye-1	США	2008	0,41	1,64	15,2	681	1955
WorldView-2	США	2009	0,45	1,8	16,4	767	2800
Pleiades-1A	Франция	2011	0,7	2,8	20	694	1015
Pleiades-1B	Франция	2012	0,7	2,8	20	694	1015
KompSat-3	Корея	2012	0,7	2,8	16,8	685	980
Канопус -В	Россия	2012	2,1	10,5	23,3	510	500
Ресурс-П №1	Россия	2013	0,7	2,1	38,6	475	6270
EgypSat-2	Египет	2014	1	4	12,6	720	1080
KazEOSat-1	Казахстан	2014	1	4	20	740	830
Deimos-2	ОАЭ	2014	1	4	12	620	310
WorldView-3	США	2014	0,31	1,24	13,1	617	2800
Gaofen-2	Китай	2014	0,8	3,2	45 (2кам)	630	2000
ASRARO-1	Япония	2014	0,5	2	10	520	495
KompSat-3A	Корея	2015	0,55	2,2	13	530	1112
DMC-3A, -3B, -3C	Китай	2015	1	4	23,4	650	447
Cartosat-2C	Индия	2016	0,65	2,0	11,0	510	727
<b>WorldView-4 *</b>	<b>США</b>	<b>2016</b>	<b>0,31</b>	<b>1,24</b>	<b>13,1</b>	<b>617</b>	<b>2087</b>
SuperView-01, 02,	Китай	2016	0,5	2,0	12,0	500	560
SuperView-03, 04,	Китай	2018	0,5	2,0	12,0	500	560
Канопус –В-ИК	Россия	2017	2,1	10,5	23,3	510	500
Канопус-В №3,4,5		2018					
CAS500-1	Корея	2021	0,5	2,0	12	498	500

Примечание: \* **WorldView-4 \*** выведен из эксплуатации

В табл. 1 можно выделить две группы космических аппаратов.

Первая группа, к которой относятся GeoEye-1; WorldView-1,2, 3, 4; Pleiades, Ресурс-П, Gaofen-2 (и ряд других китайских аппаратов), KompSat-3 это КА массой от одной тонны и более с предельными характеристиками по всем направлениям: пространственному разрешению (0,3-0,5), полосе захвата, точности координатной привязки без использования реперных точек, скорости перенацеливания, полосе обзора (за счет большей высоты орбиты), объёму суточной съёмки и передачи информации на Землю и т.п.

Вторая это космические аппараты среднего класса на платформах массой 350-600 кг.

Такие аппараты имеют пространственное разрешение несколько меньше, около 0,5-1,0 метра. Полоса захвата также меньше и составляет 10-15 км. Также снижены и остальные характеристики включая оперативность и производительность съёмки.

Все перечисленные аппараты осуществляют съёмку в режиме «pushbroom». Их съёмочная аппаратура базируется на использовании фотоприёмных матриц ПЗС работающих в режиме временной задержки и накопления (ВЗН) с размером пикселей 8-13 мкм. В аппаратуре российских спутников «Ресурс-П» используются ПЗС ВЗН с размером пикселей 6 мкм [10]. В индийских спутниках «Cartosat-2» аппаратура работает в с тангажным замедлением и основывается на французских линейках ПЗС с размером пикселей 6,5 мкм.

Одним из основных параметров оптико-электронной аппаратуры определяющим предельные характеристики является диаметр оптики. Только большая апертура телескопа позволяет осуществлять съёмку с большой высоты орбиты в большой полосе обзора, что определяет высокую периодичность и оперативность [11].

В табл. 2 приведены характеристики оптических систем для некоторых оптико-электронных аппаратов высокого и сверхвысокого разрешения.

Табл. 2. Параметры оптики некоторых оптико-электронных систем

КА	Страна	Год	Орбита, км	Диаметр оптики, м	Фокусное расстояние, м	Разрешение В ПХ, м
EROS-B	Израиль	2006	500	0,5	5	0,7
Kompsat-2	Корея	2006	685	0,6	9,	1,0
Cartosat-2	Индия	2007	617	0,7	5,6	0,79
WorldView-1	США	2007	495	0,6	8,8	0,45
WorldView-2	США	2008	770	1,1	13,3	0,46
GeoEye-1	США	2008	684	1,1	13,3	0,41
Pleiades	Франция	2011	694	0,65	13,0	0,7
Канопус-В	Россия	2012	510	0,175	1,8	2,1
Kompsat-3	Корея	2013	685	0,8	8,6	0,7
Dubaisat-2	ОАЭ	2013	600	0,415	5,7	1,0
Ресурс-П1÷П3	Россия	2013	475	0,5	4,0	0,7
SkySat-1	США	2013	600	0,35	-	1,1
WorldView-3	США	2014	617	1,1	15,9	0,31
Gaofen-2	Китай	2014	630	0,5	7,8	0,8
SkySat-C1÷C11	США	2016	500	0,35	--	0,7
WorldView-4	США	2016	617	1,1	15,9	0,31
Gaojing-1-(SuperView-1)	Китай	2016	500	<1	--	0,5
BlackSkyGlob	США	2018	500	0,24	--	1,1

Следует отметить, что в настоящее время максимальное разрешение около 30 см с орбиты 617 км достигнуто при диаметре оптики 110 см (1,1 м) на космических аппаратах корпорации Maxar: WorldView-2, 3, 4 при использовании матриц ПЗС ВЗН с размером пикселей 8 мкм.

В 2013 году появились первые спутники с высоким пространственным разрешением на платформах массой менее 100 кг, и даже 4-5 кг на базе кубсатов. После первых тестов и экспериментов начали разворачиваться сначала медленно, а потом всё более быстрыми темпами многоспутниковые группировки таких аппаратов.

И теперь на орбитах вокруг Земли летают, работают и непрерывно передают снимки поверхности с высоким пространственным разрешением уже несколько крупных спутниковых группировок различных стран и компаний, насчитывающих десятки и даже сотни космических аппаратов, как правило микроспутников. Таблица 2

В первую очередь это космические системы американской компании Planet (США), состоящие из микроспутников Skysat (на орбиту начиная с 2013 года выведено 21 КА) и



кубсатов Flock (постоянно работают на орбите около 150-200 КА из около 400 выведенных на орбиту также в период с 2013 года.

Первые спутники SkySat имели пространственное разрешение 1,1 м при полосе захвата 8 км, а также снимали черно-белое видео ( $2 \times 1,1 \text{ км}^2$ ; 30 кадров в секунду) с разрешением 1,1 метра. В дальнейшем спутники выводились на всё более низкие орбиты и их разрешение при полосе захвата 5,5 км составило уже 0,57 м, в том числе за счёт дополнительной цифровой обработки.

Характеристики кубсатов Flock также непрерывно совершенствуются. Так поколение спутников Flock-3 осуществляет RGB съёмку кадрами размером  $24,6 \times 16,4 \text{ км}^2$  с разрешением 3,7 м с высоты орбиты 475 км. У нового поколения Flock-4 (SuperDove) повышено качество изображения и увеличилось количество спектральных каналов. Производительность этой группировки обеспечивает ежедневную съёмку всей Земной поверхности.

С 2016 года ведёт работы по развёртыванию своей системы компания BlackSky Global. В настоящее время группировка этой компании насчитывает 6 действующих микроспутников (из 7 выведенных на орбиту). Планируется довести эту группировку до 60 КА. При этом характеристики самих микроспутников и их съёмочной аппаратуры постоянно улучшаются. Первые аппараты (генерация Gen-1) позволяли снимать в спектральных диапазонах 0,41-0,51; 0,51-0,58; 0,59-0,75 площадки  $4,4 \times 6,6 \text{ км}^2$  с разрешением 1 метр. Разрешение двух последних спутников (второй генерации – Gen-2) составляет уже 0,8 м. Предусмотрено доведение пространственного разрешения в третьей генерации Gen-3 до 0,5 м.

Уже 18 микроспутников Nusat (Aleph) аргентинской компании Satellogic постоянно осуществляют съёмку земной поверхности. Пространственное разрешение основного инструмента составляет 1 метр. Полоса захвата 5 км. Съёмка осуществляется в панхроматическом (400-690 нм) и четырёх узких спектральных зонах (400-510; 510-580; 580-690; 750-900 нм). Кроме этого в состав аппаратуры входит гиперспектрометр с разрешением 30 м и полосой захвата 150 км (до 600 спектральных каналов) и Инфракрасная камера (8-14 мкм) с разрешением 90 м в полосе 92 км. Развёртывание этой системы также началось в 2016 году. В планах компании в ближайшее время довести количество спутников в этой группировке до 25 аппаратов и обеспечить периодичность наблюдения не хуже 1,2 часа. В дальнейших планируется доведение количества спутников до 100 с одновременным повышением пространственного, спектрального и радиометрического разрешения съёмочной аппаратуры. Группировка из 300 таких аппаратов позволит снимать заданные объекты с периодичностью около 5 минут.

Японская корпорация AxelSpace запуском в марте 2021 года четырёх микроспутников GRUS-1A, 1C, 1D, 1E довела численность своей группировки до 5 аппаратов. Разрешение аппаратуры составляет 2,5 метра. Такая система позволяет осуществлять съёмку среднеширотных регионов с частотой 1,4 раза в день. В планах дальнейшего развёртывания стоит задача обеспечить ежедневную съёмку все суши в течении одного дня.

Это далеко не полный перечень развёртываемых и планируемых к созданию космических оптико-электронных систем высокого разрешения на платформе микроспутников. Реализуются сразу несколько аналогичных китайских проектов. В 2019-2020 г.г. на орбиты выведены оптико-электронные спутники Jilim-1 Gaofen-03A и Gaofen—3B (1+6) с пространственным разрешением 1м в ПХ канале и 4 м в 4-х узких спектральных зонах и полосой захвата 17 км, а также спутники для Jilim-1 Gaofen-03C для цветной видеосъёмки с размером кадра  $14,4 \times 6 \text{ км}$  и разрешением 1,2 м. На 30.06.2021 г. на орбите работают 7 и 4 таких космических аппарата. Планируется дальнейшее наращивание группировки Jilim-1 микроспутниками такого типа (Jilim-1 Gaofen-03D).

В табл. 3 приведены некоторые характеристики микроспутников, входящих в состав развёртываемых группировок высокого и сверхвысокого разрешения. Более подробное описание самих КА и их оптико-электронной аппаратуры приведено в [12]

Табл. 3 – Характеристики группировок микроспутников высокого разрешения.

Группировка (Спутники)	Компания	Страна	Дата начала Развертывания	Высота орбиты, км	Разрешение		Полоса захвата, км	Масса КА, кг	Размер группировки	
					ПХ, м	МС, м			План	На 30.06.21г
Flock (Dove)	Planet	США	2013	475*	3,7		24,6x16,4	4,5	~150	~150(400)
SkySat-1,2	Planet	США	2013	600	0,9	1	8	83	21	21
SkySat-3-15			450	0,65	0,81	5,9	120			
SkySat-16-21			400	0,57	0,75	5,5	120			
BlackSky1 1- BlackSky1 6-7	BlackSky Globe	США	2016	670 540: 450	1 0,8	1 0,8	4,4x6,6 км <sup>2</sup>	44-50	60	6 (7)
ÑuSat	Satellogic	Аргентина	2016		1,0	1,0	5	37	300	18
AxelGlobe (GRUS -1 A,B,C,D)	AxelSpace	Япония	2021	600	2,5	5	50	80	?	5
Jilin-1 Gaofen-03 A,B	CGST Co	Китай	2021	579	1	4	17	42	?	7
Jilin-1 Gaofen-03C	CGST Co	Китай	2021	579	--	1,2	14,4x6	42	?	4

Примечание: \* - Flock-3P - для высоты 475 км.

25

Табл. 4 – Характеристика оптико-электронных КА сверхвысокого разрешения с крупногабаритной оптикой.

Группировка (Спутники)	Компания	Страна	Дата начала Развертывания	Высота орбиты, км	Разрешение		Полоса захвата, км	Масса КА, кг	Размер группировки	
					ПХ, м	МС, м			План	На 30.06.21г
CSO-1	CNES/DGA	Франция	2018	800	0,35	?	?	3655	3	2
CSO-2			2019	480	0,20	?	?	3652		
CSO-3			?							
Pleiades Neo	CNES	Франция	2021	620	0,3	1,2	14	920	4	1
Gaofen-11		Китай	2018	<b>250x690 км</b>	0,1-0,2	?	?	?	?	2
Cartosat-3	ISRO	Индия	2019	510	0,25	1,13	16	1625	3	1
WorldView Legion	MAXAR	США	2021 (план)	450	0,29	1,16	9	625	6	0
Kompsat-7	KARI	Корея	2021 (план)	600-700	0,3	1,2	?	2000	?	0
Ресурс-ПМ	Роскосмос	Россия	2023 (план)	700	0,3-0,4	1,6	19	6000	2	0

Для создания фотоприёмной аппаратуры высокого и сверхвысокого разрешения традиционно использовались и используются в настоящее время матрицы ПЗС с временной задержкой и накоплением (ВЗН). Эти фотоприёмники за счёт особого режима съёмки и накопления сигнала движущегося изображения обеспечивают повышение чувствительности аппаратуры в десятки раз. Такой вариант создания аппаратуры позволяет не только достичь высокого и сверхвысокого разрешения, но и реализовать максимальную производительность съёмки, т.е. максимальное отснятую площадь полученную в единицу времени.

Использование матриц ПЗС ВЗН не является единственным путём к достижению высокого пространственного разрешения. Совместно с длиннофокусной оптикой возможно использование и линейных многоэлементных приёмников. Однако в этом случае для достижения хорошего уровня сигнала и отношения сигнал/шум потребуется существенно увеличить время накопления сигнала в каждой строке за счёт тангажного замедления всего КА. В свою очередь это существенно снизит скорость и общую производительность съёмки.

Появление кадровых фотоприёмных КМОП-матриц с чрезвычайно низким уровнем шумов и высоким быстродействием открыло путь новым технологиям накопления сигнала и получения снимков с высоким пространственным разрешением. Стали использоваться методы увеличения сигнала и отношения сигнал/шум за счёт цифрового суммирования сигналов пикселей последовательности кадров при съёмке движущегося изображения с очень короткими экспозициями. При этом суммирование может осуществляться как на борту спутника, так и в наземной аппаратуре после передачи информации на Землю. Существуют и КМОП матрицы в которых предусмотрены функции такого суммирования. Кроме того, лидирующие компании такие как IMEC, DALSA, Gpixel активно ищут подходы к созданию фотоприёмных матриц ВЗН объединяющих в себе преимущества ПЗС и КМОП приборов. В таких приборах накопление сигнала осуществляется аналогично режиму ПЗС ВЗН в зарядовой форме, а считывание, преобразование в напряжение и цифровой код как в КМОП матрицах.

Если в приборах ПЗС ВЗН при экспозиции сигнальный заряд накапливается в пикселях путём многократного суммирования в аналоговой форме при движении изображения вдоль столбцов матрицы, то при съёмке с использованием кадровых КМОП матриц стало возможно применение метода с использованием цифрового накопления (суммирования), - так называемого «цифрового ВЗН». Метод не бесспорный но работающий и уже применяемый на практике. При таком методе получения качественного снимка, с учётом движения изображения и его смещения попиксельно суммируются цифровые сигналы последовательности кадров съёмки снятые с очень короткой (во избежание смазов( экспозицией - порядка 1/10000 с. При этом частота кадров составляет около 40 Гц. При такой частоте для аппаратуры высокого разрешения смещение изображения только за время между двумя соседними кадрами может составить несколько десятков или даже сотен пикселей. Для накопления высокого уровня сигнала может потребоваться просуммировать несколько десятков кадров. Смещение изображения в этом случае будет более тысячи пикселей.

Для решения задачи суммирования непосредственно в составе бортовой аппаратуры это огромная проблема, которая должна решаться либо путём повышения точности стабилизации КА со съёмочной аппаратурой на один-два порядка, либо путём использования сложных и затратных вычислительных алгоритмов для совмещения и суммирования последовательности отдельных кадров. При этом должны учитываться не только линейные смещения, но и развороты изображения, перспективные и масштабные изменения на интервале времени суммирования. Поэтому по сложившейся на сегодняшний день практике на мини и микроспутниках с оптико-электронной аппаратурой в бортовой аппаратуре на основе кадровых КМОП матриц не производится цифровое суммирование сигнала. Вся информация, а это десятки раз перекрывающиеся кадры, передаётся на Землю, где и производится совмещение кадров с учётом фактической нестабильности КА во время съёмки. Преимуществом использования такой технологии является упрощение и удешевление как электронной съёмочной аппаратуры (СППИ), так и самих спутников.

Основным недостатком – увеличение объёма записываемой и передаваемой на наземные станции цифровой информации в расчёте на единицу снимаемой площади. Причём для съёмки одной и той же площади по сравнению с традиционными системами на матрицах ПЗС ВЗН может потребоваться увеличить количество передаваемой информации в 10-20 раз для достижения одинакового качества изображения при прочих равных условиях.

Как известно современные космические системы оптико-электронного наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения порождают огромные потоки цифровой информации, которые существенно превышают возможности по передаче цифровых данных с борта спутников на приёмные пункты через современные радиолинии. Именно поэтому для уменьшения объёма передаваемых цифровых полученных съёмочной аппаратурой цифровых данных, эти данные сначала подвергаются на борту КА цифровой обработке и сжатию, а затем буферизуются в бортовом запоминающем устройстве. При этом используются такие алгоритмы и такая степень сжатия, которые в минимальной степени влияют на качество и информативность исходного изображения.

Даже для таких сжатых данных пропускная способность радиоканала является основным фактором ограничивающим производительность съёмки оптико-электронной аппаратурой. Увеличенный объёма «сырой» информации в 10-20 раз (на единицу площади) при кадровой съёмке с многократным перекрытием кадров тут же столкнётся с проблемой передачи данных на приёмные станции. Видимо этот факт является одной из причин существенного уменьшения полосы захвата и длины маршрута съёмки на микроспутниках с оптико-электронной аппаратурой на основе кадровых КМОП матриц. Так у последних аппаратов из серии микроспутников SkySat (США) полоса захвата составляет всего 5,5 км при пространственном разрешении 0,57 м. с высоты 400 км. Т.е полоса захвата в три раза чем типичная для класса аппаратов сверхвысокого разрешения, например Geoeye-1, WorldView-2, 3, 4. Как следствие вместе с уменьшением полосы захвата и длины маршрутов у микроспутников в системах подобных SkySat (Planet, США), BlackSky Globale (США) Ńusat (Satellogic, Аргентина) построенных на таких принципах (на кадровых КМОП матрицах) происходит пропорциональное существенное снижение количества снимаемых объектов и площади поверхности Земли по сравнению с традиционной системой на матрицах работающих в режиме ВЗН.

Проведённый выше анализ схем наблюдения, построенных на кадровых КМОП матрицах являются упрощёнными. В реальности суммирование оцифрованных изображений и аналоговое суммирование в режиме ВЗН принципиально отличаются по объёму данных, но характеру накопления шумового сигнала. Так как накопление сигнала в традиционных фотоприёмных аналоговых матрицах ПЗС ВЗН происходит в зарядовой форме, то шум образуется однократно при преобразовании этого заряда в выходном устройстве в напряжение. Так же происходит и в КМОП матрицах, но в каждом отдельном кадре с очень короткой экспозицией. При последующем суммировании эти шумы будут складываться. Причём в если не принять мер по предварительной коррекции неоднородности чувствительности, то в сумму попадут в шумы неоднородности. А кроме этого шумы аналого-цифрового преобразования и сжатия.

Основным преимуществом микроспутников высокого разрешения является их низкая стоимость за счёт упрощения и удешевления всех систем. Удешевлению способствуют снижение требований по стабилизации КА, уменьшение полосы захвата, уменьшение информационной производительности, а соответственно и уменьшение электроники в тракте приёма и обработки информации. Но эти же факторы являются ведут к основному недостатку таких микроспутников, - это существенное снижение производительности и оперативности съёмки (по оценкам в 20-30 раз) в расчёте на один аппарат по сравнению с традиционными оптико-электронными КА осуществляющими съёмку в режиме «Pushbroom» и использующих фотоприёмники ВЗН.

Дешевизна и малая масса отдельного аппарата позволяет создавать большие группировки оптико-электронных микроспутников высокого разрешения. При этом

суммарная производительность съёмки в день возрастает и появляется возможность частых повторных наблюдений одних и те же объектов. При группировке около 300 аппаратов периодичность повторных наблюдения может составить 5 минут.

Вместе с тем с появлением микроспутников, традиционные космические высокооперативные оптико-электронные системы высокого и сверхвысокого разрешения, построенные на сканировании с применением фотоприёмных матриц ВЗН, такие как Geoeye-1; WorldView-2, 3, 4; Pleiades, Ресурс-П и многие другие, ни куда не исчезают, а продолжают эксплуатироваться и развиваться. Более того если раньше такие аппараты запускались буквально по одному, раз в 3-4 года, то в настоящее время планируется ускоренное развёртывание группировок не менее 4-6 аппаратов однотипных КА высокодетального наблюдения в течении 2-3 лет. Что свидетельствует о возросших требованиях не только к качеству и объёмам информации, но к её объёмам, оперативности, периодичности и скорости обновления. В таблице 4 приведены характеристики перспективных космических группировок спутников сверхвысокого разрешения развёртывание которых уже началось или начнётся в ближайшие сроки.

На смену французским спутникам Pleiades с разрешением 70 см и полосой захвата 20 км уже идет новое поколение космических аппаратов Pleiades Neo с разрешением 30 см и полосой захвата 14 км с высоты 620 км [13, 14, 15]. Кроме панхроматических изображений камера Pleiades Neo способна осуществлять мультиспектральную съёмку в шести узких спектральных зонах. Первый такой аппарат Pleiades Neo 3 был выведен на орбиту 29 апреля 2021 года и уже передаёт высококачественные снимки. До конца 2021 года на орбиту будет выведен ещё один такой спутник, а в 2022 систему нарастят до 4 КА нового поколения. Аппарат получил высоко-оперативное управление через геостационарные спутники с помощью терминалов Ка-диапазона. Это позволяет практически мгновенно передавать и уточнять команды управления даже когда спутник находится вне зоны видимости наземной станцией. Высокоскоростная лазерная линия связи обеспечивает передачу на Землю со скоростью 1,8 Гбит/с до 40 Терабайт информации в том числе и в «квази-реальном» режиме. Суточная производительность «Pleiades Neo» должна составить около 2 миллионов км<sup>2</sup> в день.

Известно, что во Франции, кроме спутников «Pleiades Neo» создан ещё более мощный аппарат двойного назначения CSO (Composante Spatiale Optique) по программе MUSIS. Этот спутник для разведки пришёл на замену КА «Helios-2». Планируется изготовить 3 таких аппарата. Масса каждого около 3,65 тонн. Спутники базируются на оптике большого диаметра, по оценкам, около 1,3 метра [16]. Первый спутник CSO-1 был запущен в 2018 году и с высоты 800 км обеспечивает снимки с разрешением 35 см. Второй аппарат CSO-1 в декабре 2020 года был выведен на орбиту высотой 480 км и обеспечивает разрешающую способность 20 см. Помимо каналов видимого диапазона спутники CSO способны производить съёмку в КИК-диапазоне, а также тепловом ИК-диапазоне, что обеспечит возможность круглосуточного наблюдения. При этом за счёт большой высоты орбиты и разнесения самих орбит достигается очень высокая оперативность. В дальнейшем для повышения детальности наблюдения должен быть запущен ещё один аппарат на орбиту 480 км, что позволит достичь 20-ти сантиметрового разрешения.

Китай активно развивает сразу несколько коммерческих космических систем дистанционного зондирования: Jilin, Gaofen, Gaoling и ряд других в том числе для картографирования. В 2016 году на орбиту одним пуском доставлена и приступила к работе пара лёгких (масса всего около 500 кг) китайских спутников, имеющих коммерческое наименование «SuperView-01» и «SuperView-02» («Gaojing-1-01» и «Gaojing-1-02».) с разрешением 0,5 м и полосой захвата 12 км. В начале 2018 года на орбиту выведены ещё два таких аппарата. Таким образом настоящее время на орбите работает уже 4 таких спутника. Планируется, что группировка будет доведена до 16 космических аппаратов. Технических подробностей об оптико-электронной аппаратуре спутников нет, но по опубликованным фотографиям спутников можно определить, что их оптико-электронная аппаратура

базируется на оптике диаметром около одного метра. И это не рекорд для набирающего мощь в системах ДЗЗ Китая и его промышленности.

31 июля 2018 г. на эллиптическую орбиту 250x690 км был выведен спутник сверхвысокого разрешения Gaofen-11. По оценкам [17], запущенный спутник Гаофэнь-11 оснащен самым крупногабаритным среди гражданских КА телескопом диаметром 1,7 м. С учётом параметров орбиты разрешение этого китайского спутника может уже составлять 10-20 см. В 2020 на орбите начал работать второй такой аппарат.

Индийское космическое агентство ISRO с 2013 года работало над созданием нового поколения космического аппарата оптико-электронного наблюдения Cartosat-3. В 2019 году первый такой аппарат начал работу на орбите высотой 510 км. Спутник создан на новой платформе и имеет массу 1625 кг.. Cartosat-3 оснащён новой съёмочной аппаратурой с диаметром зеркала 1,2 метра. Это позволяет получать снимки с разрешением до 25 см в панхроматическом канале и 1,13 см в четырёх стандартных узких спектральных поддиапазонах. Полоса обзора в панхроматическом и мультиспектральных каналах составит 16 км. Кроме аппаратуры панхроматической и мультиспектральной съёмки в составе КА есть гиперспектрометр с пространственным разрешением 12 метров, а также инфракрасная аппаратура с разрешением 5,7 метра в диапазоне 3-5 мкм. Планируется вывести на орбиту ещё два таких аппарата Cartosat-3А и Cartosat-3В в 2022 году. Спутники дополнят группировку из четырёх уже имеющихся аппаратов Cartosat-2 и постепенно сменяют их.

В Корею разрабатывается перспективный оптико-электронный аппарат сверхвысокого разрешения «Kompsat-7» массой около 2-х тонн с крупногабаритной оптикой. С высоты орбиты 600-700 км этот спутник будет обеспечивать снимки с разрешением 30 см в панхроматическом диапазоне, 1,2 м в узких спектральных каналах и 4 метра в ИК-диапазоне.

Американская корпорация MAXAR, в состав которой вошла компания DigitalGlobe оператор спутников GeoEye-1, WorldView-2, 3, 4, не отказывается от планов создания высокодетальных и высокооперативных спутников с крупногабаритной оптикой и планирует в 2025 году вывести на орбиту космический аппарат с оптико-электронным инструментом «WorldView-150» с диаметром апертуры 1,5 метра. MAXAR в настоящее время ведёт с правительством переговоры по снижению лицензионных ограничений. Это связано, по всей видимости с тем, что их спутник нового поколения оснащённый оптико-электронной камерой с диаметром зеркала 150 см (WorldView-150, или SuperView-150 по аналогии с камерой SuperView-110 установленной на спутниках WorldView-3 и WorldView-4) будет способен проводить съёмку с разрешением 15-20 см. Тем не менее для этого нового спутника с этим инструментом, запуск которого планируется на 2025 год в настоящее время анонсировано разрешение 30 см. То есть практически столько же, сколько у КА WorldView-3 и WorldView-4 выведенных на орбиту в 2014 и 2016 годах с телескопами диаметром 110 см.

Но в ближайших планах (Рис. 1) корпорации начать в 2021 году развёртывание группировки из шести спутников «WorldView Legion» с разрешением 29 см в панхроматическом диапазоне (1,16 м в 8-ми узких спектральных зонах) и полосой захвата 9 км на орбитах с различным наклоном высотой 450 км. Точность привязки информации без использованием реперных точек 5 метров. При этом в материалах опубликованных корпорацией MAXAR указывается, что оптико-электронная аппаратура будет создаётся на основе оптической системы с диаметром оптики несколько меньше одного метра и особо подчёркивается, что будет использоваться традиционная технология сканирования и съёмки «pushbroom», основанная на использование фотоприёмников работающих в режиме временной

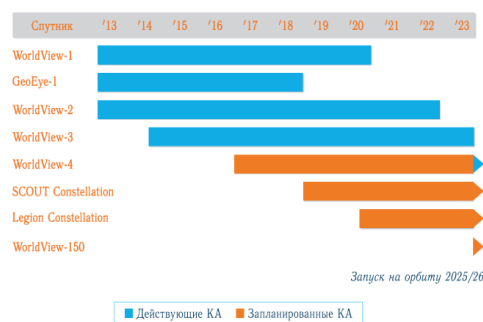


Рис. 1. План поддержания и дальнейшего развёртывания группировки спутников компании “DigitalGlobe” до 2025 года

задержки и накопления (ВЗН). По мнению компании это обеспечивает создаваемой системе технические и экономические преимущества. Заявляется, что по оценкам MAXAR по своей информационной производительности (скорости и объемам съёмки) и экономической эффективности только группировка из 75 микроспутников типа SkySat сможет сравниться с планируемой группировкой из 6 КА «WorldView Legion». На рис. 2 показано сравнение скорости сканирования площади (квадратных километров в минуту) для различных методов съёмки. «PushBroom» это традиционная технология, основанная на применении фотоприёмников работающих в режиме ВЗН, а «PushFrame» это съёмка кадровыми матричными фотоприёмниками с последующим цифровым суммированием смещённых за счёт движения спутника кадров для накопления сигнала. Технология «PushFrame» используется в спутниках SkySat компании Planet. Тем самым демонстрируется преимущество технологий съёмки и сканирования «pushbroom» построенной на использовании матриц ВЗН над технологиями съёмки «pushframe», основанными на применении кадровых КМОП матриц, и использованными при создании съёмочной аппаратуры микроспутников SkySat, BlackSke Globale и подобных им.

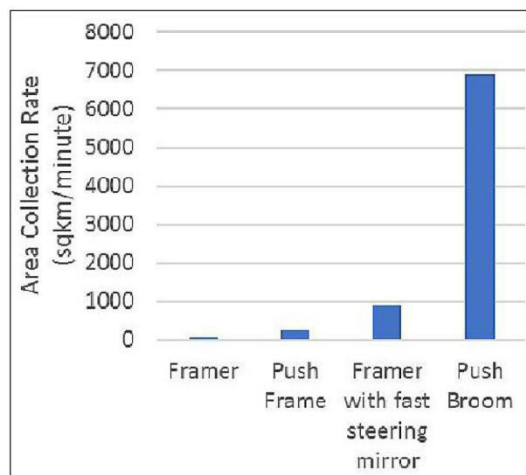


Рис. 2. Скорость съёмки при различных методах съёмки.

Как уже упоминалось выше в своих планах корпорация MAXAR делает особый упор на экономическую эффективность. Так указывается, что группировка из шести спутников «WorldView Legion» по площади съёмки за сутки в 3 раза превосходит ранее созданный ими КА «WorldView-4» при сопоставимой стоимости создания и развертывания целой группировки «WorldView Legion» (\$600 млн.) и одного спутника «WorldView-4» (\$850 млн.).

В планах российской ГК «РОСКОСМОС» также замена спутников «Ресурс-П» с разрешением 0,7 метра на перспективные КА с крупногабаритной оптикой «Ресурс-ПМ» с разрешением 40 см в панхроматическом диапазоне и с восемью спектрзональными каналами с разрешением 1,6 м. Рассматривается и российско-белорусские проект спутника РБКА с близкими характеристиками.

Таким образом для построения высокопроизводительных и высокоинформативных оперативных систем обязательно должна использоваться аппаратура осуществляющая съёмку и сканирование в режиме «pushbroom», и базирующаяся на использовании матричных фотоприёмников работающих в режиме ВЗН. В системах наблюдения предыдущих поколений это были и остаются матрицы ПЗС ВЗН. Однако преимущества, которые КМОП технология дала кадровым КМОП матрицам (в первую очередь это простота управления и аналого-цифровое преобразование сигнала на этом же кристалле) и оптико-электронным камерам на их основе, слишком очевидны, чтобы не обращать на них внимание и отказываться от потенциальных выгод, связанных с упрощением, и уменьшением электронной части аппаратуры, уменьшения энергопотребления. Поэтому ведущие мировые компании, специализирующиеся на создании матричных фотоприёмников различного назначения прилагают огромные усилия для создания матричных КМОП фотоприёмников объединяющих в своей конструкции все преимущества режима временной задержки и накопления и традиционных КМОП матриц. Работы ведутся по разным направлениям: матрицы с цифровым суммированием оцифрованного сигнала на кристалле и КМОП матрицы объединяющие в своей конструкции традиционное аналоговое накопление в ПЗС ВЗН и дальнейшее считывание сигнала с преобразованием в цифровую форму по КМОП технологии. В силу изложенных выше рассуждений по характеру изменения шумов при суммировании второй тип фотоприёмников является в перспективе более предпочтительным.

Использование КМОП матриц ВЗН в оптико-электронной аппаратуре позволит в 2-3 раза уменьшить массу электроники. Снизит энергопотребление. Упростит управление. Функциональность системы наоборот может возрасти. За счёт использования структуры фотодиодов улучшится спектральная квантовая эффективность. Возможны варианты КМОП ВЗН фотоприёмников, в которых чувствительность будет изменяться более плавно, буквально с дискретом в одну строку накопления. Кроме того, за счёт общего снижения радиоэлектронных компонентов повысится надёжность таких систем.

### Список литературы

1. W.S.Boyle, G.E.Smith, "Charge-Coupled Semiconductor Devices." // Bell System Technical Journal. Vol.49, April 1970, pp 587-593
2. G.F.Amelio, M.F.Tompsett, G.E.Smith, "Experimental Verification of the Charge Coupled Device Concept" // Bell System Technical Journal. Vol.49, April 1970, pp 593-600
3. G.F.Amelio, W.J.Bertram, M.F.Tompsett, "Charge-Coupled Imaging Devices: Design Considerations" // IEEE Transactions on Electron Devices, Vol.ED-18, pp.986-992, Nov. 1971
4. А.С.Селиванов, Ю.М.Тучин, М.К.Нараева, Б.И.Носов, «Экспериментальная спутниковая система для мониторинга Земли» // Исследование Земли из космоса, т.5 1981 г.
5. Г.Я, Гуськов, Б.И. Седунов, И.И. Петручук, П.Н. Возмилов; Фотоприёмник движущегося изображения. Авторское свидетельство СССР №587637. Заявка от 31.05.74.
6. Полупроводниковые формирователи сигналов изображения. Пер. с англ. //Под ред. П.Йесперса, Ф.Ван де Виле и М.Уайта. М.: Мир, 1979 г. 574 с.
7. Bradley W.C., Ibrahim A.A. 10240 Pixel Focal Plane with Five Butte 2048x96 Element TDI CCDs. // SPIE v.175, 1979, pp.77-80
8. А.В.Вето, А.С.Скрылев, В.И.Старовойтов. Секционированный формирователь сигналов с временной задержкой и накоплением. // Электронная промышленность, 1982 г., N7, стр.19-21.
9. Е.В.Ваняшина, А.В.Вето, А.С.Скрылев. Серия бескорпусных фоточувствительных микросхем типа Б1200ЦМЗ для гибридных сборок. // Электронная промышленность, №5, 1990 г., с.90.
10. А.И. Бакланов. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения, Ракетно-космическое приборостроение информационные системы (часть I), 2018, том 5, выпуск 3, с.17-28
11. А.И. Бакланов. Оптика космических систем ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения и тенденции её развития, Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Актуальные проблемы ракетно-технической техники» («VI Козловские чтения»), Самара. 2019. Том 2. С. 15-25
12. А.И. Бакланов. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения, Ракетно-космическое приборостроение информационные системы (часть II), 2018, том 5, выпуск 4, с.14-27
13. Alain Gleyzes, Lionel Perret, "Pleiades High resolution optical Earth Observation system status and future missions preparation in the frame of CXCI (Technology demonstration of very high resolution imaging) CNES program," Proceedings of the 64th International Astronautical Congress (IAC 2013), Beijing, China, Sept. 23-27, 2013, paper: IAC-13-B1.2.2
14. Laure Brooker Lizon-Tati, Anthony Villien, Emmanuel Sein, Linda Tomasini, André Laurens, "NEW GENERATION OF EARTH OBSERVATION OPTICAL SYSTEMS", 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, ( IAC-13- B1,2,4x18937), 2013
15. <http://www.intelligence-airbusds.com/en/7947-pleiades-neo-constellation> (дата обращения 19.12.2018)
16. К.А. Занин, Н.Н. Клименко, И.В. Москатиньев, Современные космические аппараты дистанционного зондирования Земли, Воздушно-космическая сфера, 2020 №2, с. 84-89



17. А.А. Кучейко, Перспективы развития зарубежных спутников ДЗЗ сверхвысокого разрешения, Земля из космоса, спецвыпуск 2018, стр 62-69.

### **Информация об авторе**

**Бакланов Александр Иванович**, к.т.н., заместитель генерального директора АО «РКЦ «Прогресс» - директор филиала - главный конструктор НПП «ОПТЭКС», 124 460, Россия, г. Москва, Зеленоград а/я 45, т. 8 (499) 736-11-59, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru).

Область научных интересов: проектирование оптико-электронных приборов, датчиков и систем для дистанционного зондирования и наблюдения Земли из космоса.

## **FROM THE PHOTODETECTOR TO ULTRAHIGH RESOLUTION SPACE EARTH REMOTE SENSING SYSTEMS/**

© 2021 A.I. Baklanov

Dept JSC « SRC «Progress» - NPP «OPTECS», Moscow, Zelenograd

The analysis of high and ultrahigh resolution space earth remote sensing systems of is carried out. Two main tendencies are shown: expansion of large constellations of microsatellites with the resolution of 0,5-1,0 m in orbits of 400-450 km and constellations of satellites with large optics for maximum spatial resolution of 20-30 cm and the highest accuracy, efficiency and system capacity for an orbits altitude of 600-700 km. How the choice like the photodetector (CMOS frame array sensor or TDI array) defines the method of scanning, accumulation of the signal and daily system surveillance capacity, and as a result, the design of optoelectronic payload and architecture all space system.

*Keywords: ultrahigh resolution space earth remote sensing systems. CMOS array, TDI array, microsatellite, "pushbroom", "push frame".*

### **References**

1. W.S.Boyle, G.E.Smith, «Charge-Coupled Semiconductor Devices.»//Bell System Technical Journal. Vol.49, April 1970, pp 587-593
2. G.F.Amelio, M.F.Tompsett, G.E.Smith, «Experimental Verification of the Charge Coupled Device Concept»//Bell System Technical Journal. Vol.49, April 1970, pp 593-600
3. G.F.Amelio, W.J.Bertram, M.F.Tompsett, «Charge-Coupled Imaging Devices: Design Considerations»//IEEE Transactions on Electron Devices, Vol.ED-18, pp.986-992, Nov. 1971
4. A. S. Selivanov, Yu.M.Tuchin, M. K. Narayeva, B. I. Nosov, «Experimental satellite system for monitoring of Earth»//Research of Earth from space, t.5 1981 g.
5. . I, Moulding ogees, B. I. Sedunov, I.I. Petruchuk, P. N. Vozmilov; Photodetector of the moving image. Copyright certificate of the USSR No. 587637. Request of 31.05.74.
6. Semiconductor shapers of picture signals. The lane with English//Under the editorship of P. Yespers, F.Van de Vile and M. Whyte. M.: World, 1979 of 574 pages.
7. Bradley W.C., Ibrahim A.A. 10240 Pixel Focal Plane with Five Butte 2048x96 Element TDI CCDs.//SPIE v.175, 1979, pp.77-80
8. A.V.Veto, A. S. Skrylev, V. I. Starovoytov. The sectioned shaper of signals with the time delay and accumulation.//Electronic industry, 1982, N7, p. 19-21.
9. E.V.Vanyashina, A.V.Veto, A. S. Skrylev. The series of caseless photosensitive chips of the B1200TsM3 type for hybrid assemblies.//Electronic industry, No. 5, 1990 of, page 90.
10. A.I. Baklanov. New horizons of space systems of optical-electronic supervision of high and ultrahigh resolution, Space-rocket instrument making intelligence systems (part I), 2018, volume 5, release 3, page 17-28
11. A.I. Baklanov. Optics of the DZZ space systems of high and ultrahigh resolution and the tendency of its development, Materials VI of the All-Russian scientific and technical conference

with the international participation «Actual problems of rocket and technical equipment» («the VI Kozlowski of reading»), Samara. 2019. Volume 2. Page 15-25

12. A.I. Baklanov. New horizons of space systems of optical-electronic supervision of high and ultrahigh resolution, Space-rocket instrument making intelligence systems (part II), 2018, volume 5, release 4, page 14-27

13. Alain Gleyzes, Lionel Perret, «Pleiades High resolution optical Earth Observation system status and future missions preparation in the frame of CXCI (Technology demonstration of very high resolution imaging) CNES program» Proceedings of the 64th International Astronautical Congress (IAC 2013), Beijing, China, Sept. 23-27, 2013, paper: IAC-13-B1.2.2

14. Laure Brooker Lizon-Tati, Anthony Villien, Emmanuel Sein, Linda Tomasini, André Laurens, "NEW GENERATION OF EARTH OBSERVATION OPTICAL SYSTEMS", 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, (IAC-13-B1,2,4x18937), 2013

15. <http://www.intelligence-airbusds.com/en/7947-pleiades-neo-constellation> (date of the address 19.12.2018)

16. K.A. Zanin, N. N. Klimenko, I.V. Moskatinyev, Modern spacecrafts of remote sensing of Earth, Aerospace sphere, 2020 No. 2, page 84-89

17. A.A. Kucheyko, Perspectives of development of the DZZ foreign satellites of ultrahigh permission, Earth from space, the special issue 2018, erased 62-69.

#### **About the authors**

**Baklanov, Alexander Ivanovich**, PhD, deputy general director of corporation JSC «SRC «Progress» - branch Director - chief designer of NPP «OPTECS», 124 460, Russia, Moscow, Zelenograd box 45, t. 8 (499) 736-11-59, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru).

Research interests: design of opto-electronic devices, sensors and systems for remote sensing and Earth observation from space.

## ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭРДУ АО «ОКБ «ФАКЕЛ» НА БАЗЕ СПД-70

© 2021 Е.В. Космодемьянский, В.А. Лесневский, В.С. Жасан, А.Н. Нестеренко,  
Р.Ю. Гниздор, С.Ю. Приданников

АО «ОКБ «Факел»», г. Калининград, Россия

В настоящее время в России наибольшие успехи достигнуты в разработке и практическом применении электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД) разработки АО «ОКБ «Факел». Статья посвящена описанию работ по созданию первых ЭРДУ на базе СПД в АО «ОКБ «Факел». Приведен обзор достижений в области разработки и эксплуатации ЭРДУ на базе СПД-70. Изложены результаты исследовательских работ по модернизации СПД-70, проводимых ОКБ с целью повышения выходных параметров изделия, обеспечения многорежимности и возможности использования криптона, в качестве альтернативы традиционному рабочему телу ксенону.

*Космический аппарат, электроракетный двигатель, стационарный плазменный двигатель, холловский двигатель, криптон*

### Появление ЭРДУ на базе СПД

В этом году исполняется полвека с начала практического применения стационарных плазменных двигателей (СПД) в космосе в составе электроракетных двигательных установок (ЭРДУ).

В конце 60-х годов на метеорологический космический аппарат (КА) «Метеор 1-10» не успевали поставить полезную нагрузку общей массой около 40 кг. В таких случаях на борт берут весогабаритный макет или эквивалентную массу. Но разработчики поступили по-другому, они обратились с научной общественности с предложением отправить в полет любую другую перспективную полезную нагрузку, которая бы не превышала ограничений по массе и могла быть изготовлена в течение двух лет. Сотрудник Института атомной энергии (ныне Курчатовский Центр) А.И. Морозов предложил проверить в космическом эксперименте ускоритель с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения (УЗДП) [1, 2], который был разработан для инъекции плазмы в ТОКАМАК. Ускоритель под индексом М-60 имел наружный диаметр диэлектрического разрядного канала 60 мм и был укомплектован термоэмиссионным проволочным катодом-компенсатором. В таком виде отправить изделие в космос было нельзя, к тому же требовалась система хранения в подачи рабочего тела, а также система электропитания и управления. Обратились в ОКБ «Факел», которое в это время специализировалась на разработке электроракетных двигателей различных типов. Немаловажно, что Институт атомной энергии и ОКБ «Факел» входили в одно министерство.

Калининградскому предприятию было поручено спроектировать, изготовить и отработать экспериментальную двигательную установку «Эол-1». За основу был взят макет М-60, предложенный А.И. Морозовым, а вот плазменный катод-компенсатор пришлось разрабатывать самим. Для хранения ксенона использовали два баллона-акваланга, на выходе которых находился клапан-регулятор давления, а также электроклапан, по открытию которого ксенон подавался в анодный блок и два катода-компенсатора.

Для механических испытаний на предприятии появились вибро- и ударные стенды. Для огневой отработки двигателя было модернизирована два стенда, которые были оснащены устройствами для измерения микротяг и контроля направления вектора тяги. На мощности 400 Вт и напряжении разряда 160 В тяга М-60 составляла 20 мН. На стендах был подтверждена огневая наработка двигателя 170 ч: на столько хватало запаса ксенона. В ходе ресурсных испытаний была отмечена существенная эрозия стенок разрядной камеры, но

времени на доработку уже не было. Систему преобразования и управления пришлось делать самим, потому что в отведенные сроки привлечь кооперацию было не реально.

Общий вид двигательной установки «Эол-1» показан на рис. 1.



Рис. 1 – Двигательная установка «Эол-1»

Запуск КА «Метеор 1-10» состоялся 29 декабря 1971 года и с этой даты начался отсчет практического применения СПД. В те времена было опасение, что истекающая плазменная струя может экранировать КА, сделав радиосвязь с ним невозможной, а, следовательно, и выполнить принудительное выключение двигателя. Чтобы не потерять управление в такой ситуации, автоматика должна была через 20 минут выключить «Эол-1», если не поступит команда на блокировку. Убедившись, что двигатель после включения потребляет мощность и связь поддерживается, КА ушел за горизонт с включенной двигательной установкой. В первом космическом эксперименте СПД поднял орбиту на 15 км, тем самым подтвердив свое назначение [3].

После этого было еще четыре запусков КА, причем каждый раз в двигатель и двигательные установки вносились принципиальные изменения с целью повышения эффективности и надежности.

### **Разработка ЭРДУ на базе СПД-70**

НПО ПМ (ныне АО «ИСС») для ГСО потребовался более мощный двигатель. К его разработке приступили в 1974 году. На мощности 700 Вт двигатель должен был создавать тягу в 40 мН. Остановились на двигателе с наружным диаметром разрядного канала 70 мм – СПД-70. Для снижения температуры и массы изделия сотрудник МАИ В.П. Ким предложил четыре наружных катушки вместо одной. Наши сотрудники обосновали использование магнитных экранов, что существенно снизило скорость эрозии разрядной камеры и повысило интегральные характеристики. Катушки намагничивания включили в разрядную цепь, а также внедрили выходной электрический фильтр, стабилизовавший работу двигателя. Огневая наработка двигателя была доведена до 3100 ч [4], что на тот момент многократно перекрывало потребности практической космонавтики. На номинальном рабочем режиме при напряжении разряда 300 В и мощности 670 Вт двигатель развивал тягу 40 мН при удельном импульсе тяги 1450 с. Полуугол расходимости 90 % струи – около 45°.

Для стабилизации мощности и тока разряда был предложен модуль газораспределения (МГР), в котором за счет регулирования тока термодросселя обеспечивался требуемый расход ксенона. На рис. 2 показана линейка МГР одинакового целевого назначения: от лабораторной модели – к современным образцам.



Рис. 2 – Линейка МГР: от лабораторного образца к современному изделию

Назначением блока подачи (БП) является стабилизация давления на входе в МГР. Такие блоки тоже модернизировались, благодаря разработке собственной малогабаритной арматуры. Рис. 3 иллюстрирует, как изменялись габариты летных образцов.



Рисунок 3 – Развитие блоков подачи

Тяговый модуль представляет собой интегрированный блок, включающий резервированный двигатель СПД-70, МГР и выносной блок питания. Его внешний вид изображен на рис. 4.

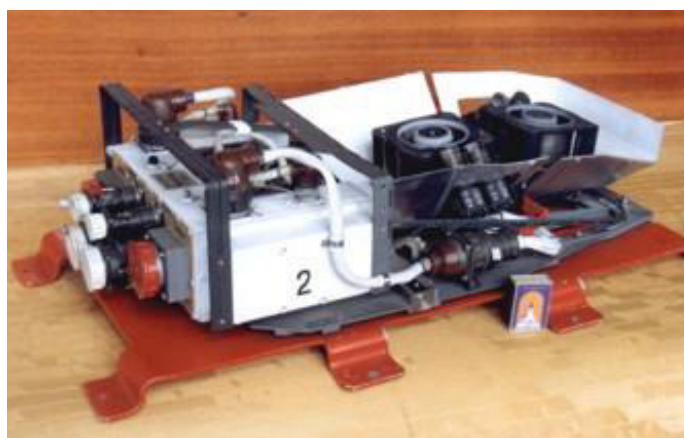


Рис. 4 – Тяговый модуль

Выносной блок питания был вакуумного исполнения, что по тем временам являлось революционным решением.

По требованию заказчика конфигурация тягового могла быть и другой, что иллюстрирует рис. 5.



Рис. 5 – Одно из исполнений тягового модуля

Хотя основным назначением СПД-70 являлась коррекция орбит, но имеется опыт применения его в системе ориентации. Так на КА «Плазма-А» с ядерной энергетической установкой высокое быстродействие достигалось за счет поддержания катода-компенсатора в постоянной тепловой готовности. Количество включений катода и двигателя было доведено до 50 000. На рис. 6 изображена указанная двигательная установка системы ориентации к коррекции, выполненная в виде моноблока.



Рис. 6 – Двигательная установка ориентации и коррекции

18 мая 1982 года состоялся запуск КА «Космос-1366», на борту которого функционировала двигательная установка на базе СПД-70. Так началась летная история СПД-70. К настоящему времени 136 двигателей безотказно отработали на 27 КА серии «Космос», «Луч», «Ямал», EgyptSat и др. [5, 6]. Двигатель СПД-70 по-прежнему востребован для КА с ограниченной бортовой энергетикой. Его применение планируется на КА «Аист-2». Основные параметры летного двигателя СПД-70 приведены в табл. 1.

### **Модернизация СПД-70**

В настоящее время заказчики проявляют интерес к двигателям с рабочим диапазоном по мощности разряда от 500 до 1100 Вт, который может быть реализован при работе двигателей типа СПД-70. Следует отметить, что одновременно наблюдается тенденция к

росту требований к величине суммарного импульса, т.е. к ресурсу двигателя. Кроме того, задаваемые уровни внешних воздействий (механических и тепловых нагрузок) существенно превышают уровни, на которые была квалифицирована конструкция двигателя СПД-70 и его вариантов.

Дальнейшей модернизацией двигателя является СПД-70М, в котором реализованы новые концептуальные подходы, позволившие повысить интегральные характеристики и снизить расходимость струи [7]. Общий вид этого двигателя изображен на рис. 7.

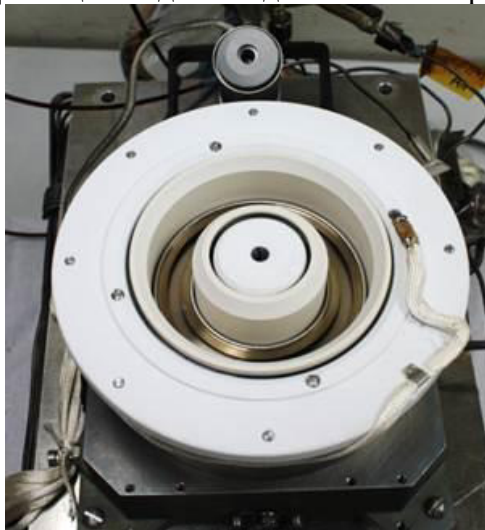


Рисунок 7 – Общий вид двигателя СПД-70М

Двигатель является многорежимным, с возможностью форсирования как по тяге, так и удельному импульсу тяги, что иллюстрирует диаграмма на рис. 8. Сравнение параметров летного двигателя СПД-70 и СПД-70М приведено в табл. 1.

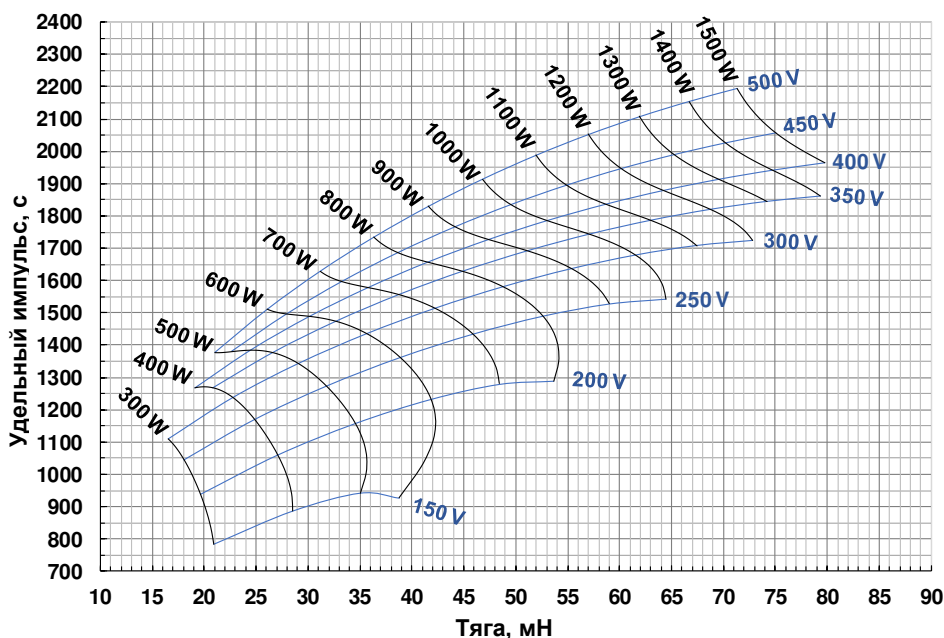


Рис. 8 – Поле характеристик СПД-70М на ксеноне

Табл. 1 – Сравнение характеристик СПД-70 и СПД-70М

Характеристики	СПД-70	СПД-70М
Рабочее тело	ксенон	
Мощность, Вт	660	
Напряжение разряда, В	300	
Тяга, мН	39	40
Удельный импульс тяги, с	1470	1500
КПД, %	43	46
Полуугол расходимости струи, град	45	35
Суммарный импульс, МН·с	> 0,49	> 1,0
Ресурс (прогноз), ч	> 3100	> 7000
Количество включений	3000	11 000
Масса, кг	1,60	2,35
Статус модели	Летная	Инженерная

В сравнении с серийным двигателем СПД-70 модифицированная модель имеет более высокие интегральные параметры и характеристики, а также ресурс. Его достоинством является более компактная истекающая струя, что позволит оптимальным образом размещать двигатель на КА. Так как двигатель является многорежимным, предусмотрена возможность дополнительного питания катушек намагничивания, что обеспечит эффективную работу в выбранной рабочей точке. Двигатель СПД-70М прошел механические и климатические испытания, огневыми испытаниями подтверждена его длительная работоспособность.

#### **Работа СПД-70М на альтернативном рабочем теле**

Мировое производство ксенона не превышает 50 т при растущем потреблении, и космическая отрасль является не единственным потребителем. В связи с развертыванием группировок КА, в состав которых входят сотни и тысячи аппаратов актуальным становится переход на альтернативные рабочие тела, к которым относится криптон. Производство криптона на порядок больше, чем ксенона и стоимость существенно ниже. Так как масса атома криптона в 1,6 ниже, чем у ксенона, удельные характеристики СПД будут несколько ниже.

Проведен цикл исследований СПД-70М на криптоне. Поле характеристик двигателя в диапазоне мощностей (300 – 1500) Вт изображено на рис. 9. Как и следовало ожидать повышение характеристик наблюдается с увеличением энергопотребления. Однако, такие режимы могут интенсифицировать эрозионные процессы, что в итоге может снизить суммарный импульс тяги.



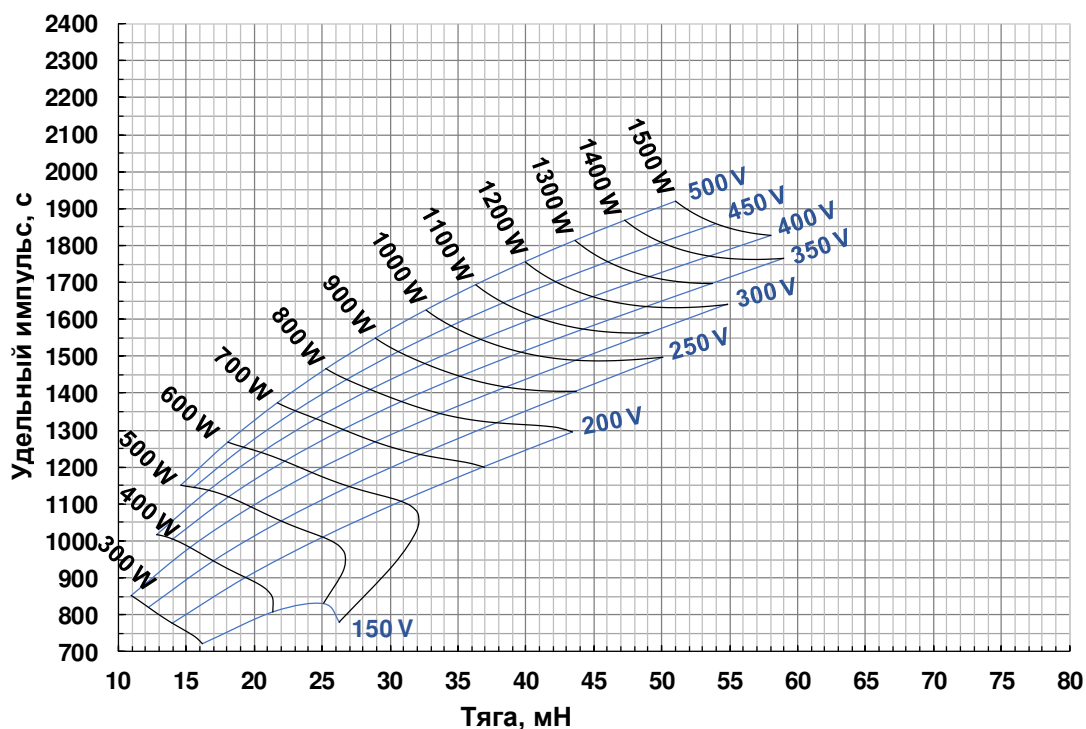


Рис. 9 – Поле характеристик СПД-70М на криптоне

В таблице 2 для сравнения представлены параметры двигателя СПД-70М на ксеноне и криптоне, вид работающего двигателя на различных телах показан на рис. 10 и 11.

Табл. 2 – Параметры двигателя СПД-70М на ксеноне и криптоне

Характеристики	СПД-70М					
	ксенон			криптон		
Рабочее тело	ксенон			криптон		
Мощность, Вт	600	800	1000	600	800	1000
Напряжение разряда, В	300					
Тяга, мН	36	48	60	28	37	47
Удельный импульс тяги, с	1500	1590	1650	1380	1490	1560
Ресурс (прогноз), ч	> 7000					
Количество включений	11 000					
Масса, кг	2,35					
Статус модели	Инженерная					

Двигатель имеет близкие удельные импульсы тяги при работе на Хе и Кг, поэтому для решения конкретной баллистической задачи потребуют примерно одинаковое количество рабочего тела по массе. Правда, из-за сниженной тяги на криптоне на треть возрастет необходимая наработка двигателя. Для ряда задач это не является принципиальным ограничением. При этом следует иметь в виду, что плотность заправки криптона в три раза ниже, чем ксенона и потребуются более вместительные баллоны.



Рис. 10 – Вид СПД-70М работающего на ксеноне

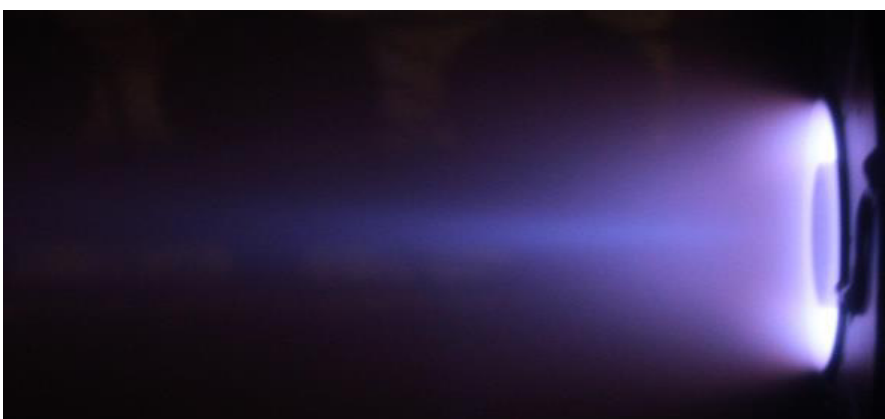


Рис. 11 – Вид СПД-70М работающего на криптоне

Ресурсные характеристики двигателя на криптоне проверены путем прямой наработки и укороченных ресурсных испытаний. При токе разряда 3,0 А и напряжении 300 В огневая наработка превысила 800 ч. Во время наработки тяга оставалась в диапазоне (38 – 39) мН при удельном импульсе тяги (1480 – 1490) с.

Модернизация конструкции двигателя СПД-70М показала:

1. Параметры модернизированного двигателя СПД-70М (тяга и удельный импульс) при работе на ксеноне на 8...9 % выше, чем у двигателя аналога.

2. Характеристики двигателя при работе на криптоне подтверждают перспективность его применения с данным рабочим телом.

3. Суммарный импульс двигателя при работе на ксеноне прогнозируется в объеме не менее 1,2 МН·с, а при работе на криптоне – не менее 800 кН·с.

4. При испытаниях на внешние воздействия предварительно проверена прочность конструкции модернизированного двигателя.

Существующая конструкция двигателя СПД-70М может рассматриваться как основа для последующей отработки (квалификации) двигателя под конкретные требования заказчиков.

### **Выводы**

Прошло полвека с начала применения СПД в космосе. Двигатели зарекомендовали себя как высокоэффективные и надежные изделия. Почти 40 лет назад произошел запуск двигателя средней мощности СПД-70. Он применялся на 27 космических аппаратах и по-прежнему остается востребованным.

Модернизированный СПД-70М имеет более высокие интегральные характеристики и меньшую расходимость струи. Подтверждена его работоспособность на криптоне – более доступном и дешевом рабочем теле. Двигатель является многорежимным и может быть оптимизирован в широком диапазоне мощности разряда.

### Библиографический список

1. Морозов А.И. "Исследование стационарного электромагнитного ускорения плазмы". Диссертация на соискание ученой степени доктора наук, ИАЭ, 1965.
2. Морозов А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. М. Атомиздат, 1978, 328 с.
3. Арцимович Л.А., Андронов И.М., Морозов А.И., Снарский Р.К. и др. "Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытания на ИСЗ "Метеор". Космические исследования, вып. 3, т.12, 1974.
4. Приданников С.Ю. "Исследование характеристик стационарных плазменных двигателей при их длительной работе". Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. ОКБ Факел, 2004.
5. Гансбург М.Ф., Кропотин С.А., Мурашко В.М., Попов А.Н., Севастьянов Н.Н., Смоленцев А.А., Соколов А.В., Соколов В.А., Сухов Ю.И. «Итоги десятилетней эксплуатации электроракетных двигательных установок в составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» на геостационарной орбите». Космическая техника и технологии, № 4(11)/2015, стр. 25-39.
6. Башмаков В.В., Корякин А.И., Кропотин С.А., Попов А.Н., Севастьянов Н.Н., Соколов А.В., Соколов В.А., Сухов Ю.И. «Методология создания и отработки электроракетной двигательной установки телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200», Космическая техника и технологии, № 2 (25)/2019, стр. 91-106.
7. R. Gnizdor, A. Markov, O. Mitrofanova and D. Semenenko. The research of the modified SPT-70 thruster parameters and characteristics. IEPC-2019-336 // 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Vienna, Austria, September 15-20, 2019.

### Информация об авторах

**Космодемьянский Евгений Владимирович**, кандидат технических наук, генеральный конструктор, АО «ОКБ «Факел», раб.тел.: 8(4012) 55-67-87, [kosmodemyanskii@fakel-russia.com](mailto:kosmodemyanskii@fakel-russia.com), разработка высокоэффективных ЭРДУ на базе СПД

**Лесневский Владимир Александрович**, главный конструктор по направлению, АО «ОКБ «Факел», раб.тел.: 8(4012) 55-66-18, [lesnevsky@fakel-russia.com](mailto:lesnevsky@fakel-russia.com), разработка высокоэффективных ЭРДУ на базе СПД

**Жасан Валерий Семенович**, главный конструктор по направлению, АО «ОКБ «Факел», раб.тел.: 8(4012) 55-66-10, [Zhasan@fakel-russia.com](mailto:Zhasan@fakel-russia.com), разработка высокоэффективных ЭРДУ на базе СПД

**Нестеренко Александр Никитович**, ведущий научный сотрудник, АО «ОКБ «Факел», раб.тел.: 8(4012) 55-66-93, [Nesterenko@fakel-russia.com](mailto:Nesterenko@fakel-russia.com), разработка высокоэффективных ЭРДУ на базе СПД

**Гниздор Роман Юрьевич**, старший научный сотрудник, АО «ОКБ «Факел», раб.тел.: 8(4012) 55-64-79, [Gnizdor@fakel-russia.com](mailto:Gnizdor@fakel-russia.com), разработка высокоэффективных ЭРДУ на базе СПД

**Приданников Сергей Юрьевич**, начальник конструкторского отдела, АО «ОКБ «Факел», раб.тел.: 8(4012) 55-64-79, [Pridannikov@fakel-russia.com](mailto:Pridannikov@fakel-russia.com), разработка высокоэффективных ЭРДУ на базе СПД

# EXPERIENCE OF DEVELOPMENT AND OPERATION OF ELECTRIC PROPULSION SYSTEM OF JSC EDB FAKEL BASED ON STATIONARY PLASMA THRUSTER SPT-70

© 2021 E.V. Kosmodemyansky, V.A. Lesnevsky, V.S. Zhasan, A.N. Nesterenko,  
R.Yu. Gnizdor, S.Yu. Pridannikov

Joint Stock Company Experimental Design Bureau Fakel, Kaliningrad, Russia

At present, in Russia, the greatest success has been achieved in the development and practical application of electric propulsion systems (EP) based on stationary plasma thrusters (SPT) developed by EDB Fakel. The article is devoted to the description of work on the creation of the first EP based on SPT in JSC EDB Fakel. An overview of the achievements in the field of development and operation of EP based on SPT-70 is given. The results of research work on the modernization of SPT-70, carried out by the Design Bureau in order to increase the output parameters of the thruster, ensure multimode and the possibility of using krypton, as an alternative to the traditional working fluid, xenon, are presented.

*Spacecraft, electric propulsion, stationary plasma thruster, Hall thruster, krypton*

## References

1. Morozov A.I. Investigation of stationary electromagnetic acceleration of plasma. Dissertation for the degree of Doctor of Science, IAE, 1965.
2. Morozov A.I. Physical foundations of space electric jet engines. M. Atomizdat, 1978, 328 p.
3. Artsimovich L.A., Andronov I.M., Morozov A.I., Snarsky R.K. and others Development of a stationary plasma thruster (SPT) and its tests on the satellite "Meteor". Space research, issue 3, v. 12, 1974.
4. Pridannikov S.Yu. Investigation of the characteristics of stationary plasma engines during their long-term operation. Dissertation for the degree of candidate of technical sciences. EDB Fakel, 2004.
5. Gansburg M.F., Kropotin S.A., Murashko V.M., Popov A.N., Sevastianov N.N., Smolentsev A.A., Sokolov A.V., Sokolov V.A., Yu.I. Sukhov Results of ten-year operation of electric propulsion systems as part of two Yamal-200 telecommunication spacecraft in geostationary orbit. Space engineering and technology, No. 4 (11) / 2015, pp. 25-39.
6. Bashmakov V.V., Koryakin A.I., Kropotin S.A., Popov A.N., Sevast'yanov N.N., Sokolov A.V., Sokolov V.A., Sukhov Yu.I. Methodology for creating and testing an electric propulsion system for the Yamal-200 telecommunications spacecraft, Space technologies and technologies, No. 2 (25) / 2019, p. 91-106.
7. R. Gnizdor, A. Markov, O. Mitrofanova and D. Semenenko The research of the modified SPT-70 thruster parameters and characteristics. IEPC-2019-336 // 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Vienna, Austria, September 15-20, 2019.

## Information about the authors

Kosmodemyanskii Evgeny, Candidate of Technical Sciences, General Designer, JSC EDB Fakel, tel.: 8 (4012) 55-67-87, kosmodemyanskii@fakel-russia.com, development of highly efficient EP based on SPT

Lesnevsky Vladimir, Chief Designer, JSC EDB Fakel, tel.: 8 (4012) 55-66-18, lesnevsky@fakel-russia.com, development of highly efficient EP based on SPT

Zhasan Valery, Chief Designer in the field, JSC EDB Fakel, tel.: 8 (4012) 55-66-10, Zhasan@fakel-russia.com, development of highly efficient EP based on SPT

Nesterenko Alexander, Leading Researcher, JSC EDB Fakel, tel.: 8 (4012) 55-66-93, Nesterenko@fakel-russia.com, development of highly efficient EP based on SPT

Gnizdor Roman, Senior Researcher, JSC EDB Fakel, tel.: 8 (4012) 55-64-79, Gnizdor@fakel-russia.com, development of highly efficient EP based on SPT

Pridannikov Sergey, Head of the Design Department, JSC EDB Fakel, tel.: 8 (4012) 55-64-79, Pridannikov@fakel-russia.com, development of highly efficient EP based on SPT

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 1: Проектирование и производство  
ракет-носителей и космических летательных аппаратов,  
космические исследования и проекты**

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ПО ЗАДАННОМУ ПРОСТРАНСТВЕННОМУ РАЗРЕШЕНИЮ

© 2021 В.И. Куренков<sup>1</sup>, В.М. Фёдоров<sup>2</sup>, Е.А. Пупков<sup>1</sup>, В.В. Каменский<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара

<sup>2</sup>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

Предложена методика выбора параметров оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) на ранних этапах проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

В основу методики положено понятие коэффициента совершенствования оптических средств ДЗЗ. Показатель линейного разрешения на местности (ЛРМ), рассматривается с позиций теории эффективности. Методика базируется на разумном сочетании моделей, построенных на основе статистических данных по передовым оптическим системам ДЗЗ, геометрических моделей оптики и моделей, описывающих физику формирования изображения.

*Дистанционное зондирование Земли; оптико-электронная аппаратура наблюдения; геометрические параметры; линейное разрешение на местности; пиксельное разрешение; коэффициент совершенства оптической системы; методика расчёта*

**Введение.** Опыт разработки средств оптико-электронного наблюдения поверхности Земли из космоса показывает, что в отрасли существуют проверенные временем методики проектирования оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК) космического базирования, которые опираются на глубокие теоретические исследования в области оптики и электроники. Однако, на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ по заданным целевым показателям, не всегда представляется возможным воспользоваться упомянутыми методиками. Дело в том, что выбор параметров ОЭТК тесно связан с другими целевыми характеристиками, обликом проектируемого КА, его баллистическими и проектными параметрами, при изменении которых могут меняться требования к ОЭТК. И невозможно при каждом изменении обращаться к специалистам предприятий, создающих ОЭТК, так как это связано с кадровыми, временными организационными, и экономическими ограничениями.

В этой связи актуальны проектные методики, которые при выборе облика КА ДЗЗ позволяют оценить геометрические параметры ОЭТК по заданному ЛРМ и ширине полосы захвата, не затрагивая многие тонкие вопросы, касающиеся ОЭТК. В процессе проектирования КА ДЗЗ по заданным целевым характеристикам, могут ставиться различные задачи, связанные с выбором параметров ОЭТК. Если в КА ДЗЗ предполагается использовать ОЭТК из номенклатуры существующих, то дальнейшая задача состоит в проверке выполнения требований технического задания (ТЗ) на КА ДЗЗ по линейному разрешению на местности, ширине полосы захвата и др. Если же в КА ДЗЗ предполагается использовать новую разработку ОЭТК, то дальнейшая задача состоит в расчёте некоторых параметров ОЭТК, которые необходимо отразить в ТЗ на его создание в организациях, специализирующихся по их разработке.

Существуют методики [1-5], в которых затрагиваются отдельные вопросы приближённой оценки параметров ОЭТК по заданному линейному разрешению на местности. Однако такие методики базируются на различных подходах, используют разные исходные данные и справедливы в узких диапазонах изменения исследуемых параметров. К сожалению, в технической литературе присутствуют и ошибочные на взгляд авторов настоящей статьи методики оценки ЛРМ [6], основанные на расчётах идеальных характеристиках оптических систем, которые в настоящее время технологически недостижимы. Критика такого подхода представлена в статье [7]. Тем не менее, публикации

автора критикуемого методического подхода продолжаются [8, 9]. В данной статье авторы не ставят задачу дополнительной критики упомянутого ошибочного подхода к оценке ЛРМ, а пытаются более убедительно обосновать положения предлагаемой методики.

**Цель настоящей статьи** - представить относительно простую и адекватную инженерную методику приближённой оценки потребных параметров ОЭТК по заданному линейному разрешению на местности, которую можно использовать на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ.

В основе методики положено понятие коэффициента совершенствования оптических средств ДЗЗ, представленного впервые в работе [7]. Чтобы исключить некоторые неопределённости в трактовке показателя линейного разрешения на местности, этот показатель рассматривается с позиций теории эффективности. В отдельных пунктах методики используются некоторые известные модели. Методика базируется на разумном сочетании моделей, построенных на основе статистических данных по передовым оптическим системам ДЗЗ, геометрических моделей оптики и моделей, описывающих физику формирования изображения.

### **Линейное разрешение изображения**

Классический показатель разрешения в изображении снимаемого объекта (в фокальной плоскости оптической системы КА) связан с размером кружка рассеяния Эри (Эйри) и численно равен расстоянию между пиками освещённости от двух самосветящихся точек при наложении максимума освещённости от одной точки на минимум освещённости от другой точки (критерий Рэлея) [1-3]

$$\rho_p = 1,22 \lambda f / D, \quad (1)$$

где  $\lambda$ ,  $f$  и  $D$  - соответственно длина световой волны, фокусное расстояние и диаметр апертуры оптической системы.

Если принять, что сдвиг пиков освещённости соответствует значению оптической единицы  $z_1 = \pi$  [2], то приходим к понятию предела разрешения идеального объектива

$$\rho_{пред} = \lambda f / D. \quad (2)$$

В последнем случае освещённость в двух точках изображения, а также между точками, будет одинакова, то есть точки будут неразличимы.

Из дифракционной теории известно, что результаты расчёта разрешения в изображении от двух самосветящихся точек и разрешения в изображении штриховой миры весьма близки. Поэтому приведёнными формулами можно пользоваться и для оценки разрешения и разрешающей способности штриховых мир.

Обратная величина разрешения представляет собой предельную пространственную частоту, пропускаемую оптической системой

$$\nu_{пред} = 1 / \rho_{пред}. \quad (3)$$

Отметим, что с понятиями классического разрешения в изображении и разрешения при космической съёмке (также в изображении) связано понятие частоты Найквиста. На рис. 1 представлена схема формирования изображения штриховой миры. График освещённости в изображении миры вследствие снижения контраста после прохождения светом оптической системы уже не будет штриховым, а будет приближаться к синусоидальной форме. Здесь сверху показано изображение миры в фокальной плоскости (1). В средней части рисунка показан график амплитуды освещённости изображения (2), ниже, слева под графиком схематично показан фотоприёмный элемент ПЗС с линейным размером, равным периоду изображения миры, а справа – два фотоприёмных элемента ПЗС с линейными размерами, равными половине периода изображения миры. В нижней части рисунка показан график накопленного заряда элементом ПЗС (3).

Анализ показывает, что если линейный размер фотоприёмного элемента ПЗС (пикселя) равен периоду изображения миры (или частота пиков изображения равна частоте расположения пикселей), то на каждый пиксель будут воздействовать как пики освещённости, так и минимумы. Элементарный фотоприёмник накапливает заряд от всех

точек изображения (от минимума до максимума освещённости), попадающего на него, и перераспределяет заряд на весь элемент, усредняя его. То есть никаких минимумов и максимумов сигналов в этом случае не регистрируется и изображения миры (синусоиды) не будет.

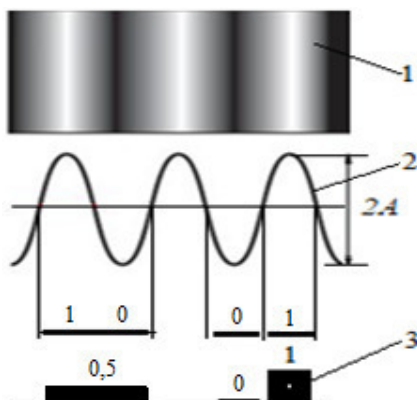


Рис. 1. Пояснения к понятию пиксельного разрешения изображения

Если же линейный размер элемента ПЗС будет равен примерно половине периода изображения миры, то будут регистрироваться минимум на одном пикселе и максимум - на соседнем. То есть регистрация разрешаемого изображения миры возможна.

Таким образом, для формирования изображения частота расположения пикселей должна быть как минимум в два раза больше, чем частота изображения миры, что и соответствует частоте Найквиста.

Отметим, что приведённые рассуждения относились к понятию классического предельного разрешения, определяемого по формуле (2). Если же использовать понятие разрешения по критерию Релея (1), то частоту Найквиста следует откорректировать, умножив её на коэффициент  $1/1,22 = 0,82$ , который примерно равен коэффициенту  $0,8086$ , полученному в работе [3] (см. далее формулу (14)).

Если производится съёмка контрастной миры на поверхности Земли, то в классическом понимании линейное разрешение на местности (при идеальных условиях съёмки и без «смаза» изображения вследствие воздействия различных факторов) равно проекции разрешения в изображении на поверхность Земли, что соответствует периоду миры, то есть сумме ширины белой и ширины чёрной полос.

Однако, поскольку потребителей космических снимков интересует, в первую очередь, способность систем по определению линейных размеров наземных объектов, а не количество пар условных штрихов, то со времён начала проведения космических съёмок понятие разрешения в изображении стало отличаться от классического. Применительно к съёмкам штриховой миры разрешение изображения соответствует линейному размеру не минимально различимой пары полос (чёрной плюс белой), а только одной полосы (либо чёрной, либо белой). То есть, разрешение при космической съёмке примерно в два раза лучше, чем по классическому критерию, как в изображении, так и на местности.

В этом случае величина, обратная частоте Найквиста (а не период пропускаемой частоты), представляет собой меру разрешения. В правильно спроектированной оптической системе с дискретными фотоприёмниками за разрешение изображения можно принять линейный размер фотоприёмного элемента (пикселя).

#### **Линейное разрешения на местности и проекция пикселя**

*Линейное разрешение на местности (ЛРМ)* - это минимально различимая ширина черной (или белой) полосы миры  $\Delta L_M$ . Этот показатель ( $L_{ЛРМ}$ ) принято измерять в метрах по трёхшпальной мире. Его также называют *пространственным разрешением*.

ЛРМ представляет собой один из важнейших показателей эффективности космической системы наблюдения, который зависит от потенциально возможных показателей качества



системы, условий применения и стратегии управления. Потенциальные показатели качества получаются в идеальных условиях применения и при идеальной стратегии управления.

Применительно к космическим аппаратам ДЗЗ оптического диапазона наблюдения в качестве потенциально возможных показателей качества рассматриваются характеристики оптико-электронной системы (светосила, степень устранения аберраций, размер фотоприёмных элементов, и др.) в идеальных условиях применения и при управлении движением, при котором обеспечивается съёмка с минимальными «смазами» изображения и технологическими потерями в элементах сквозного тракта формирования изображения. На потенциальные показатели качества оказывают влияние бортовые обеспечивающие системы, отвечающие за геометрическую, температурную и вибрационную стабильность элементов конструкции КА,

В качестве условий съёмки рассматриваются высота Солнца над горизонтом, освещённость и контрастность объекта наблюдения, альbedo местности, метеорологическая дальность видимости, рефракция атмосферы и степень её турбулентности и др.

В качестве стратегии управления рассматриваются программы управления в процессе съёмки угловым движением КА с заданной точностью (ориентация и стабилизация изделия, динамическая фокусировка и др.) с целью исключения или уменьшения «смаза» изображения в фокальной плоскости и др.

Лучшие результаты по показателю ЛРМ получаются при использовании аппаратуры и фотоприёмных устройств конкретного потенциально возможного качества в наилучших условиях съёмки контрастного объекта в надир и при управлении угловым движением КА, обеспечивающем проведение съёмки без «смаза» изображения.

Под разрешением на местности за рубежом, как правило, понимается *проекция пикселя* (*Ground Sampling Distance - GSD*) на снимаемый элемент поверхности Земли ( $L_{\Pi}$ ) при съёмке в надир. Это чисто геометрическая характеристика, и её нетрудно получить из подобия равнобедренных треугольников: первого - высотой, равной высоте полёта космического аппарата  $H_{КА}$  с основанием  $L_{\Pi}$  и второго - высотой, равной фокусному расстоянию  $f$  и основанием, равном размеру фотоприёмного элемента  $l_{эл}$ :

$$L_{\Pi} = l_{эл} H_{КА} / f . \quad (4)$$

Здесь и далее представлены формулы при съёмке в надир.

Этот показатель, в отличие от ЛРМ, не зависит от условий применения и управления КА. Т. е. GSD не является показателем эффективности. Его можно трактовать как показатель качества оптической системы, который можно реализовать при определённых параметрах оптической аппаратуры наблюдения (диаметра объектива, длины волны, высоты съёмки), при благоприятных условиях применения и штатного управления движением КА. Этот показатель характеризует потенциальные возможности системы ДЗЗ. При правильном сочетании характеристик оптики, фотоприёмного устройства и обеспечивающих систем, можно при благоприятных условиях съёмки получить ЛРМ, близкое к проекции пикселя.

Как показывает опыт разработки систем ДЗЗ в России, линейное разрешение на местности задаётся нормированных, как правило, неблагоприятных условиях при съёмке тестовых мир: по высоте Солнца над горизонтом ( $h_1$ , град), по коэффициентам контрастности мира ( $k_t$ ), отражения шпал и фона группы мир ( $\rho_{\min}$ ), метеорологической дальности видимости. Заметим, что ЛРМ при зачётных условиях съёмки отличается от пиксельного разрешения на местности ( $L_{\Pi}$ ) в 1,3...1,5 (а иногда и в 2) раза. Например, пиксельное разрешение на местности КА «Ресурс-П» составляет  $L_{\Pi} = 0,71$  м, а ЛРМ в зачётных условиях ( $h_1 = 30^\circ$ ,  $k_t = 0,3$ ,  $\rho_{\min} = 0,07$ ,  $\tau_{атм} = 0,7$ ) составляет 1 м. В благоприятных условиях ( $h_1 > 40^\circ$ ) ЛРМ приближается к  $L_{\Pi}$ .

В табл. 1 приведены некоторые характеристики зарубежных КА ДЗЗ [4]. Видно, что значения пиксельного разрешения и линейного разрешения на местности значительно

отличаются. В таблице приведены следующие обозначения:  $D$  - диаметр апертуры (главного зеркала) оптической системы;  $\varepsilon$  - угловое разрешение.

Табл. 1 – Характеристики некоторых зарубежных КА ДЗЗ [4]

КА ДЗЗ	$D$ , м	$l_{эл}$ , мкм	$H_{КА}$ , км	$\varepsilon$ , угл. с	$L_{П}$ , м	$L_{ЛРМ}$ , м
Iconos-2	0,70	12	680	0,19	0,63	0,94
Quick Bird-2	0,60	12	450	0,22	0,49	0,73
OrbView-3	0,45	6	470	0,30	0,68	1,28
Eros-B	0,50	7	500	0,27	0,65	1,23
Pleiades	0,65	13	685	0,21	0,69	1,02
GtoEye-1	1,10	9	660	0,12	0,40	0,59

Отметим, что пиксельное разрешение на местности ( $L_{П}$ ) применяется, видимо, для повышения привлекательности и продвижения информации ДЗЗ на Мировом рынке, поскольку критерий  $L_{П}$  численно даёт лучшие показатели по сравнению с  $L_{М}$ .

#### Коэффициент совершенства оптической системы

Как известно, реальные оптико-электронные системы и другие звенья сквозного тракта формирования изображения ухудшают качество снимков по сравнению с идеальными объективами. Для такого учёта возможны различные методические подходы. Например, в работе [3] вводится в рассмотрение нормированная пространственная частота  $k_0$ , которая представляет собой отношение рабочей пропускаемой частоты  $\nu_{раб}$  к его предельной частоте. При этом ЛРМ определяется формулой

$$L_{ЛРМ} = \frac{\lambda_p H_{КА}}{2 k_0 D}, \quad (5)$$

где  $\lambda_p$  - рабочая длина волны (среднее значение из рассматриваемого диапазона);

$k_0$  - нормированная (относительно предельно-пропускаемой) пространственная частота оптической системы ( $k_0 \approx 0,5$  для оптических систем без центрального экранирования и  $k_0 = 0,30 \pm 0,03$  - с центральным экранированием).

В работе [4] приводится следующее выражение для расчёта ЛРМ:

$$L_{ЛРМ} = \frac{k_T H_{КА}}{k_0 D_{ГЗ}}, \quad (6)$$

где  $k_T$  - размерный эмпирический коэффициент, который по различным источникам меняется от  $1 \cdot 10^{-6}$  м до  $2 \cdot 10^{-6}$  м, что соответствует полупериоду или периоду решётки предельно разрешимой миры при длине волны  $\lambda_p = 0,5 \cdot 10^{-6}$  м.

Существуют и другие методики учёта снижения качества оптико-электронных систем, использующие понятия частотно-контрастных характеристик [1-4 и др.], которые не являются предметом исследования данной статьи.

Рассмотрим предлагаемый подход. В работе [7] вводится коэффициент совершенства оптической системы, определяемый отношением пиксельного линейного разрешения  $L_{П}$  к дифракционному линейному разрешению  $L_{Д}$  (без учёта аберраций):

$$K = L_{П} / L_{Д}. \quad (7)$$

Напомним, что *дифракционное линейное разрешение на местности* – это теоретически возможное пространственное разрешение КА ДЗЗ, в котором установлена идеальная оптико-электронная система без учёта потерь информации, возникающих в сквозном тракте

формирования изображения. Потери возникают из-за наличия aberrаций в оптической системе, технологических факторов, влияния эксплуатационных воздействий. Этот показатель используется для оценки достигнутого уровня ЛРМ по сравнению с теоретически возможным. Дифракционное линейное разрешение современными средствами съёмки недостижимо, однако отношение реального ЛРМ к дифракционному может использоваться в проектных расчётах как мера сравнения реальных съёмочных систем с идеальными.

Важно отметить, что показатель совершенства  $K$  впервые был опубликован в работе [7] с целью критики методического подхода [6]. Однако автор критикуемого подхода в своих последующих статьях [8, 9] начал использовать коэффициент совершенства, выдав его за свой.

Учитывая, что проекция пикселя определяется формулой (4), а дифракционное линейное разрешение (по критерию предельного разрешения) формулой [1]

$$L_{\text{д}} = \frac{\lambda_p H_{\text{КА}}}{2D}, \quad (8)$$

то получаем выражение для расчёта коэффициента совершенства оптической системы

$$K = \frac{2l_{\text{эл}} D}{f \lambda_p}. \quad (9)$$

Заметим, что коэффициент совершенства оптической системы не может быть определён как отношение реального (эксплуатационного) ЛРМ к дифракционному, так как реальное ЛРМ, как упоминалось, зависит не только от качества ОЭТК (и бортовых обеспечивающих систем), но и от внешних условий и управления угловым движением КА при проведении съёмки.

В качестве примера рассчитаем коэффициент совершенства (по критерию предельного разрешения) для оптической системы с диаметром объектива 0,5 м и фокусным расстоянием 4 м при длине волны  $0,55 \cdot 10^{-6}$  м, высота съёмки – 475 км (как у КА ДЗЗ «Ресурс-П»)

$$K = \frac{2l_{\text{эл}} D}{f \lambda_p} = \frac{2 \cdot 6 \cdot 10^{-6} \cdot 0,5}{4,0 \cdot 0,55 \cdot 10^{-6}} = 2,73.$$

В табл. 2 приведены результаты расчёта коэффициентов совершенства телескопов КА ДЗЗ нескольких типов при длине волны  $0,55 \cdot 10^{-6}$  м [7, 8, 9, 10].

Табл. 2 – Коэффициенты совершенства некоторых КА ДЗЗ

КА ДЗЗ	$D, \text{ м}$	$F, \text{ м}$	$l_{\text{эл}}, \text{ МКМ}$	$K$
Ресурс-П	0,5	4	6	2,73
Pleiades-1	0,65	12,9	13	2,4
Ресурс-ПМ	1,5	15,8	9(6)	3,1 (2,07)
WorldView 2	1,1	13,3	8	2,4
WorldView 3	1,1	13,3	8 (6,7)	2,02
WorldView 4	1,1	16,0	8	2,0
Deimos	0,42	5,7	9	2,4
SPOT - 6	0,2	4,17	12	2,1
EROS-B	0,5	5,0	7	2,5
GeoEye-1	1,1	13,3	8	2,4
WorldView-1	0,6	8,8	8	2,3

Из табл. 2 следует, что на современном этапе развития средств ДЗЗ коэффициент совершенства большинства оптических систем находится в пределах 2,1...2,4. Причем  $K = 2,4$  обеспечивает получение практически гарантированного заявленного разрешения  $L_{II}$  в благоприятных условиях съёмки и вполне приемлемого фактического разрешения  $L_{\phi}$  в реальных условиях съёмки (в надир  $h_1 = 20...30^\circ$ ,  $\rho_{\min} = 0,07...0,8$ , метеорологическая дальность 23 км).

Отметим, что значение  $K$  зависит от расчётной длины волны и от выбранного критерия при оценке разрешения оптической системы. Если  $\lambda_p$  принять равной  $0,58 \cdot 10^{-6}$  мм, то коэффициент совершенства для КА ДЗЗ «Ресурс-П» составит  $K = 2,6$ .

Если дифракционное разрешение изображения в фокальной плоскости принять в соответствии с критерием Рэлея (1), а не в соответствии с предельным разрешением (2), то коэффициент совершенства уменьшится пропорционально коэффициенту 1,22 и составит  $K = 2,24$ .

### Методика выбора параметров оптико-электронной аппаратуры

Практика показывает, что для правильно сбалансированных соотношений по точности бортовых систем КА и зачётных условий (как правило, не достаточно благоприятных) отношение реального (эксплуатационного) ЛРМ к пиксельному для систем ДЗЗ составляет 1,3...1,5. Эти данные являются исходными.

Этапы реализации методики представлены ниже.

1. По заданным параметрам эксплуатационного ЛРМ ( $L_{\text{э}}$ ) и высоты наблюдения  $H$  определяется потребная проекция пиксельного разрешения на местности:

$$L_{II} = L_{\text{э}} / k_{\text{э}}, \quad (10)$$

где  $k_{\text{э}}$  - коэффициент, учитывающий условия наблюдения.

Для относительно благоприятных условий ( $h > 30^\circ$ ,  $k_t \approx 0,3$ ,  $\rho_{\min} \approx 0,08$ ,  $\tau_{\text{атм}} = 0,7$ ) принимается  $k_{\text{э}} = 1,3$ .

Для неблагоприятных условий ( $h_1 > 10^\circ$ ,  $k_t \approx 0,2$ ,  $\rho_{\min} \approx 0,07$ ,  $\tau_{\text{атм}} = 0,7$ ) принимается  $k_{\text{э}} = 1,5$ .

Заметим, что в некоторых работах [2, 4] при проведении поверочных расчётов ЛРМ на основе частотно-контрастных характеристик (ЧКХ) используют ЧКХ рефракции, турбулентности, воздушной дымки атмосферы, однако с позиций теории эффективности эти факторы относятся к условиям применения и учитываются коэффициентом эксплуатации.

2. Определяется дифракционное разрешение исходя из коэффициента совершенства ОЭТК у КА-прототипа

$$L_{II} = L_{II} / K. \quad (11)$$

3. Задаётся рабочая длина волны  $\lambda_p$  и определяется потребный диаметр оптической системы исходя из критерия Шеннона [1]:

$$D = \frac{\lambda H}{2 L_{II}}. \quad (12)$$

Отметим, что рассчитанный по зависимости (12) диаметр близок к диаметру, подсчитанного по формуле

$$D = \frac{\lambda_p H_{KA}}{2 k_0 L_{ЛРМ}}, \quad (13)$$

которую можно получить из выражения (5).

Некоторое отличие диаметров, полученных по этим формулам можно объяснить тем, что в формуле (12) учитывается не только совершенство оптической системы, но и статистика по условиям наблюдения.

4. Выбор конкретных значений минимального размера пикселя и фокусного расстояния ОС можно в первом приближении проводить по статистике, исходя из габаритно-массовых ограничений и номенклатуры имеющихся матриц фотоприёмных устройств.

С точки зрения компактности ОЭТК, необходимо стремиться к минимально возможному размеру пикселя. Однако такое не всегда возможно по конструктивным и технологическим ограничениям создания короткофокусных оптических систем [3]. Кроме того, существуют ограничения, связанные с тем, что с уменьшением размеров пикселей в глубине кремниевой подложки фотоприёмных элементов происходит диффузия зарядов на соседние ячейки ПЗС [3], что ухудшает качество изображения [1]. Причём, диффузия увеличивается с увеличением рабочей длины волны.

По статистике минимальный размер пикселя можно в зависимости от спектральных зон наблюдения принять (в варианте исполнения ПЗС в режиме временной задержки и накопления заряда):

- для видимого и ближнего инфракрасного (ИК) диапазона от 0,45 до 1,10 мкм - 6 мкм;
- для среднего и дальнего ИК диапазона - 15 мкм.

5. Определяется фокусное расстояние оптической системы в зависимости от требуемого размера пикселя по формуле [3]

$$f_{экв} = D(0,8086 \pm 0,08) \frac{l_{эл}}{\lambda_p}, \quad (14)$$

В качестве примера в табл. 3 приведены данные по рекомендуемым соотношениям размеров пикселя и фокусного расстояния для различных съёмочных систем с пиксельным разрешением на местности  $L_{п} = 0,4$  м с высоты полёта 700 км.

Табл. 3 – Варианты построения ОЭА ( $L_{п} = 0,4$  м,  $H = 700$  км)

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Размер пикселя, мкм	6	9	12
Фокусное расстояние, м	10,5	15,8	21

6. Размеры рабочей фотозоны определяются исходя из требований по полосе захвата с учётом возможности конкретной оптической схемы по угловому полю зрения.

7. Длина оптической системы по линии визирования зависит от выбранной оптической схемы. В частности, для схемы Ричи-Кретьена с линзовым корректором такая длина может составлять 0,25 от значения эквивалентного фокусного расстояния.

8. Массу ОЭТК можно приближённо оценить по зависимостям, представленным в работах [4, 5, 10].

### Выводы

Проведён анализ методических подходов к оценке линейного разрешения на местности оптико-электронных систем космического базирования.

Предложена методика выбора габаритных параметров оптико-электронного телескопического комплекса космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, которая может быть использована на начальных этапах проектирования КАЗ.

Расчёт по данной методике является приближённым и требует уточнения на последующих этапах разработки оптико-электронной аппаратуры в организациях, создающих реальные образцы аппаратуры наблюдения.

### Библиографический список

1. Проектирование оптических систем [Текст] / Э.Бетенски, Р.Хопкинс, З. Шенон [и др.]; под ред. Р.Шеннона, Дж.Вайанта; пер. с англ. И.В.Пейсахсона. – М.: Мир, 1983. – 430 с.
2. Матиясевич, Л. М. Введение в космическую фотографию [Текст] / Л. М. Матиясевич. – М.: Недра, 1989. – 149 с.

3. Маламед, Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования [Текст]: учеб. пособие / Е. Р. Маламед. - СПб.: СПбГИТМО(ТУ), 2002. – 291 с.
4. Хартов, В. В. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов [Текст]: Учебное пособие / В. В. Хартов, В. В. Ефанов, К. А. Занин. - М: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. - 132 с.
5. Бакланов, А.И. Возможности модернизации космического комплекса на базе КА «АИСТ-2» [Текст] / А.И. Бакланов, М.В. Ключников // Сб. материалов IV Всеросс. НТК «Актуальные проблемы РКТ» (IV Козловские чтения) (14–18 сен. 2015 г. Самара, АО «РКЦ «Прогресс»), – Самара: Изд-во СамНЦ РАН. 2015. Т. 1. С. 303-310.
6. Свиридов, К. Н. О предельном инструментальном разрешении космического аппарата «Ресурс-П» (№ 1, 2, 3) [Текст] / Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы». - 2017. Т. 4. Вып. 2. - С. 20-28.
7. Замечания АО «РКЦ «Прогресс» к статье «О предельном инструментальном разрешении космического аппарата «Ресурс-П» (№ 1, 2, 3)» автора К. Н. Свиридова (журнал «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы». 2017. Т. 4. Вып. 2. С. 20-28) // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2018. – Т. 5. Вып. 1. – С. 48-51.
8. Свиридов, К.Н. О критериях оценки предельного инструментального разрешения космического аппарата дистанционного зондирования Земли на местности [Текст] / К. Н. Свиридов, А. Е. Тюлин // Информация и космос. - 2018. №3. - с. 143-146.
9. Свиридов, К. Н. О проектировании оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов дистанционного зондирования Земли [Текст] / К. Н. Свиридов, А. Е. Тюлин // Информация и космос. - 2018. №4. – С. 136-145.
10. Куренков, В. И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли / В. И. Куренков. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.

#### **Информация об авторах**

**Куренков Владимир Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, телефон (846) 267-46-88. E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надежность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

**Фёдоров Виктор Максимович**, главный специалист проектного отделения АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Самара, ул. Земеца, 18, телефон (846) 992-65-11. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения.

**Пупков Евгений Александрович**, ст. преподаватель кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, телефон (846) 335-18-26. E-mail: [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения.

**Каменский Владимир Вячеславович**, ведущий инженер-конструктор проектного отдела АО «РКЦ «Прогресс» 443009, Самара, ул. Земеца, 18, телефон (846) 228-91-97. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов наблюдения.

# THE METHOD OF ASSESSING THE PARAMETERS OF OPTICAL-ELECTRONIC TELESCOPIC COMPLEXES OF SPACE USE AT A GIVEN SPATIAL RESOLUTION

© 2021 V. I. Kurenkov<sup>1</sup>, Fedorov V. M.<sup>2</sup>, Y. A. Pupkov<sup>1</sup>, A.V. Kamensky<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara National Research University, Samara

<sup>2</sup>JSC «SCR «Progress», Samara

The method of selecting the parameters of the optical-electronic telescopic complex (OETC) in the early stages of the design of spacecraft (SA) of remote sensing of the Earth (DD) is proposed. The method is based on the concept of the coefficient of improvement of optical means of THE DMH. The linear resolution indicator on the ground (LRM) is considered from the point of view of efficiency theory. The technique is based on a judicious combination of models based on statistics on advanced optical systems, geometric models of optics and models describing the physics of image formation.

*Remote sensing of the Earth; Optical-electronic surveillance equipment; Geometric parameters Linear resolution on the ground; Pixel resolution The coefficient of perfection of the optical system; calculation technique*

## References

1. Betenski E., Hopkins R., Shannon R. et al., R. Shannon and J. Wyatt Eds. Applied Optics and Optical Engineering, vol. VIII, Academic Press, 1980.
2. Matiyasevich, L. M. Introduction to Space Photography, Moscow: Nedra, 1989. In Russian.
3. Malamed, E.R. Design of Space-based Optical Instruments. Saint Petersburg: SPBGITMO (TU), 2002. In Russian.
4. Hartov, V.V., Efanov, V.V., Zanin, K.A.. The Basics for Design of Orbital Optoelectronic Complexes, Moscow: MAI-Print, 2011. In Russian.
5. Baklanov, A.I., Klyushnikov, M.V. Opportunities for modernization of the space complex based on the AIST-2 satellite, Proceedings of IV Conference “Actual problems of RST” (IV Kozlov Readings). Samara: Samara Scientific Centre of RAS, 2015, vol. 1, pp. 303-310. In Russian.
6. Sviridov, K.N. On the ultimate instrumental resolution of the spacecraft “Resource-P” (nos. 1, 2, 3), Rocket-space Instrumentation and Information Systems, 2017, vol. 4, no. 2, pp. 20-28. In Russian.
7. Comments of RSC Progress to the article “On the ultimate instrumental resolution of the spacecraft “Resource-P” (nos. 1, 2, 3)” by the author K.N. Sviridov (journal “Rocket-Space Instrumentation and Information Systems”, 2017, vol. 4, no. 2, pp. 20-28), Rocket and Space Instrumentation and Information Systems, 2018, vol. 5, no. 1, pp. 48-51. In Russian.
8. Sviridov, K.N., Tyulin, A.E. On the criteria for assessing the ultimate instrumental resolution of the Earth remote sensing spacecraft on the ground, Information and Space, 2018, no. 3, pp. 143-146. In Russian.
9. Sviridov, K.N., Tyulin, A.E. On the design of optoelectronic equipment of the Earth remote sensing spacecraft, Information and Space, 2018, no. 4, pp. 136-145. In Russian.
10. Kurenkov, V.I. Fundamentals of Designing Spacecraft for Optoelectronic Observation of the Earth's Surface. Samara: Samara University Publishing House, 2020. In Russian.

## About the authors

**Vladimir I. Kurenkov**, Doctor of Engineering, Professor, Professor at Space Engineering Department of Samara National Research University, 34, Moskovskoe shosse, Samara, Russia, 443086, ph. (846) 267-46-88. E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Area of research: design, modeling the target operation, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.

**Viktor Fedorov**, chief project specialist of Progress RSC, 443009, Samara, st. Zemetsa, 18, telephone (846) 992-65-11. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Area of scientific interest: design, modeling of the purposeful functioning of observation spacecraft.

**Evgeniy A. Pupkov**, Lecturer in the Department of Space Mechanical Engineering, Samara National Research University, S. P. Korolev, 443086, Samara, Moscow Highway, 34, telephone (846) 267-46-88. [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru). Area of scientific interest: design, modeling of the purposeful functioning of observation spacecraft.

**Vladimir Kamensky**, Lead Design Engineer of the Project Department of Progress 443009, Samara, st. Zemetsa, 18, telephone (846) 228-91-97. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Area of scientific interest: design of observation spacecraft.

## АНАЛИЗ НАДЁЖНОСТИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕТОДОМ ДЕРЕВЬЕВ ОТКАЗОВ

© 2021 А.С. Кучеров, П.В. Чиклин

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

Рассмотрено применение метода деревьев отказов для анализа надёжности бортовых систем летательных аппаратов. В системе MATLAB реализован «табличный» алгоритм преобразования логической функции отказа к совершенной дизъюнктивной нормальной форме, а также переход к вероятностной функции и расчёт значимостей элементов, характеризующих их влияние на надёжность системы. Выполнен анализ надёжности одной из бортовых систем малого космического аппарата «Аист-2Т» - системы обеспечения теплового режима.

*Дерево отказов, логическая функция, бортовая система, отказ, значимость элемента*

Высокая надёжность любой технической системы является непременным условием ее эффективной работы. Особенно это характерно для таких сложных систем как изделия ракетно-космической техники.

Системы такого рода, как правило, характеризуются сложными зависимостями между надёжностью системы и надёжностью элементов, входящих в ее состав. Это обусловило название таких систем как структурно-сложные (в аспекте надёжности) [1].

Был разработан целый ряд методов анализа надёжности таких систем. К их числу относится метод деревьев отказов (или, в более широком смысле, деревьев неисправностей) [2,3,4].

Метод дерева отказов (ДО) лежит в основе логико-вероятностной модели причинно-следственных связей отказов системы с отказами ее элементов и другими событиями (воздействиями); при анализе возникновения отказ рассматривается как результат последовательностей и комбинаций нарушений и неисправностей и, таким образом, дерево отказов представляет собой многоуровневую графологическую структуру причинно-следственных связей, позволяющих найти возможные причины возникновения отказов.

К числу достоинств метода ДО относятся:

- возможность выявить в явном виде ненадёжные элементы системы и пути их связи (в аспекте надёжности);
- возможность последовательного анализа конкретных отказов системы;
- ДО облегчает построение логической функции отказа (ЛФО);
- как следствие, метод ДО облегчает анализ надёжности сложных систем.

Метод ДО, как и любой метод познания, имеет, конечно, ограничения на область своего применения, к числу основных из которых относятся:

- невозможность учесть «промежуточные» состояния (частичного отказа);
- дерево отказов описывает систему в определённый момент времени (обычно в установившемся режиме).

Тем не менее, метод ДО является весьма эффективным средством исследования надёжности структурно-сложных систем.

ДО позволяет записать логическую функцию отказа, после преобразования которой к так называемой форме замещения, может быть рассчитана вероятность отказа [2]. Это выполняется следующим путем:

- каждая логическая переменная, обозначающая отказ соответствующего элемента, заменяется вероятностью отказа;
- отрицание логической переменной заменяется вероятностью работоспособности элемента;
- операция дизъюнкции (логического сложения) заменяется операцией суммирования;



- операция конъюнкции (логического умножения) заменяется операцией умножения.

Известно несколько методов получения формы замещения:

- метод «включения-исключения»;

- метод преобразования ЛФО к ортогональной нормальной форме;

- метод преобразования ЛФО к совершенной дизъюнктивной нормальной форме (СДНФ).

В данной работе используется последний из указанных методов. Он включает следующие действия [1,3].

1. Привести логическую функцию к дизъюнктивной нормальной форме (ДНФ).

2. Удалить повторяющиеся члены.

3. Если в какой-либо элементарной конъюнкции не содержится логической переменной  $x_i$  из числа переменных, входящих в исходную формулу, то добавить к этой конъюнкции член  $(x_i \vee x_i')$ , где штрих означает логическое отрицание, и раскрыть скобки.

4. Если имеются повторяющиеся члены, то оставить только один из них.

Данный метод может быть формализован в виде следующего «табличного» алгоритма, предложенного в работе [3].

1. Функция алгебры логики приводится к ДНФ.

2. Подсчитывается количество всех рассматриваемых событий и количество элементарных конъюнкций.

3. Составляется таблица, число строк которой равно числу элементарных конъюнкций, а число столбцов равно числу всех рассматриваемых событий (максимально возможному рангу элементарной конъюнкции).

4. В каждую ячейку таблицы заносятся нули или единицы со знаком плюс или минус по правилу, приведенному ниже.

4.1. Если в рассматриваемой элементарной конъюнкции имеется событие с данным номером, то в соответствующую ячейку таблицы заносится плюс единица.

4.2. Если в рассматриваемой элементарной конъюнкции имеется отрицание события с данным номером, то в соответствующую ячейку таблицы заносится минус единица.

4.3. Если в рассматриваемой элементарной конъюнкции не имеется ни события с данным номером, ни его отрицания, то в соответствующую ячейку таблицы заносится ноль.

5. Осуществляется просмотр ячеек таблицы слева направо построчно, начиная с первой строки.

Если в какой-то строке таблицы встречается ноль, то вместо этой строки таблицы вставляются две строки, различающиеся лишь значениями той из ячеек, в которой ранее был ноль. При этом вместо встретившегося нуля в первой из двух новых строк таблицы записывается единица, а во второй - минус единица.

6. Пункт 5 повторяется до тех пор, пока в таблице не остается ни одного нуля.

7. Осуществляется поиск одинаковых строк таблицы и, при их наличии, оставляется только одна такая строка.

Полученная таблица представляет собой условную структурированную запись логической функции в СДНФ.

Описанный алгоритм был реализован в системе MATLAB, позволяющей эффективно обрабатывать большие массивы информации, записанной в матричном виде.

После получения логической функции отказа системы в СДНФ выполняется расчет вероятности отказа указанным выше методом замещения.

Кроме того, выполняется оценка значимостей элементов, характеризующих их влияние на надёжность системы.

Как известно, значимость элемента в системе есть частная производная от вероятности безотказной работы (или отказа) системы по вероятности безотказной работы (или, соответственно, по вероятности отказа) элемента [1].

Однако для такого расчета показателей значимости необходимо иметь вероятностную функцию работоспособности (или отказа) в аналитическом виде, что для достаточно сложных систем проблематично. Поэтому для анализа значимости с помощью ЭВМ целесообразно использовать следующий метод, основанный на том, что производная от вероятностной функции, полученной с помощью методов алгебры логики, численно равна разности вероятности работоспособного состояния системы, когда элемент находится в работоспособном состоянии, и вероятности работоспособного состояния системы, когда рассматриваемый элемент находится в состоянии отказа.

При использовании вместо вероятностной функции работоспособности вероятностной функции отказа значимость, напротив, численно равна разности вероятности отказа системы, когда элемент находится в состоянии отказа, и вероятности отказа системы, когда рассматриваемый элемент находится в работоспособном состоянии.

Действительно, рассмотрим вероятностную функцию отказа системы  $Q_c$ .

Её можно представить в следующем виде:

$$Q_c = q_i \cdot A + (1 - q_i) \cdot B + C,$$

где  $q_i$  – вероятность отказа  $i$ -го элемента;

$A$ ,  $B$  и  $C$  – выражения, зависящие от вероятностей отказов остальных элементов системы.

Тогда значимость  $i$ -го элемента

$$\xi_i = \frac{\partial Q_c}{\partial q_i} = A - B.$$

С другой стороны,

$$Q_c(q_i = 1) = A + C,$$

$$Q_c(q_i = 0) = B + C.$$

Отсюда

$$Q_c(q_i = 1) - Q_c(q_i = 0) = A - B = \xi_i.$$

Поэтому расчёт значимости каждого элемента выполняется двукратным обращением к программе вычисления вероятности отказа системы: соответственно при задании вероятности отказа, равной единице, и при задании вероятности отказа, равной нулю.

На рис. 1 приведено дерево отказов одной из бортовых систем малого космического аппарата «Аист-2Т» - системы обеспечения теплового режима (СОТР). На рисунке использованы следующие обозначения:

$A'$  – отказ СОТР;

$B'_1$  – отказ плёночного электронагревателя (ПЭН);  $B'_2$  – отказ термометра;  $B'_3$  – отказ тепловой трубы бортовой аппаратуры (ТТБА);

$B'_4$  – отказ контурной тепловой трубы (КТТ);

$C'_1$  – отсоединение токопроводящих проводов от резистивного слоя одного ПЭН;  $C'_2$  – отсоединение токопроводящих проводов от резистивного слоя двух ПЭН;  $C'_3$  – нарушение целостности электрических цепей, приводящее к отказу одного термометра;  $C'_4$  – нарушение целостности электрических цепей, приводящее к отказу двух термометров;  $C'_5$  – утечка теплоносителя из внутренней полости одной ТТБА;  $C'_6$  – утечка теплоносителя из внутренних полостей двух ТТБА;  $C'_7$  – засорение ТТБА вследствие наличия посторонних частиц во внутренней полости одной ТТБА;  $C'_8$  – засорение ТТБА вследствие наличия посторонних частиц во внутренних полостях двух ТТБА;  $C'_9$  – утечка теплоносителя из внутренней полости одной КТТ;  $C'_{10}$  – утечка теплоносителя из внутренних полостей двух КТТ;  $C'_{11}$  – отсоединение конденсатора от теплообменника, испарителя от теплообменника одной КТТ;  $C'_{12}$  – отсоединение конденсатора от теплообменника, испарителя от теплообменника двух КТТ.

На основе дерева отказов составляется логическая функция отказа системы обеспечения теплового режима:

$$A' = B'_1 \vee B'_2 \vee B'_3 \vee B'_4;$$

$$\text{где } B'_1 = C'_1 \wedge C'_2; B'_2 = C'_3 \wedge C'_4; B'_3 = D_1 \vee D_2 = C'_5 \wedge C'_6 \vee C'_7 \wedge C'_8;$$

$$B'_4 = D_3 \vee D_4 = C'_9 \wedge C'_{10} \vee C'_{11} \wedge C'_{12};$$

Сделав подстановку соответствующих функций, получим следующую логическую функцию отказа системы обеспечения теплового режима в дизъюнктивной нормальной форме:

$$A' = C'_1 C'_2 \vee C'_3 C'_4 \vee C'_5 C'_6 \vee C'_7 C'_8 \vee C'_9 C'_{10} \vee C'_{11} C'_{12}.$$

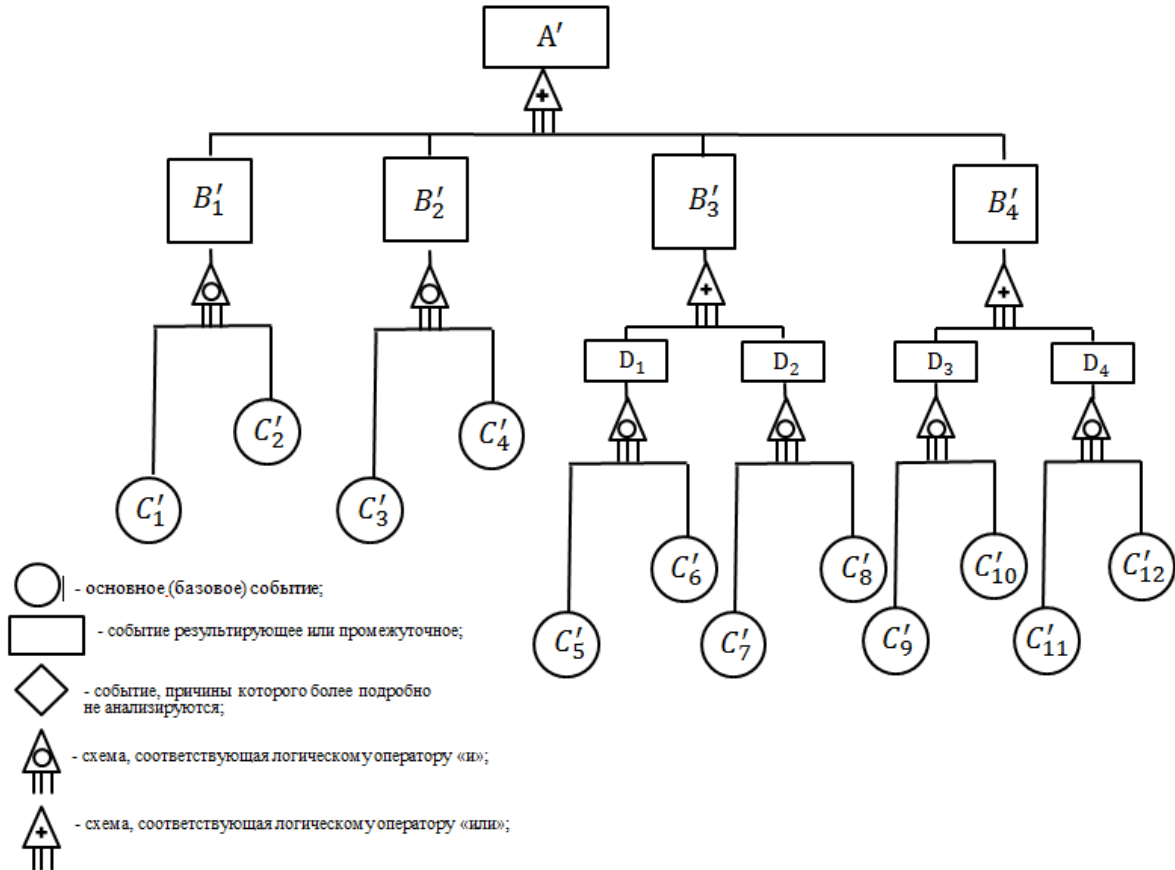


Рис. 1. Дерево отказов СОТР

Вероятности базовых событий (отказов соответствующих элементов) имеют следующие значения:

$$P(C'_1) = 2 \cdot 10^{-4}; P(C'_2) = 4 \cdot 10^{-8}; P(C'_3) = 0,003245; P(C'_4) = 0,00001;$$

$$P(C'_5) = 0,00001; P(C'_6) = 10^{-10}; P(C'_7) = 0,00001; P(C'_8) = 10^{-10};$$

$$P(C'_9) = 0,00001; P(C'_{10}) = 10^{-10}; P(C'_{11}) = 0,00001; P(C'_{12}) = 10^{-10}.$$

В систему MATLAB логическая функция отказа вводится в виде следующей матрицы:

$$X = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{pmatrix}.$$

Получено следующее значение вероятности отказа СОТР:

$$Q_s = 3,2458 \cdot 10^{-8}.$$

Полученные величины значимостей базовых событий, в порядке невозрастания, приведены в табл. 1.

Табл. 1 – Значимости базовых событий отказов элементов СОТР

№ события	Содержание события	Значимость
4	Нарушение целостности электрических цепей, приводящее к отказу двух термометров	$3,245 \cdot 10^{-03}$
2	Отсоединение токопроводящих проводов от резистивного слоя двух ПЭН	$2,000 \cdot 10^{-04}$
3	Нарушение целостности электрических цепей, приводящее к отказу одного термометра	$1,000 \cdot 10^{-05}$
6	Утечка теплоносителя из внутренних полостей двух ТТБА	$1,000 \cdot 10^{-05}$
8	Засорение ТТБА вследствие наличия посторонних частиц во внутренних полостях двух ТТБА	$1,000 \cdot 10^{-05}$
10	Утечка теплоносителя из внутренних полостей двух КТТ	$1,000 \cdot 10^{-05}$
12	Отсоединение конденсатора от теплообменника, испарителя от теплообменника двух КТТ	$1,000 \cdot 10^{-05}$
1	Отсоединение токопроводящих проводов от резистивного слоя одного ПЭН	$4,000 \cdot 10^{-08}$
5	Утечка теплоносителя из внутренней полости одной ТТБА	$1,000 \cdot 10^{-10}$
7	Засорение ТТБА вследствие наличия посторонних частиц во внутренней полости одной ТТБА	$1,000 \cdot 10^{-10}$
9	Утечка теплоносителя из внутренней полости одной КТТ	$1,000 \cdot 10^{-10}$
11	Отсоединение конденсатора от теплообменника, испарителя от теплообменника одной КТТ	$1,000 \cdot 10^{-10}$

Таким образом, наибольшее влияние на возможность отказа СОТР КА оказывают нарушение целостности электрических цепей, приводящее к отказу двух термометров, и отсоединение токопроводящих проводов от резистивного слоя двух ПЭН. Эта информация может представлять интерес при разработке мероприятий, направленных на обеспечение высокой надёжности малого космического аппарата «Аист-2Т».

#### Библиографический список

1. Рябинин И.А., Черкесов Г.Н. Логико-вероятностные методы исследования надёжности структурно-сложных систем.-М.: Радио и связь, 1981.- 264 с.
2. Диллон Б., Сингх Ч. Инженерные методы обеспечения надёжности систем: Пер. с англ. -М.: Мир, 1984.-318 с.
3. Куренков В.И., Капитонов В.А. Методы расчета и ракетно-космических комплексов: учеб. пособие.- Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 320 с.
4. Логиновский В.А., Струков А.А. Моделирование оценки вероятности посадки судна на грунт с помощью нечетких чисел //Вестник ГУМРФ им. адмирала О.С. Макарова.-2013, вып. 1.-С. 89-96.

#### Информация об авторах

**Кучеров Александр Степанович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры космического машиностроения Самарского национального исследовательского университета, Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. Телефон (846) 267-44-16, E-mail: [ask@ssau.ru](mailto:ask@ssau.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого

функционирования, надёжность ракет-носителей и спутников дистанционного зондирования Земли.

**Чиклин Павел Владимирович**, магистрант кафедры космического машиностроения Самарского национального исследовательского университета, Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. Телефон +7 (987) 901-91-94, E-mail: [pchiklin@mail.ru](mailto:pchiklin@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и спутников дистанционного зондирования Земли.

## DEVELOPMENT OF MODELS FOR DESIGN ASSESTMENT OF SPACECRAFT ON-BOARD SYSTEMS MASSES BASED ON CLUSTER ANALYSIS

© 2021 A.S. Kucherov, P.V. Chiklin

Samara National Research University, Samara

The fault tree method for reliability analysis of spacecraft on-board system is considered. In MATLAB system the algorithm of transforming the system failure logical function to full disjunctive normal form was realized. Also, the probability of the system failure and the system elements importance factors were estimated. Reliability of "Aist-2T" spacecraft temperature control system was analyzed.

*Fault tree, logical function, on-board system, failure, importance factor*

### References

1. Ryabinin I.A., Cherkesov G.N. Logical-and-probabilistic methods for analyzing reliability of structural-complicated systems -M.: Radio and Communications Publishing House. 1984. 264 p.(In Russ.)
2. Dhillon B.S., Singh Ch. Engineering reliability. New techniques and applications-M.: Mir Publishing House. 1984. 318 p. (In Russ.)
3. Kurenkov V. I., Kapitonov V.A. Methods of spacecraft and rocket-space complexes reliability estimation and assurance: studies. manual.- Samara: Publishing House of Samara State Aerospace University. 2007. 320 p. (In Russ.)
4. Loginovsky V.A., Strukov A.A. Simulating estimation of a vessel grounding probability by fuzzy numbers// Bulletin of Admiral Makarov State University of Maritime and Inland Shipping-2013 Is. 1. P. 89-96. (In Russ.)

### About the authors

**Aleksandr S. Kucherov**, Candidate of Engineering, Associate Professor, Associate Professor at Space Engineering Department of Samara National Research University, 34, Moskovskoe shosse, Samara, Russia, 443086, ph. (846) 267-44-16. E-mail: [ask@ssau.ru](mailto:ask@ssau.ru). Area of research: design, modeling the target operation, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.

**Pavel V. Chiklin**, master's degree student at Space Engineering Department of Samara National Research University, 34, Moskovskoe highway, Samara, Russia, 443086, ph. +7 (987) 901-91-94. E-mail: [pchiklin@mail.ru](mailto:pchiklin@mail.ru). Area of research: design, modeling the target operation, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.

## КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

© 2021 С.А. Ишков, П.В. Фадеенков, Г.А. Филиппов

Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара

Аннотация. Проведена комплексная оптимизация проектных и баллистических параметров комбинированной схемы выведения полезного груза на геостационарную орбиту. Определены модели массы ступеней с химическим ракетным и электроракетным двигателями. Критерием динамической задачи является минимизация времени перелёта, параметрической – максимум массы полезного груза. В ходе решения задачи комплексной оптимизации получено множество значений времени перелёта, соответствующих скоростей истечения ЭРД и параметров промежуточной орбиты, из которых выбираются оптимальные по Парето. Определена область предпочтительного использования комбинированной схемы выведения.

*Комбинированная схема, геостационарная орбита, относительная масса полезного груза, скорость истечения, оптимальность по Парето.*

В настоящее время значительное внимание уделяется исследованию возможностей двухступенчатого РБ с последовательным расположением ступеней с химическими (ХРД) и электроракетными (ЭРД) двигателями [1 – 4]. Результаты исследований показывают, что такой РБ сможет выводить массу полезного груза большую, чем одноступенчатый РБ с ХРД за время меньшее, чем одноступенчатый РБ с ЭРД.

В работе рассматривается комплексная оптимизация комбинированного перелёта – оптимизируемыми параметрами являются скорость истечения реактивной струи двигательной установки КА с ЭРД и параметры промежуточной орбиты при фиксированных начальной массе и времени перелёта.

Решение баллистической части задачи традиционно выражается затратами характеристической скорости, которые влияют на массу топлива. Движение первой ступени РБ с использованием ХРД большой тяги будем описывать импульсными решениями. Движение второй ступени РБ с использованием ЭРД описывается системой дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах, а оптимальная ориентация вектора тяги на витке определяется в результате решения краевой задачи оптимизации поиска минимальных затрат характеристической скорости [5].

Приняты следующие допущения:

- тяга двигателя постоянна и направлена так, что её радиальная составляющая равна нулю;
- оси аписид начальной, переходных и конечной орбит совпадают с линиями узлов и лежат в плоскости экватора;
- управление симметрично относительно оси аписид;
- двигатель может многократно включаться и выключаться.

Направление вектора тяги задаётся углом между трансверсалью радиуса-вектора и вектором тяги, т.е. углом отклонения вектора тяги от плоскости орбиты. В моменты  $u = \pm \pi/2$  направление тяги меняется на симметричное относительно плоскости орбиты. Модуль угла задаётся двумя медленно меняющимися от витка к витку функциями, определяющими угол в окрестности перигея и апогея [5].

Проектные параметры РБ с ХРД соответствуют РБ «Фрегат», проектные параметры РБ с ЭРД соответствуют платформе «Экспресс – 2000». После проведения комплексной оптимизации можно рассчитать массы компонентов РБ, определив ракету-носитель и начальную массу КА на опорной орбите.

Результаты комплексной оптимизации перелёта с космодрома «Восточный» на ГСО следующие:

1. использование комбинированной схемы позволяет увеличить массу полезного груза до 30 % при времени перелёта от 60 до 110 суток (рис. 1);
2. если выводить КА на начальную орбиту ракетой-носителем «Союз-5», то на ГСО можно доставить от 3000 до 3900 кг полезного груза;
3. оптимальная скорость истечения ЭРД увеличивается с 15 км/с до 19 км/с по близкой к линейной зависимости;
4. оптимальные параметры промежуточной орбиты постепенно приближаются к начальной: РБ с ХРД формирует вытянутую эллиптическую орбиту в плоскости начальной орбиты, при этом радиус перигея остаётся равным радиусу начальной орбиты, а радиус апогея снижается с 60 тысяч км до радиуса начальной орбиты (рис. 1).

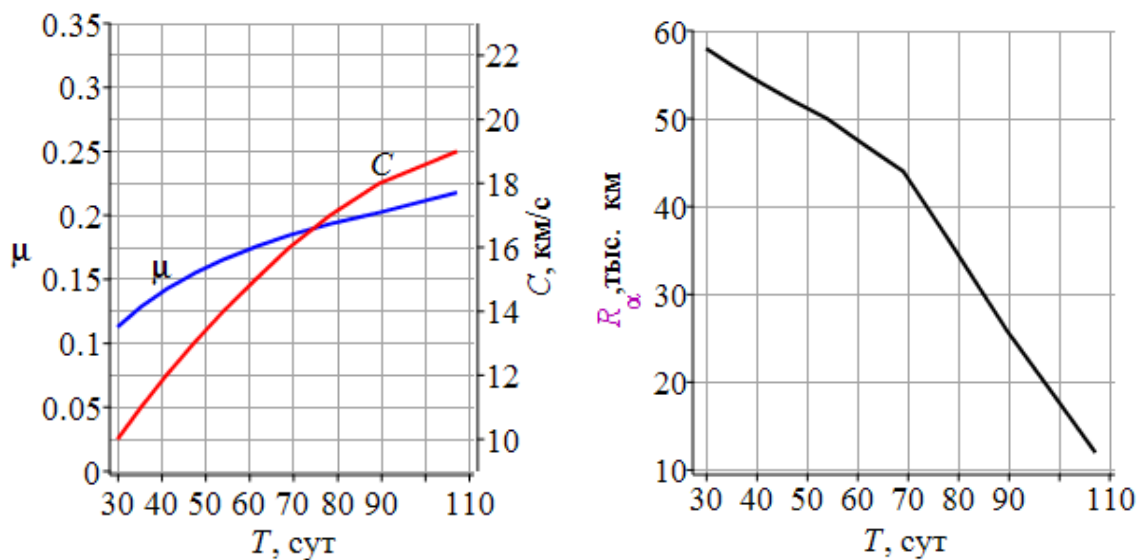


Рис. 1. Результаты оптимизации

### Библиографический список

1. Петрухина К. В., Салмин В. В. Оптимизация баллистических схем перелетов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2010. Т. 12. №4. С. 186-201.
2. Салмин В. В., Петрухина К. В., Кветкин А. А. Расчет приближенно-оптимальных перелетов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. 2019. №4(27). С. 94-108.
3. Петухов В. Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелета с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами // Космические исследования. 2011. Т. 49. №2. С. 128-137.
4. Константинов М. С., Мин Тхейн Метод оптимизации траектории выведения КА с электроракетной двигательной установкой на ГСО // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. №5. С. 282-290.
5. Фадеенков, П. В. Оптимальная программа управления малой непрерывной тягой при перелёте между некомпланарными эллиптической и геостационарной орбитами [текст] / П. В. Фадеенков, С. А. Ишков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева. – Самара, 2011. – Вып. 1. – С. 38 – 43.

### Информация об авторах

Ишков Сергей Алексеевич, доктор технических наук, профессор кафедры динамики полёта и систем управления, Самарский университет, E-mail: ishkov@ssau.ru. Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов.

Фадеенков Павел Васильевич, кандидат технических наук, доцент кафедры динамики полёта и систем управления, Самарский университет, E-mail: Fadeenkov.PV@ssau.ru. Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов.

Филиппов Григорий Александрович, ассистент кафедры динамики полёта и систем управления, Самарский университет, E-mail: filippov.ga@ssau.ru. Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов.

## COMPREHENSIVE OPTIMIZATION OF COMBINED SCHEME OF A PAYLOAD INSERTION TO GEOSTATIONARY ORBIT

© 2021 S. A. Ishkov, P. V. Fadeenkov, G. A. Filippov

Samara National Research University, Samara

The problem of optimization of design parameters and trajectories of a combined flight of a spacecraft to a geostationary orbit is considered. Models of the mass of a stage with a liquid propellant rocket engine and an electric rocket engine have been determined. The criterion of the dynamic problem is the minimization of the flight time, the parametric one is the maximum mass of the payload. In the course of solving the problem of complex optimization, a set of Pareto optimal combinations of the flight time and the corresponding outflow velocities, as well as the parameters of the intermediate orbit, were obtained. Areas of preferable use of the combined scheme of withdrawal are determined.

Combined scheme, geostationary orbit, payload mass, Pareto optimality.

1. K.V. Petrukhina, V.V. Salmin Optimization of flights ballistic schemes between non-coplanar orbits by means of the combination of high and low thrust engines // *Izvestiya samarskogo nauchnogo centra rossijskoj akademii nauk*. 2010. Vol. 12. Iss. 4. PP. 186-201.

2. V.V. Salmin, K.V. Petrukhina, A.A. Kvetkin Calculation of suboptimal high-elliptical orbit to geostationary orbit transfers for spacecraft with low thrusters // *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2019. Vol. 4(27). PP. 94-108.

3. V.G. Petukhov Quasioptimal control with feedback for multiorbit low-thrust transfer between noncoplanar elliptic and circular orbits // *Cosmic Research*. 2011. Vol.49. Iss.2. PP. 121-130.

4. M.S. Konstantinov, Min Thein Metod optimizacii traektorii vyvedeniya ka s elektroraketnoj dvigatel'noj ustanovkoj na GSO // *Vestnik moskovskogo aviacionnogo instituta*. 2009. Vol.16. Iss. 5. PP. 282-290.

5. P.V. Fadeenkov Optimal control program for small continuous thrust during flight between non-coplanar elliptical and geostationary orbits // *Bulletin of the Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev*. 2011. Iss. 1. PP. 38 – 43.

### About the authors

Sergey A. Ishkov, Doctor of Science, professor of dynamic of flight and control systems department, Samara university, E-mail: ishkov@ssau.ru. Area of research: dynamic, ballistic and motion control.

Pavel V. Fadeenkov, Candidate of Science, docent of dynamic of flight and control systems department, Samara university, E-mail: fadeenkov.PV@ssau.ru. Area of research: dynamic, ballistic and motion control.

Gregory A. Filippov, assistant of dynamic of flight and control systems department, Samara university, E-mail: filippov.GA@ssau.ru. Area of research: dynamic, ballistic and motion control.



## АНАЛИЗ СХЕМЫ РАЗМЕЩЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ НА ПРИМЕРЕ БЛОКА ВЫВЕДЕНИЯ «ВОЛГА»

© 2021 А.А. Беляков, А.И. Шулепов

Самарский университет, г. Самара

Целью исследования является анализ схемы размещения бортовой аппаратуры на примере блока выведения «Волга», чтобы показать, каким образом можно обобщать накопленный опыт проектирования и применять его при разработке новых изделий ракетно-космической техники. Рассматриваются технологии моделирования схем размещения приборов и их свойства. Для блока выведения «Волга» приводятся рекомендации по применению результатов проведенного анализа.

*Бортовая аппаратура, компоновка, схема размещения, блок выведения, конструкция, космический аппарат, приборный отсек, проектирование.*

В последнее время конструкторские бюро (КБ) космического машиностроения сталкиваются с быстрым изменением внешних условий их деятельности. Технологии стремительно развиваются, всё чаще требуются компактные изделия, отчего проекты существенно усложняются. К сожалению, стройность классических теорий может замедлять взаимодействие и процедуру выработки решений до такой степени, что КБ не сможет эффективно реагировать на происходящие вокруг изменения. Поэтому методы проектирования постоянно вынуждены совершенствоваться [1], чтобы достоинства их использования превышали недостатки традиционных методик. В частности, это касается получения более плотных компоновок бортовой аппаратуры (БА) космических аппаратов (КА) и оптимизации их массово-центровочных характеристик (МЦХ). Чтобы такая возможность появилась, нужно анализировать схемы размещения и крепления БА в различных типах отсеков КА и применять этот опыт для формирования конструктивного облика новых изделий. В данной статье предлагается рассмотреть этот вопрос на примере блока выведения (БВ) «Волга», так как его конструкция является более комплексной, чем, например, у КА «Бриз-М», КА «Янтарь-2К», КА «Аист-2Д» и т.п.

В первую очередь для разработки и согласования схемы размещения необходимо обладать информацией, характеристиками и габаритными чертежами БА. Здесь и далее речь будет идти о готовой компоновке, так что эти данные принимаются за исходные и заранее известные.

Конструктивно БВ «Волга» состоит из силовой конструкции, сотованелей, тепловых труб, кронштейнов, донной защиты и экранно-вакуумной теплоизоляции [2], как показано на рис. 1.

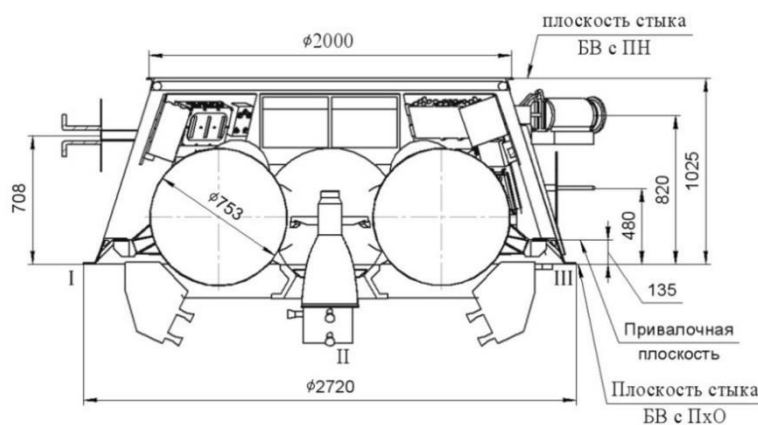


Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема БВ «Волга»

На раннем этапе, пользуясь конструктивно-компоновочной схемой или видами с габаритного чертежа КА, конструктор может предложить проектную схему размещения (ПСР) БА – это временная схема, создаваемая для конкретной задачи. Смысл её состоит в том, чтобы объединить в одну сборку все элементы. Основное преимущество ПСР состоит в наглядности допускаемого решения. Но это не даёт повода принимать её за основу для разработки автоматизированного алгоритма размещения БА на борту КА, так как для этого требуется обобщающая модель, которой пока нет. Из этих соображений ПСР следует разделять на чистые и сводные.

Чистые ПСР могут использоваться только при решении задач создания новых образцов ракетно-космической техники. В случае же менее масштабных проектов возникает дублирование уже существующих в КБ вариантов решений. Поэтому для них рекомендуется применять сводные ПСР, которые представляют собой шаблоны для серийной функциональной конструкции КА с параметрами, подбираемыми по накопленному сортаменту.

Далее для разработки рабочей схемы размещения (РСР) БА конструктор должен знать основы устройства данного КА. Так для БВ «Волга» принимается, что приборный отсек не имеет чётких границ и располагается в негерметичном отсеке вместе с объединенной двигательной установкой. Он состоит из семи сотовых панелей, на которых располагается БА. Сотовые панели имеют два типоразмера: четыре сотовые панели по 770x410 мм и три сотовые панели по 700x700 мм. Они крепятся к внутренней стороне силовой оболочки приборного отсека. Приборы на сотовых панелях устанавливаются исходя из логики их взаимодействия, обеспечения требуемых температурных условий, минимизации длины связывающих коммуникаций и ряда других проектно-конструкторских условий и ограничений. Трассы бортовой кабельной сети (БКС) прокладываются как над сотовыми панелями, так и под ними и крепятся на силовой оболочке [2]. На основании этих сведений получена РСР, представленная на рис. 2.

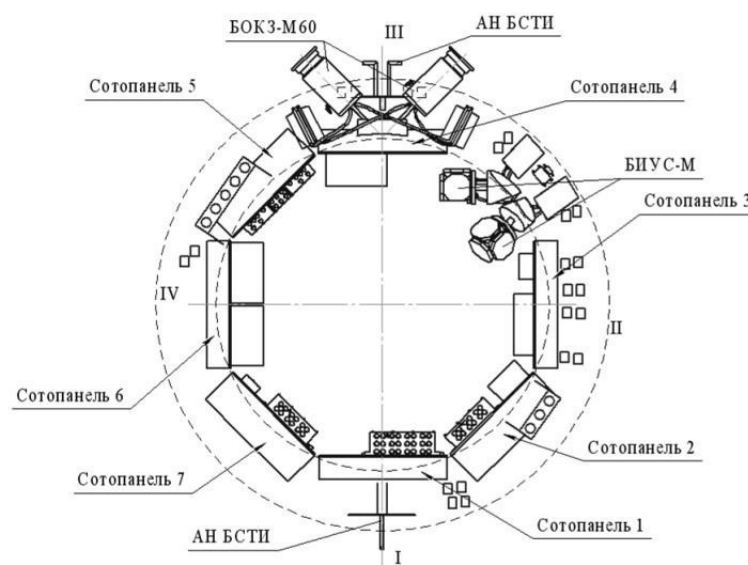


Рис. 2. Рабочая схема размещения БА на сотовых панелях БВ «Волга»

Решение должно быть найдено с учётом требований к МЦХ при ограничениях области допустимых решений, что подробно исследовано в работах [3]–[6]. В рассматриваемом примере по рисунку 2 видно, что размещаемая БА располагается по радиальной схеме с диаметрально друг относительно друга положением по массе и смежным положением однородных по назначению изделий. Благодаря этому минимизируется смещение центровки БВ.

Аналогичным образом происходит размещение БА на наружных элементах конструкции БВ «Волга», что показано на рис. 3.

В частности, устанавливаются [2]:

- блок определения координат звезд БОКЗ-М60 (точность установки  $\pm 2,5'$  относительно БКС);
- устройства антенные БСКВУ-БВ, которые располагаются попарно с направлением в противоположные стороны так, чтобы ось устройства антенного располагалась по радиус-вектору от центра БВ, обеспечивая максимальный обзор в целях реализации решения навигационной задачи при произвольной ориентации;
- антенно-фидерные устройства бортовой системы телеметрических измерений (БСТИ), которые располагаются друг относительно друга на угол  $90^\circ$ .

Для электрической связи БВ с полезной нагрузкой (ПН) на внешней поверхности располагаются платы PS1, PS2, PS3 и PS4. Через электрические платы PS3 и PS4 осуществляется управление средствами отделения ПН.

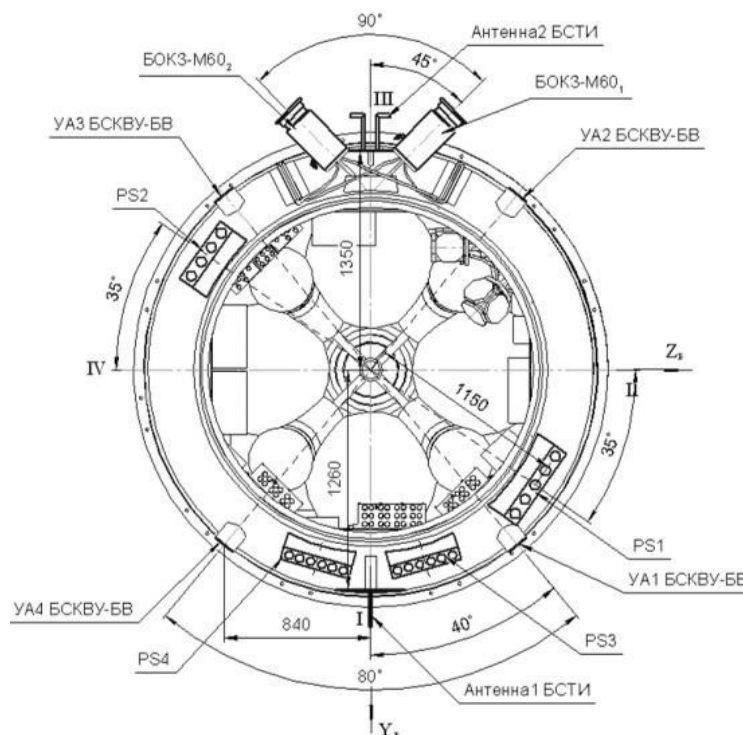


Рис. 3. Рабочая схема размещения БА на наружных элементах БВ «Волга»

Исходя из рассмотренного примера РСР, можно ещё раз убедиться, что в её проектировании важную роль играет наиболее подходящая методика. Также стоит отметить, что оптимальность того или иного вида компоновки БА определяется различными внешними и внутренними условиями.

Другой важный фактор разработки РСР связан с изменением МЦХ в результате монтажных работ. Чтобы избежать нежелательных пустот в приборном отсеке и повысить плотность компоновки, можно ранжировать БА по габаритам, но для этого потребуется допустимость решения по параметрам массы и назначения БА. Таким образом, элементы БА в отдельности могут иметь удовлетворительные МЦХ, но кроме того они должны сочетаться в сборке, чтобы компоновка была оптимальной.

Из выше сказанного следует, что конструктор должен уметь определять сильные и слабые стороны схем размещения БА, различать условия применимости и эффективности каждой возможной компоновки приборов.

Исследования [7]–[9] показывают, что выбор схемы определяется целями КА, внешней средой, технологиями производства и эксплуатационной взаимозависимостью между приборами. В рассматриваемом примере БВ «Волга» совместно с ракетой-носителем «Союз» этапов 1а, 1б, 1в обеспечивает выведение ПН с космодромов Плесецк и Байконур на круговые орбиты высотой до 1500 км и на солнечно-синхронные орбиты высотой до 850 км, а также перевод одного или нескольких КА с опорной орбиты на рабочую [2].

Для БВ «Волга» можно выделить следующие характеристики РСР:

- конструктор решает конкретную задачу, соотнося её с задачей сборки;
- формальные определения функциональных связей приборов имеют слабое значение, так как постоянно пересматриваются в процессе создания ПСР и корректируются при автоматизированных решениях задачи размещения БА;
- решение ищется как на плоскости, так и в пространстве отсека;
- размещённый прибор может служить точкой отсчёта для следующего прибора;
- РСР включает в себя систему БА и их распределение между несущими элементами;
- метод проектирования ориентирован на получение плотной компоновки;
- на этапе создания РСР учтено, что приборы находятся в функциональной взаимозависимости;
- вклад в изменение МЦХ распределяется по всем приборам;
- распределение БА происходит по сотовым панелям и наружным элементам БВ «Волга» с учётом соотношения конечной центровки к исходной;
- полученная РСР является статичной, так как БА закреплена жёстко.

На данный момент существует довольно большое число технологий моделирования задач размещения приборов на борту КА. В конечном счёте вид решения всегда следует за конструктивным обликом КА, поэтому имеет смысл разделить эти методы в первом приближении на три группы:

1. Классические – к ним относятся применявшийся ещё в 50-х годах XX века метод аппликаций, метод конструирования с применением САПР P-CAD в ручном режиме, метод трассировки печатной платы ручным способом и т.п.;
2. Численные – это автоматизированные методы на основе дискретных математических моделей, примеры которых представлены в статьях [3], [5], [8]-[9];
3. Топологические – это методы представления объектов в виде систем непрерывных множеств, с основами которых можно ознакомиться в работах [6], [7], [10] и [11].

Поскольку классические и топологические методы с точки зрения технологичности и вычислительной мощности представляют экстремальные варианты, то все находящиеся между ними допускается отнести к численным.

Взяв в качестве примера БВ «Волга», для определения метода работы с эскизом ПСР и снижения трудоёмкости дальнейшего проектирования новой РСР на её основе предлагается провести расчёт сравнительной оценки технологий с помощью метода построения секторограммы, для чего потребуется табл. 1.

Табл. 1 – Соотношение показателей технологий моделирования ПСР

№	Показатель	Размерность	Величина показателей					
			В натур. ед.			В усл. ед. (%)		
			К	Ч	Т	К	Ч	Т
1	Сложность реализации	<i>ед. выч. сл.</i>	1	66	100	100	1,5	1
-	<b>Свойства схемы размещения БА</b>							
2	Формализация	<i>ед. выч. сл.</i>	1	100	122	0,8	82	100
3	Точность центровки	<i>мм</i>	20	10	1	5	10	100
4	Доля участия конструктора в решении задачи	<i>ед. вр.</i>	5	3	2,5	60	100	83

5	Время поиска решения	<i>ед. вр.</i>	5	2,5	2,25	45	90	100
6	Возможность обобщения модели	<i>ед. выч. сл.</i>	1	150	614	0,2	24	100
7	Плотность компоновки	<i>м<sup>3</sup></i>	5576	5480	4518	81	82	100
-	<b>Количество вычислений</b>							
8	Повторяющиеся	<i>шт.</i>	45	75	90	50	83	100
9	Неповторяющиеся	<i>шт.</i>	35	58	70	50	83	100
-	<b>Схема в целом</b>							
10	Вид ПСР	<i>ед. выч. сл.</i>	45	0,75	0,74	2	99	100
11	Адаптивность ПСР	<i>ед. выч. сл.</i>	45	0,5	0,15	0,3	30	100

Здесь литерами «К», «Ч», «Т» обозначены технологии моделирования схем размещения БА: классические, численные, топологические. Через «ед. выч. сл.», «ед. вр.» обозначены единицы вычислительной сложности и времени соответственно, через «шт.» – количество вычислительных операций. Под единицами времени понимается количество шагов, необходимых для реализации алгоритма вычислений.

Сложность реализации, формализация и возможность обобщения модели были оценены с помощью формулы общей производительности в машиностроении [12]:

$$X = \frac{100\tau}{100 - \tau}, \quad (1)$$

где  $\tau$  – сокращение трудоёмкости решения задачи размещения БА, которое принято для «Ч» и «Т» по данным из источников [13], [14] соответственно 40% и 50%, а для «К» равна нулю при расчёте сложности реализации технологии моделирования ПСР.

Для оценки формализации и возможности обобщения модели в формулу (1) для случаев «Ч» и «Т» значения  $\tau$  попарно взяты из источников [13], [15] равными 50%, 55% и 60%, 86%. Для случая «К» эта величина по-прежнему принимается нулевой.

Точность центровки была взята из анализа статей [5], [6] и [16]. Выше в таблице 1 указан разброс МЦХ, и чем он меньше, тем лучше.

Доля участия конструктора в решении задачи и время поиска решения были рассчитаны по следующей формуле:

$$T = R(1 - \tau), \quad (2)$$

где  $R = 5$  ед. вр. – заложенное для случая «К» в план-график или программу время на достижение результата [17].

Принцип заключается в том, что чем выше сокращение трудоёмкости, тем быстрее находится решение либо тем ниже доля непосредственного участия конструктора в нём. В этих целях в формуле (2) использовались значения  $\tau$  для сложности вычислений и формализации технологий. Для доли участия конструктора в решении задачи за оптимальный принят случай «Ч» из тех соображений, что требуется учитывать некоторую долю контроля процесса.

Плотность компоновки оценивалась по данным из работ [2], [6] и [12]. Чем меньше занимаемый объём, тем плотнее компоновка и тем больше размещается объектов (приборов, агрегатов, грузов и т.д.)

Количество вычислений было принято приближённо по следующей формуле:

$$Y = \begin{cases} \frac{K_{\text{БА}}^{\text{повт}} T}{t} - \text{повторяющиеся} \\ \frac{T}{t} (K_{\text{БА}} - K_{\text{БА}}^{\text{повт}}) - \text{не повторяющиеся} \end{cases} ; t = 1 - \frac{\tau}{100}, \quad (3)$$

где  $K_{\text{БА}}^{\text{повт}} = 9$  шт. – количество одинаковых единиц БА во внутренней компоновке, согласно рисунку 2;  $K_{\text{БА}}^{\text{повт}} = 16$  шт. – общее количество единиц БА во внутренней компоновке;  $t$  – трудоёмкость поиска решения.

Расчёты по формуле (3) проводились при значениях  $\tau$  для сложности реализации и  $T$  для времени поиска решения. Из результатов следует, что чем технологичнее метод, тем больше вычислений он совершает, чтобы максимально автоматизировать процесс поиска решения и учесть большое количество ограничений реальной задачи.

Такие показатели, как вид ПСР и адаптивность РСР, оценены по формуле:

$$Z = \frac{Y_{\text{повтор}}}{X}. \quad (4)$$

В приведённой формуле (4) через формализацию технологии оценивается вид используемой ПСР, а через возможность обобщения модели даётся оценка адаптивности получаемой РСР. Вообще говоря, отношение (4) даёт понять, сколько требуется пересчётов в готовом решении при разработке новой компоновки на единицу вычислительной сложности. Поэтому для расчёта нужно брать количество повторяющихся вычислений. Следовательно, чем данное значение меньше, тем более гибкой считается РСР, а ПСР – сводной.

По данным из табл. 1 построена секторограмма, представленная на рис. 4. Как видно, наибольшую площадь фигуры имеет топологический метод, поэтому он принимается за рекомендуемый для решения задач размещения БА в отсеках КА на данный момент времени.

Также, пользуясь полученной секторограммой, можно в частных случаях выделять из всех критериев наиболее важные и затем смотреть, какая технология решения задачи в таком случае будет эффективнее.

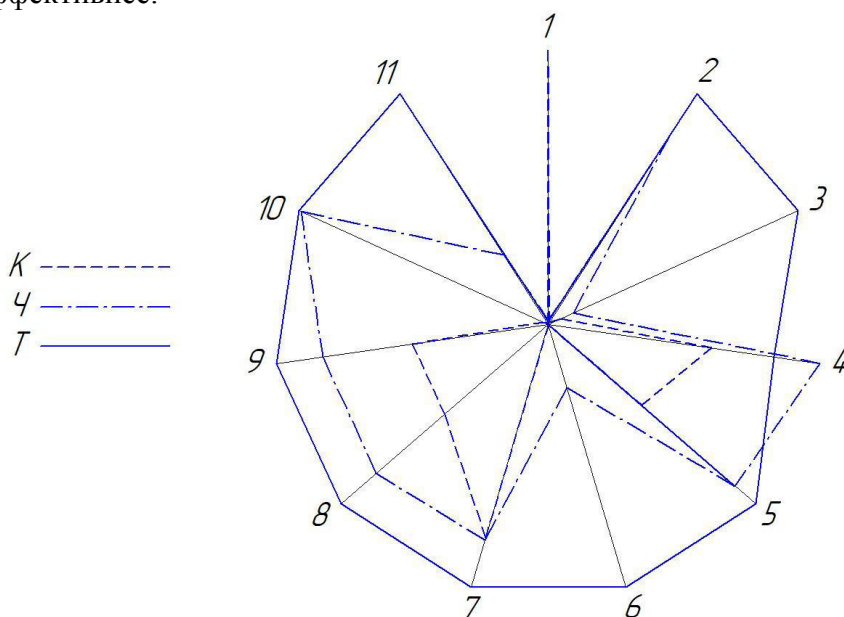


Рис. 4. Секторограмма вариантов моделирования ПСР

Интерпретация результатов сравнительной оценки приведена в табл. 2.

В свою очередь, схема размещения БА на БВ «Волга», судя по перечню выделенных характеристик после анализа рисунков 2 и 3, является классической. Рекомендуется перейти к более прогрессивным методам, чтобы повысить точность центровки загруженного отсека и плотность компоновки БА при проектировании новой РСР.

Табл. 2 – Выбор технологии моделирования схемы размещения БА

	Технология моделирования схемы размещения БА		
	Классическая	Численная	Топологическая
Сложность реализации	низкая	средняя	высокая
<b>Свойства схемы размещения БА</b>			
Формализация	низкая	средняя	высокая
Точность центровки	низкая	средняя	высокая
Доля участия конструктора в решении задачи*	высокая	низкая	средняя
Время поиска решения*	долго	умеренно	быстро
Возможность обобщения модели	низкая	низкая или средняя**	высокая
Плотность компоновки	низкая или средняя**	низкая или средняя**	средняя или высокая**
<b>Количество вычислений*</b>			
Повторяющиеся	низкое	среднее	высокое
Неповторяющиеся	низкое	среднее	высокое
<b>Схема в целом</b>			
Вид РСР	чистая	чистая и сводная	чистая и сводная
Адаптивность РСР	жесткая	жесткая или гибкая**	гибкая
<b>Комментарии</b>			
*при соотношении с другими сравниваемыми технологиями моделирования			
**в зависимости от качества конкретного алгоритма моделирования объектов			

Не исключается, что в частных случаях свойства данных технологий могут быть доработаны конструктором под условия задачи, что сказывается на их оценке.

В заключение можно сделать вывод, что для современного производства характерны высокие степени адаптивности и формализации проектных решений. В первую очередь это касается серийного производства, где присутствуют непрерывные технологические процессы. Логично, что серийное производство БВ «Волга», вероятно, стандартизовано на всех этапах. То же следует сделать и для стадии проектирования, чтобы за счёт системного подхода снизить количество исправлений конструкторской документации и повысить производительность КБ. С повышением сложности технологии моделирования возрастает значение вычислительной мощности программного обеспечения, адаптивности решений и уровня квалификации конструкторов.

Подобным образом предлагается анализировать и другие виды КА, чтобы на основе приобретённого опыта синтезировать с каждым разом более оптимальные решения при проектировании схем размещения БА в отсеках. Что касается стадии разработки РСР, то здесь нужно не забывать про фактор эксплуатационной взаимозависимости БА, то есть рассматривать приборы как совокупность, а не по отдельности, на что обращается внимание в работах [3], [6], [7], [8], [11].

### **Библиографический список:**

1. Ткаченко И.С. Учебная исследовательская работа студента: Курс лекций для вузов // Самарский университет. 2020.
2. Пузин Ю.Я. Основы устройства космических аппаратов: блок выведения полезной нагрузки «Волга»: Учеб. пособ. для вузов // Самарский университет. 2017.
3. Шулепов А.И., Гаврилов В.Н., Мятишкин Г.В. Автоматизированное решение задачи размещения грузов на борту транспортных космических систем // Вестник СГАУ. 2003. №1.
4. Шулепов А.И. Получение плотных компоновок при попутном запуске // Всероссийская молодёжная научно-техническая конференция «Актуальные проблемы техники и технологии машиностроительного производства» / Даниленко П.А. под общей редакцией Филатова В.А. — М.: Изд-во ООО «БМВ и К». 2013. — 174 с.
5. Беляков А.А., Шулепов А.И. Разработка алгоритма размещения грузов в отсеках транспортного космического аппарата // Вестник Амурского государственного университета. Серия: Естественные и экономические науки. 2020. №91.
6. Беляков А.А., Шулепов А.И. Топологические методы описания геометрических моделей бортовой аппаратуры в задаче её размещения на борту космического аппарата // XIII Общероссийская молодёжная научно-техническая конференция «Молодёжь. Техника. Космос». ВОЕНМЕХ. 2021.
7. Тарасов Д.С. Подсистема конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2013. №9.
8. Ларин В.П. Автоматизация процесса выбора конструктивно-технологических решений при проектировании бортовой электронной аппаратуры // МНИЖ. 2015. №7-1 (38).
9. Ноженкова Л.Ф., Исаева О.С., Грузенко Е.А. Проектирование и разработка программно-математической модели командно-измерительной системы космического аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. 2014. №2 (54).
10. Башин К.А., Торсунов Р.А., Семёнов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. №4 (51).
11. Пикулин С.А. Применение топологической оптимизации при проектировании беспилотных космических аппаратов. / С.А. Пикулин, Е.В. Красилова. // Решетнёвские чтения. – 2018.
12. Зиновьева О.Г. Экономика машиностроительного производства: Курс лекций для вузов // Самарский университет. 2020.
13. Altair HyperWorks OptiStruct: Optimization-enabled Structural Analysis // Altair Engineering, Inc. 2019.
14. Control in Engineering: Generative Design // Dassault Systems. 2020.
15. Obukhov V. Altair HyperWorks: A Platform for Innovation // Altair Engineering, Inc. 2014.
16. Погорелов А.С., Андреев Д.А., Панфилов А.Н. Сравнительный анализ и классификация задач по оптимальному расположению грузов в ограниченном пространстве // Программные продукты и системы. 2015. №4 (112).
17. Козлов Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст] / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агархов и др. – М.: Машиностроение. 1996. – 448 с.

### **Информация об авторах:**

**Беляков Андрей Алексеевич**, специалист космического машиностроения, Самарский университет, Россия, 443086, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34а, Телефон (987) 917-49-82. Область научных интересов: автоматизация получения компоновок с повышением их плотности.



**Шулепов Александр Иванович**, кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский университет, Россия, 443086, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34а, Телефон (960) 809-65-20. Область научных интересов: автоматизация получения компоновок с повышением их плотности.

## **ANALYSIS OF ON-BOARD EQUIPMENT LAYOUT ON EXAMPLE OF ROCKET STAGE «VOLGA»**

© 2021 A. A. Belyakov, A. I. Shulepov

Samara University, Samara

The goal of the article is to analyze on-board equipment layout of rocket stage “Volga” to show up the proper way of engineering gathered experience generalization and use during new spacecraft development. Technologies of on-board equipment layout modeling and its settings have been overviewed. The recommendation about using the results of analysis for rocket stage have been given.

*On-board equipment, arrangement, layout, rocket stage, construction, spacecraft, instrument module, engineering.*

### **References:**

1. Tkachenko I.S. Student Academic Research Work: lecture course // Samara University. 2020.
2. Puzin Yu.Ya. Basics of spacecraft: payload rocket stage “Volga”: lecture course // Samara University. 2017.
3. Shulepov A.I., Gavrilov V.N., Myatishkin G.V. Automatic Solution of Cargo Arrangement Problem on board of transport space systems // Vestnik SSAU. 2003. №1.
4. Shulepov A.I. Origination of Solid Arrangement during Pursuit Launch // Russian young science conference “Actual problems of engineering manufacturing technologies” — M.: «BMW & Co», Inc. 2013. — 174 p.
5. Belyakov A.A., Shulepov A.I. Development of the Algorithm of Cargo Arrangement in Transport Spacecraft Compartments // Vestnik AmSU. Series: technical and economic sciences. – 2020. – № 91. – P. 19-30.
6. Belyakov A.A., Shulepov A.I. Topological Methods of Airborne Equipment Geometrical Models Description in the Question of Its Arrangement on the Board of Spacecraft // XIII Russian young science conference «Teens. Technique. Space». Voenmeh. 2021.
7. Tarasov D.S. Subsystem of Airborne Electronic Equipment Engineering // Actual problems of aviation and cosmonautics. 2013. №9.
8. Larin V.P. Automatization of Process of Choosing of Design and Technology Solutions in Engineering of On-board Electronic Equipment // MNIZH. 2015. №7-1 (38).
9. Nozhenkova L.F., Isaeva O.S., Gruzenko E.A. Engineering and Design of Software-mathematical Model of Spacecraft Command and Estimation System // Siberian journal of science and techniques. 2014. №2 (54).
10. Bashin K.A., Torsunov R.A., Semenov S.V. Methods of Topological Optimization of Constructions in Aerospace Industry // Vestnik PNIPU. Aerospace Techniques. 2017. №4 (51).
11. Pikulin S.A. Using of Topological Optimization for Design of Unmanned Spacecraft // Reshetnev Conference. – 2018.
12. Zinovieva O.G. Economics of Engineering Manufacturing: lecture course // Samara University. 2020.
13. Altair HyperWorks OptiStruct: Optimization-enabled Structural Analysis // Altair Engineering, Inc. 2019.
14. Control in Engineering: Generative Design // Dassault Systems. 2020.

15. Obukhov V. Altair HyperWorks: A Platform for Innovation // Altair Engineering, Inc. 2014.
16. Pogorelov A.S., Andreev D.A., Panfilov A.N. Comparing Analysis and Classification of Problems of Optimal Cargo Arrangement in Limited Spaces // Software products and systems. 2015. №4 (112).
17. Kozlov D.I. Designing of automatic spacecraft [Text] / – M.: Engineering. 1996. – 448 p.

**About the authors:**

**Andrew A. Belyakov**, Specialist of space engineering, Samara University, 34a ul. Moskovskoe shosse, Samara, Russia, 443086, ph. (987) 917-49-82. Area of interests: automatization of layout increasing it density.

**Alexander I. Shulepov**, Candidate of Engineering, Associate Professor of Space Engineering Department, Samara University, 34a ul. Moskovskoe shosse, Samara, Russia, 443086, ph. (960) 809-65-20. Area of interests: automatization of layout increasing it density.

## КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ТРАНСПОРТИРОВКИ

© 2021 О.Ф. Садыков

Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара

В статье рассмотрена одна из составных частей транспортной космической системы – космический комплекс транспортировки. Представлен состав и концепция космического комплекса, программы подготовки, полёта и технического обслуживания транспортного орбитального средства.

*Ключевые слова:* Транспортная космическая система, транспортное орбитальное средство, жидкостный ракетный двигатель, электрический ракетный двигатель.

### ВВЕДЕНИЕ

Процесс доставки полезного груза космического средства – это совокупность операции от момента транспортировки и установки в пусковую установку ракеты космического назначения (РКН) в составе ракеты-носителя (РН) и полезного груза (ПГ) до момента расстыковки полезной нагрузки со средством выведения при доставке на орбиту назначения, связанных с перемещением полезной нагрузки в пространстве без изменения её геометрических форм, размеров и физико-химических свойств [1].

Для доставки полезной нагрузки (ПН) на орбиту назначения прямым выведением ракеты космического назначения необходимым и достаточным условием является осуществление подготовки к пуску и пуск РКН с выводом ПН на опорную орбиту (при необходимости относительно небольшим использованием топлива космического аппарата для перехода с опорной орбиты на орбиту назначения). Как пример, доставка на транспортном пилотируемом корабле (ТПК) серии «Союз МС» экипажа или транспортировка на транспортном грузовом корабле (ТГК) серии «Прогресс МС» грузов на международную космическую станцию (МКС) (в перспективе на Российскую космическую станцию (РКС)). На первом этапе производят транспортировку и установку на стартовом комплексе ракету космического назначения в составе РН «Союз-2.1а» и ПГ («Союз МС» / «Прогресс МС»). На втором этапе выполняют запуск ракеты космического назначения с выводом на опорную орбиту ТПК «Союз МС» или ТГК «Прогресс МС». На опорной орбите маршевый ракетный двигатель космического корабля выдает импульс для перехода на орбиту МКС. На данной орбите проведут в автоматическом режиме сближение космического корабля со станцией и причаливание к стыковочному узлу модуля российского сегмента МКС.

При необходимости проведения дополнительных маневров в космическом пространстве для доставки полезной нагрузки с опорной орбиты на орбиту назначения необходимо выполнение операции транспортировки ПН в космическом пространстве. Задача доставки КА на рабочую орбиту (или отлетную траекторию) решается разгонным блоком (РБ) с помощью ряда маневров, конечной целью которых является доставка полезной нагрузки с низкой опорной орбиты на более высокую требуемую (совокупность операции). В большинстве случаев эта задача может быть решена с использованием различных стратегий перелета, которые различаются количеством активных участков, временем перелета, суммарными затратами характеристической скорости, потребной на перелет, и т.д. (способ реализации совокупности операции). Наиболее оптимальная траектория перелета выбирается с учетом предъявляемых к КА требований и ограничений, а также исходя из энергетических возможностей разгонного блока.

Для осуществления требуемого перелета разгонный блок должен включать в свой состав двигательную установку, обеспечивающую многократное включение уже в условиях космического полета, достаточно сложную систему управления, соответствующие

чувствительные и исполнительные органы, позволяющие осуществлять и поддерживать необходимую ориентацию, а также ряд других систем (телеметрии, электропитания, обеспечения теплового режима). Также необходимым атрибутом разгонного блока являются конструктивные элементы крепления КА и система отделения КА, которая в случае выведения нескольких спутников должна обеспечивать последовательное отделение аппаратов в нужное время в нужном направлении.

Для примера, рассмотрим доставку разгонным блоком «Фрегат» навигационного космического аппарата нового поколения «Глонасс-К» на среднюю круговую орбиту высотой 19100 км. С космодрома «Плесецк» производят запуск ракеты космического назначения в составе ракеты-носителя «Союз-2.1б» и ПГ (РБ «Фрегат» с КА «Глонасс-К»). Сразу после отделения третьей ступени РН включаются двигатели стабилизации РБ, которые обеспечивают ориентацию и стабилизацию на участке пассивного полета по суборбитальной траектории до первого включения двигателя РБ. Далее РБ «Фрегат» выполняет ряд включения, в результате которых формируется переходная орбита с апогеем, близким апогею целевой орбиты. После последнего включения РБ выводит КА «Глонасс-К» на целевую орбиту и отделяется от КА.

Ниже представлены главные достоинства и недостатки РБ.

Достоинства:

- в конструкции применяют уже существующие и прошедшие летную квалификацию комплектующие системы и агрегаты, что обеспечивает высокую надежность, минимальную стоимость и минимальные сроки создания;

- автономный, т.е. обеспечивает весь процесс выведения полезной нагрузки без вмешательства с Земли.

Недостатки:

- однократность применения разгонного блока как технического средства;

- короткое время (не более 2-х суток) активного существования.

Ниже представлен Космический комплекс транспортировки (СЧ ТКС [2]), обеспечивающий доставку ПН на орбиту назначения с помощью орбитальной группировки транспортных орбитальных средств, в которых отсутствуют недостатки РБ, что позволяет, в частности, уменьшить расходы на доставку ПН на целевую орбиту, а в целом сократить финансовые затраты на Единую государственную космическую программу (ЕГКП).

## КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ТРАНСПОРТИРОВКИ

Космический комплекс транспортировки (ККТ) – это космический комплекс, обеспечивающий решение задачи межорбитальной перевозки полезной нагрузки с помощью совокупности разнотипных космических средств, которые функционально объединены в орбитальные группировки по типу первичного источника электроэнергии, который применяется в системе генерирования [преобразования] электрической энергии, и по типу применяемого ракетного двигателя (РД) в маршевом ракетном двигателе объединенной двигательной установки (ОДУ).

Примечания.

1. Тип первичного источника электроэнергии: солнечная батарея (СБ), ядерная энергоустановка (ЯЭУ).

2. Тип РД: жидкостный (ЖРД), электрический (ЭРД).

Концепция Космического комплекса транспортировки заключается в обеспечении согласованного функционирования всех типов космических средств и наземной инфраструктуры с целью максимального удовлетворения потребности Заказчика в транспортных услугах в космическом пространстве при минимальных затратах.

Космический комплекс транспортировки обеспечивает выполнение следующих задач:

- транспортировка полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) из одной точки космического пространства в другую по оптимальной траектории (орбите);

- транспортировка космического аппарата и/или космического средства с нефункционирующим бортовым комплексом управления на космические станции.

В состав Космического комплекса транспортировки входят:

- Космический комплекс транспортировки на низких околоземных орбитах (ККТ НОО);

- Космический комплекс транспортировки на высоких орбитах (ККТ ВО).

Структурная схема деления ККТ представлена на рис. 1.



Рис. 1 – Структурная схема деления ККТ (ЦУП КА НОО и ЦУП-Л (СЧ ЦУП КА) и технические средства навигационной системы ГЛОНАСС входят функционально)

### КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ТРАНСПОРТИРОВКИ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Космический комплекс транспортировки на низких околоземных орбитах (ККТ НОО) – это космический комплекс, предназначенный для межорбитальной перевозки полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) массой от 1 до 9 т в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли с помощью орбитальной группировки транспортных орбитальных средств, в конструкцию которых входят солнечные батареи и маршевый ЖРД в объединенной двигательной установке.

Примечания.

1. Возможна межорбитальная перевозка полезной нагрузки массой до 24 тонн (вкл.) с орбиты высотой 190 км на орбиту высотой не более 450 км и с орбиты высотой 400 км на орбиту высотой не более 1000 км от поверхности Земли (при необходимости).

2. Возможна межорбитальная перевозка полезной нагрузки массой не более 1 тонны с орбиты высотой 190 км на орбиту высотой не более 2000 км от поверхности Земли (при необходимости).

Концепция Космического комплекса транспортировки на низких околоземных орбитах заключается в обеспечении согласованного функционирования орбитальных средств

комплекса и наземной инфраструктуры с целью максимального удовлетворения потребности Заказчика в транспортных услугах в космическом пространстве при минимальных затратах.

Космический комплекс транспортировки на низких околоземных орбитах выполняет следующие задачи:

- межорбитальная транспортировка полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств суммарной массы 1÷9 т) в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли по оптимальной траектории;

- сопровождение и доставка космического аппарата и/или космического средства с нефункционирующим бортовым комплексом управления на космическую станцию в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли.

В состав Космического комплекса транспортировки на низких околоземных орбитах входят:

- Орбитальная группировка транспортных орбитальных средств с маршевым ЖРД в ОДУ;

- Центр управления полётами КА, который обеспечивает практическое управление полётами КА в космическом пространстве радиусом 2000 км от поверхности Земли (обозначение: «ЦУП КА НОО»; расположен в г. Королёв, МО) (входит функционально).

- Средства космической навигационной системы ГЛОНАСС (входят функционально).

Примечания.

1. Количество ТОС-ЖРД при проведении летных испытаний ККТ НОО – 1 (одно) средство.

2. Количество ТОС-ЖРД при введении ККТ НОО в эксплуатацию (штатную/опытную) – 2 (два) средства.

3. ЦУП необходим иметь возможность управления одновременно 4 четырьмя ТОС-ЖРД.

## КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ТРАНСПОРТИРОВКИ НА ВЫСОКИХ ОРБИТАХ

Космический комплекс транспортировки на высоких орбитах (ККТ ВО) – это космический комплекс, обеспечивающий решение задачи межорбитальной перевозки полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) массой более 1 тонны на орбитах высотой более 1000 км от поверхности Земли с помощью транспортных орбитальных средств, в конструкцию которых входят энергетический модуль на основе ядерной энергоустановки и объединенная двигательная установка на основе электрических ракетных двигателей.

Концепция Космического комплекса транспортировки на высоких орбитах заключается в обеспечении согласованного функционирования орбитальных средств комплекса и наземной инфраструктуры с целью максимального удовлетворения потребности Заказчика в транспортных услугах в космическом пространстве при минимальных затратах.

Космический комплекс транспортировки на высоких орбитах выполняет следующие задачи:

- межорбитальная транспортировка полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) массой более 1 тонны на орбитах высотой более 1000 км от поверхности Земли по оптимальной траектории;

- сопровождение и доставка космического аппарата и/или космического средства с нефункционирующим бортовым комплексом управления на космическую станцию на орбитах высотой более 1000 км от поверхности Земли.

В состав Космического комплекса транспортировки на высоких орбитах входят:

- Орбитальная группировка транспортных орбитальных средств с маршевым ЭРД в ОДУ;

- Центр управления полётами АО «НПО им. С.А. Лавочкина», который обеспечивает практическое управление полётами КА в космическом пространстве радиусом более 2000 км

от поверхности Земли (обозначение: «ЦУП-Л»; расположен в г. Химки, МО) (входит функционально);

- Средства космической навигационной системы ГЛОНАСС (входят функционально).

Примечания.

1. Минимальное количество ТОС-ЭРД при проведении летных испытаний ККТ ВО – 1 средство (аналог ТОС-ЭРД: транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) — разрабатываемое российское космическое транспортное средство (межорбитальный буксир).

2. ЦУП-Л необходим иметь возможность управления одновременно 4 ТОС-ЭРД.

## ТРАНСПОРТНОЕ ОРБИТАЛЬНОЕ СРЕДСТВО

Транспортное орбитальное средство (ТОС) – это автоматическое космическое средство многократного применения, предназначенное для перевозки полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) в космическом пространстве в соответствии с программой полета.

ТОС обеспечивает решение следующих задач:

- перевод одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств с исходной орбиты на орбиту назначения;
- стабилизацию ТОС в связке с ПН на пассивных и активных участках полета;
- ориентацию связки ТОС+ПН на пассивных участках полёта и перед отделением ПН;
- стыковка (захват) с космическим аппаратом и/или космическим средством с нефункционирующим бортовым комплексом управления и транспортировка аппарата/средства на космическую станцию.

Транспортное орбитальное средство, по своей компоновке, представляет собой модульное орбитальное средство, т.е. набор модулей и несущих конструкций с коммуникациями, узлами крепления и стыковки, обеспечивающими его функционирование, целостность конструкции, возможность соединения и разделения модулей, их замену при техническом обслуживании и/или ремонте [5].

Классифицировать ТОС необходимо по следующим группам.

1. По типу маршевых ракетных двигателей, применяемых в объединенной двигательной установке:

- жидкостные ракетные двигатели (ЖРД);
- электрические ракетные двигатели (ЭРД).

2. По типу первичного источника электроэнергии, который применяется в системе генерирования [преобразования] электрической энергии:

- солнечная батарея (СБ);
- ядерная энергоустановка (ЯЭУ).

В Транспортной космической системе используют два типа транспортных орбитальных средств:

- ТОС с солнечными батареями и маршевым ЖРД в объединенной двигательной установке (сокращенно: транспортное орбитальное средство с ЖРД (ТОС-ЖРД));

- ТОС с энергетическим модулем на базе ядерной энергоустановки и объединенная двигательная установка на основе электрических ракетных двигателей (сокращенно: транспортное орбитальное средство с ЭРД (ТОС-ЭРД)).

Транспортное орбитальное средство с маршевым ЖРД (ТОС-ЖРД) – это автоматическое космическое средство многократного применения, предназначенное для перевозки в соответствии с программой полета полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) массой от 1 до 9 т на орбитах в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли.

Совокупность транспортных орбитальных средств с маршевым ЖРД на орбитах в диапазоне высот 190÷1000 км, обеспечивающих транспортировку ПН на данных орбитах, в соответствии с баллистической структурой, сформированной Космическим комплексом

управления (СЧ ТКС [2]), представляет собой орбитальную группировку ТОС-ЖРД на низких околоземных орбитах.

Транспортное орбитальное средство с энергетическими модулем на базе ядерной энергоустановки и объединенная двигательная установка на основе электрических ракетных двигателей (ТОС-ЭРД) – это автоматическое космическое средство многократного применения, предназначенное для перевозки в соответствии с программой полета полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) массой более 1 тонны на орбитах высотой более 1000 км от поверхности Земли.

Совокупность транспортных орбитальных средств с ЭРД на орбитах высотой более 1000 км от поверхности Земли, обеспечивающих транспортировку ПН на данных орбитах, в соответствии с баллистической структурой, сформированной Космическим комплексом управления (СЧ ТКС [2]), представляет собой орбитальную группировку ТОС-ЭРД на высоких орбитах.

### ПРОГРАММЫ ПОДГОТОВКИ, ПОЛЁТА И ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ТОС (ТОС-ЖРД/ТОС-ЭРД)

Реализация ТОС транспортировки ПН на целевую орбиту при выполнении различных программ полёта осуществляется в следующей последовательности:

1. Программа подготовки ТОС.
2. Программа полёта ТОС.
3. Программа технического обслуживания ТОС.

При проектировании ТКС в целом и ККТ в частности рассматривалось 3 программы полёта ТОС (ТОС-ЖРД/ТОС-ЭРД):

- программа полёта №1 (ПП №1): «КС – исходная орбита – орбита назначения – КС» (как пример, вывод и доставка КА на целевую орбиту);
- программа полёта №2 (ПП №2): «КС – исходная орбита – КС – орбита назначения – КС» (как пример, доставка КА на КС (заправка топливом, газами и т.п.; ТО и ремонт и т.д.) с последующим выводом данного КА на целевую орбиту);
- программа полёта №3 (ПП №3): «КС – исходная орбита – КС» (как пример, доставка КА с нефункционирующим бортовым комплексом управления на КС).

В данной работе представлена транспортировка ПН ТОС-ЖРД при реализации программы полёта №1: «КС – исходная орбита (диапазон высот 190÷230 км) – орбита назначения (диапазон высот 190÷1000 км) – КС».

**1. Программа подготовки ТОС-ЖРД** – это комплекс технологических операций и организационных действий по приведению ТОС-ЖРД в состояние готовности к применению по назначению и поддержанием изделия в этом состоянии.

Программа подготовки ТОС-ЖРД реализуется в стыкованном положении с КС и состоит из следующих процессов:

- проверка систем ТОС-ЖРД;
- заправка ТОС-ЖРД топливом, горюче-смазочными материалами, техническими жидкостями, газами;
- зарядка аккумуляторных батарей;
- передача (закладка) исходной информации на бортовой комплекс управления ТОС-ЖРД.

**2. Программа полёта ТОС-ЖРД** – это предполагаемые состав и характеристики этапов полета с заданной целью (рис.2).

- 1 этап (процесс): расстыковка ТОС-ЖРД с КС (1\*).
- 2 этап (процесс): межорбитальный переход (2\*).
- 3 этап: транспортный космический процесс.

Основные операции транспортного космического процесса:

1. подготовка (стабилизация и ориентация) ТОС-ЖРД к стыковке с ПН;
2. стыковка ТОС-ЖРД с ПН на исходной орбите (3а\*);



3. подготовка (стабилизация и ориентация) связки «ТОС-ЖРД + ПН» для перехода на орбиту назначения;
  4. транспортировка ТОС-ЖРД ПН с исходной орбиты на орбиту назначения (3б\*);
  5. подготовка (стабилизация и ориентация) связки «ТОС-ЖРД + ПН» к расстыковке на орбите назначения;
  6. расстыковка ТОС-ЖРД с ПН на орбите назначения (3в\*).
- 4 этап (процесс): передача управления КА/КСр Заказчику;
  - 5 этап (процесс): межорбитальный переход (4\*);
  - 6 этап (процесс): стыковка ТОС-ЖРД с КС (5\*).

Примечания.

1. По завершению 5 операции 3 этапа возможно выполнение дополнительной операции: подготовка (проверка систем) КА/КСр к последующему применению.

2. Процесс по передачи управления аппаратом (КА/КСр) Заказчику (4 этап) осуществляется техническими и программными средствами Космического комплекса управления (СЧ ТКС [2]).

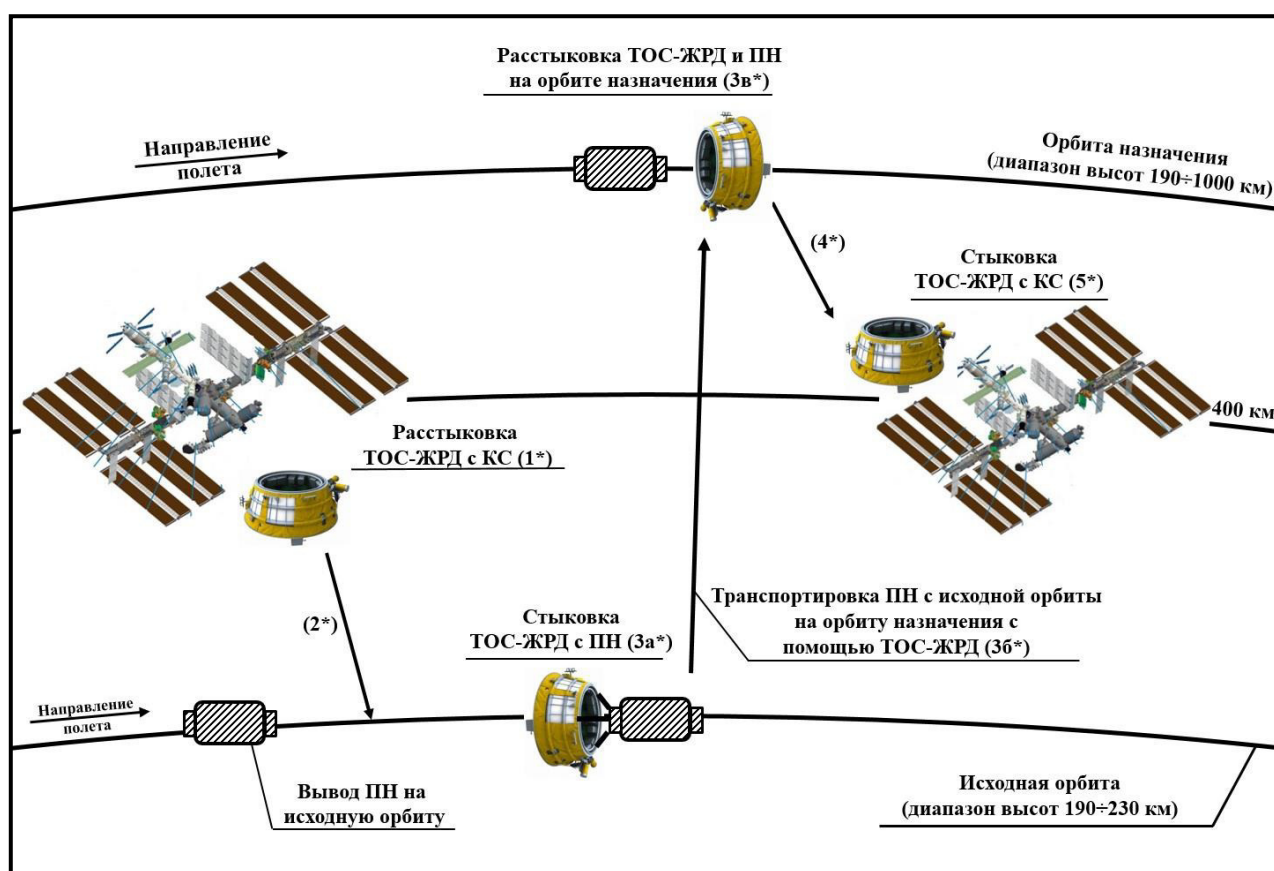


Рис. 2. Программа полёта ТОС-ЖРД

**3. Программа технического обслуживания ТОС-ЖРД** – это комплекс технологических операций и организационных действий по поддержанию работоспособности или исправности ТОС-ЖРД при использовании по назначению, ожидании, хранении и транспортировании.

Программа технического обслуживания ТОС-ЖРД реализуется в стыкованном положении с КС и состоит из следующих процессов:

- выгрузка топлива, горюче-смазочных материалов, технических жидкостей, газов (при необходимости);
- разрядка аккумуляторных батарей (при необходимости);
- проведение технического диагностирования, аппаратного и программного контроля.

Примечание.

По результатам проведения технического диагностирования, аппаратного и программного контроля ТОС-ЖРД определяется состояние изделия.

1. При работоспособном состоянии ТОС-ЖРД переводят в режим «ожидания».
2. При неработоспособном состоянии осуществляется ремонт ТОС-ЖРД с последующим переводом в режим «ожидания».
3. При предельном или опасном состояниях прекращается эксплуатация и осуществляется утилизация ТОС-ЖРД.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Представлен Космического комплекса транспортировки как составная часть ТКС, его концепция, структура.
2. Рассмотрены программа подготовки, полёта и технического обслуживания ТОС-ЖРД.
3. Космический комплекс транспортировки (отдельно или в составе Транспортной космической системы) является следующим этапом в развитии космонавтики в сфере предоставления услуг транспортировки полезной нагрузки в космическом пространстве.

#### Библиографический список:

1. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. М.: Машиностроение. 2009. 504 с.
2. Борисов М.В., Садыков О.Ф. Транспортная космическая система: задачи, структура, параметры // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. № 1. С. 71 – 80.
3. Основы механики космического полета // Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. М.: Наука. 1990. 448 с.
4. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» (<https://www.roscosmos.ru>).
5. ГОСТ Р 53802-2010 Системы и комплексы космические. Термины и определения [Электронный ресурс]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/gost-r-53802-2010> (дата обращения: 01.06.2021).

#### Сведения об авторах:

**Садыков Олег Фирдависович**, аспирант 3 г.о., инженер-конструктор, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8 (927) 704-94-27, e-mail: [oleg\\_sadykov@bk.ru](mailto:oleg_sadykov@bk.ru). Область научных интересов: промышленные и транспортные космические системы.

#### SPACE COMPLEX TRANSPORTATION

© 2021 O.F. Sadykov

Samara National Research University, Samara

The article discusses one of the constituent parts of the transport space system - the space complex transportation. The composition and concept of the space complex, the program of preparation, flight and maintenance of the orbital vehicle are presented.

*Keywords: Transport space system, transport orbital means, liquid propellant rocket engine, electric rocket engine.*

#### References:

1. Serdyuk V.K. Design of spacecraft launch vehicles. – М.: Mechanical engineering, 2009. – 504 p.

2. Borisov M.V., Sadykov O.F. Transport space system: tasks, structure, parameters // Izvestia Samarskogo Nauchnogo Tsentra Rossiyskoy Akademii Nauk. 2019. No. 1. P. 71 – 80.
3. Bases of mechanics of space flight // Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Y.G. M.: Nauka. 1990. 448 p.
4. Gosudarstvennaya korporatsiya po kosmicheskoy deyatel'nosti «ROSCOSMOS» (<https://www.roscosmos.ru>).
5. GOST P 53802-2010 Space system and stations. Terms and definitions [web source]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/gost-r-53802-2010> (application date: 10.02.2021).

**About the authors:**

**Sadykov Oleg Firdavisovich**, design engineer, JSC «RSC «Progress», Samara, Russian Federation, e-mail: oleg\_sadykov@bk.ru. Research interests are in the industrial and transport space systems.

## СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2021 А.С. Гуртов, Е.А. Данов, В.Р. Шнейдмиллер

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

При проектировании сложных технических систем, к которым относятся системы электропитания космических аппаратов, важнейшими из задач являются обеспечение высокой надежности и живучести в процессе их эксплуатации.

*Системы электропитания, космические аппараты, надежность, живучесть, никель-водородные и литий-ионные аккумуляторные батареи, аппаратура регулирования и контроля.*

Одним из требований, предъявляемым к системам электропитания (СЭП) космических аппаратов (КА) является надежность – свойство объекта сохранять во времени способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения [1].

В то же время, для обеспечения устойчивого целевого функционирования КА на всем сроке активного существования, в том числе при аномальных ситуациях, на первый план выходят задачи обеспечения живучести бортовых систем и КА в целом [2].

СЭП КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) имеют следующие особенности функционирования:

- неравномерная циклограмма электропотребления за счет работы целевой аппаратуры (радиолокаторы, оптико-электронные комплексы, радары и др.);
- работа на низкой околоземной орбите (НОО) со значительными временами нахождения КА в тени;
- отсутствие, как правило для обеспечения высоких динамических характеристик КА, электроприводов батареи солнечной (БС).

Эти особенности требуют от аккумуляторных батарей СЭП большого количества циклов заряда-разряда, интенсивного заряда на межмаршрутных интервалах работы целевой аппаратуры, а также повышают уровень технической сложности СЭП, приводят к увеличению количества подсистем, а значит и к увеличению вероятности отказов.

Для парирования отказов наряду с традиционными методами резервирования в СЭП КА ДЗЗ, разрабатываемых в АО «РКЦ «Прогресс», широко используются принципы функционального резервирования, а также различные способы повышения живучести СЭП, которые можно условно разделить на две группы:

- защита от внутренних отказов, влияющих на работу СЭП;
- парирование влияния отказов других систем КА на работоспособность СЭП.

Способы защиты от внутренних отказов, влияющих на работу СЭП:

- 1) использование дополнительной АБ, что создаёт запас емкости для выхода из нештатных ситуаций, и одновременно позволяет проводить восстановительные формовочные циклы (ФЦ) НВАБ без ограничения на работу КА [3];
- 2) организация аварийной шины для перекоммутации цепей АБ и регуляторов различных подсистем автоматики СЭП для парирования отказов АБ, секций БС или составных частей аппаратуры регулирования и контроля СЭП (АРК) [4];
- 3) разделение АРК на функционально и конструктивно законченные приборы [2];
- 4) установка дополнительного количества аккумуляторов в последовательной цепи АБ при применении в АРК последовательного регулятора разряда АБ;

5) объединение генераторов БС разных панелей или коммутация развязанных генераторов БФ разных панелей БС к регуляторам различных подсистем для обеспечения работы СЭП в случаях нераскрытия одной панели БС или её части;

6) обеспечение возможности введения блокировок сигналов различных управляющих датчиков и изменение их уставок по командам управления (КУ);

7) использование такого количества параметров контроля, с помощью которых можно не только прямо определить в кратчайшие сроки аномалию в работе СЭП, но и заранее предугадать развитие нештатной ситуации и своевременно принять меры;

8) для противодействия возникновению разбаланса последовательно-соединенных никель-водородных аккумуляторов (НВА) в АБ, который возникает вследствие разницы в скорости саморазряда, градиента температур внутри АБ и деградации характеристик в процессе эксплуатации, используются:

- ежесуточный контролируемый перезаряд аккумуляторов НВАБ, для выравнивания их текущей емкости по верхней границе;

- ФЦ, который проводится два раза в год и заключается в глубоком разряде НВАБ на нагрузку, выдерживании её в режиме разомкнутой цепи и последующим зарядом до полного восстановления (рис. 1), и последующего контрольного цикла разряда на нагрузку и заряда до её восполнения в штатном режиме с контролем состояния НВА [3];

- подбор оптимальных уставок конца заряда НВАБ с помощью команд управления с НКУ;

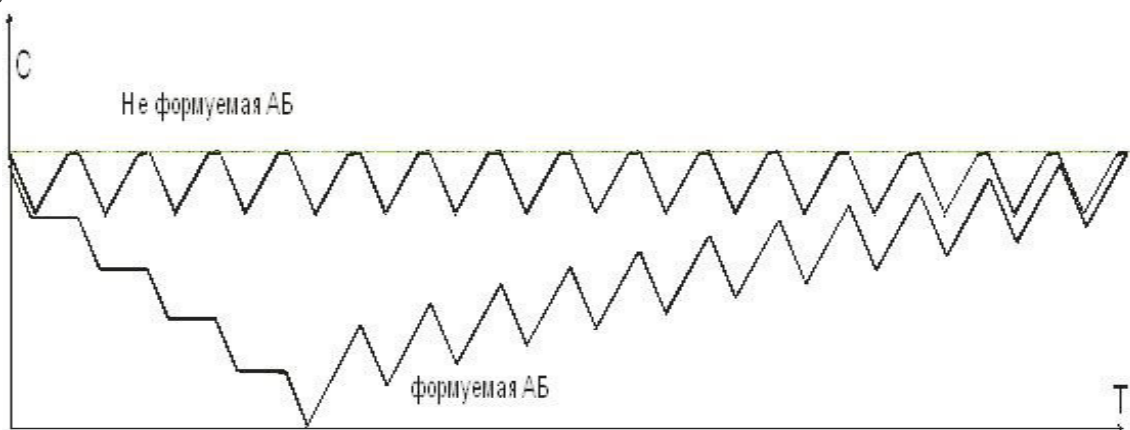


Рис. 1. Циклограмма формуемой АБ в сравнении с АБ, работающей в штатном режиме

9) использование выравнивания литий-ионных аккумуляторов (ЛИА) в АБ за счет включения активного устройства выравнивания в конце заряда падающим током;

10) использование для парирования отказов в устройстве фиксации БС на участке выведения КА тепловой чеки с рабочим материалом, который при подачи электропитания на нагреватели расплавляется и запускает механизм раскрытия панели, программного поворота КА неисправной тепловой чекой в сторону Солнца, чтобы под воздействием его энергии материал расплавился и механизм раскрытия сработал.

Способы обеспечения живучести СЭП при отказах в других системах КА ДЗЗ:

1) обеспечение длительного автономного функционирования СЭП в случае потери связи с КА ДЗЗ;

2) использование аварийной логики при длительном нарушении энергобаланса из-за потери ориентации КА на Солнце, заключающейся в контроле глубины разряда и напряжения каждой АБ с выдачей в несколько этапов сигналов, направленных на ограничение нагрузки и запуску программного обеспечения, обеспечивающего

восстановление солнечной ориентации (СО), вплоть до отключения разрядных цепей АБ при достижении критичных значений напряжений АБ до момента восстановления ёмкости АБ [5];

3) организация автоматической перенастройки уровня отключения заряда НВАБ по температуре при отказах в системе обеспечения теплового режима (СОТР) или выдача команд с НКУ на изменение уставок в ручном режиме [6];

4) установка пленочных нагревателей на ЛИА и подача на них электропитания при выходе температур АБ за нижний допустимый диапазон при отказах в системе обеспечения теплового режима КА с целью поддержания диапазона температур, необходимого для заряда АБ;

5) включение режима экстремального регулирования мощности (ЭРМ) БС в случае нарушения энергобаланса при изменении схемы ориентации КА, например, из СО в орбитальную систему координат (ОСК);

6) использование нескольких каналов управления режимами по РК, КУ, МРК, ККУ, а также контроля за состоянием СЭП по ТМИ, ПРТМИ, ИОК.

Описанные способы обеспечения живучести СЭП запатентованы и внедрены в различных КА, разработки АО «РКЦ «Прогресс».

Способы повышения живучести можно комбинировать в зависимости от особенностей СЭП КА ДЗЗ. Правильная расстановка приоритетов позволит обеспечить высокий уровень живучести СЭП в случае внутренних и внешних отказов и эффективно выполнять свою целевую задачу, даже после истечения назначенного срока эксплуатации и деградации характеристик составных частей СЭП.

#### **Библиографический список:**

1. Надежность в технике. Термины и определения: ГОСТ 27.002-2015. М.: Изд-во стандартов 2015 г.

2. Нестеришин М.В., Гебгардт В.А., Букреев В.Г. Живучесть системы электропитания космических аппаратов. Проблемы и направления развития // Электронные и электромеханические системы и устройства. Сборник научных трудов // Изд-во Томского государственного университета, 2021 г., с. 25–29.

3. Способ эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей системы электропитания космического аппарата: пат. 2723302 Рос. Федерация : МПК Н01М 10/44 / С.И. Миненко, А.С. Гуртов, В.Н. Фомакин, А.Н. Лепилов, Е.А. Данов, К.С. Колесников. №2019114385; заявл. 07.05.2019; опубл. 09.06.2020. Бюл. № 16.

4. Способ эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей системы электропитания летательного аппарата: пат. 2621694 Рос. Федерация Н.В. Рясной, А.С. Гуртов, В.Н. Фомакин, В.С. Томина, К.С. Колесников. №2015126399; заявл. 01.07.2015; опубл. 07.06.2017.

5. Способ эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей системы электропитания космического аппарата: пат. 2467449 Рос. Федерация : МПК Н01М 10/44 / В.И. Пушкин, А.С. Гуртов, С.И. Миненко, В.Н. Фомакин, С.П. Черданцев, К.Г. Гордеев, В.В. Лейман. №2011100534; заявл. 11.01.2011; опубл. 20.11.2012.

6. Способ эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей системы электропитания космического аппарата: пат. 2543487 Рос. Федерация : С.И. Миненко, А.С. Гуртов, В.Н. Фомакин, В.С. Томина, В.В. Галкин, Ю.М. Шевченко, И.В. Горбачева. №2013118850; заявл. 23.04.2013; опубл. 29.01.2015.

#### **Сведения об авторах:**

**Гуртов Александр Сергеевич**, ведущий специалист отдела проектирования систем электроснабжения АО «РКЦ «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, д. 18. т. (846) 228-92-84, [Gurtov.AS@samspace.ru](mailto:Gurtov.AS@samspace.ru). Область научных интересов: системы электропитания, аккумуляторные батареи, батареи фотоэлектрические, автоматика систем электропитания

**Данов Евгений Андреевич**, ведущий инженер-конструктор отдела проектирования систем электроснабжения АО «РКЦ «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, д. 18. т. (846) 228-93-93, [d1501@samspace.ru](mailto:d1501@samspace.ru). Область научных интересов: системы электропитания, аккумуляторные батареи, батареи фотоэлектрические, автоматика систем электропитания

**Шнейдмиллер Виктор Робертович**, инженер-конструктор третьей категории отдела проектирования систем электроснабжения АО «РКЦ «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, д. 18. т. (846) 228-93-93, [d1501@samspace.ru](mailto:d1501@samspace.ru). Область научных интересов: системы электропитания, аккумуляторные батареи, батареи фотоэлектрические, автоматика систем электропитания.

## METHODS OF IMPROVEMENT OF EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT POWER-SUPPLY SYSTEMS SURVIVABILITY

© 2021 A. S. Gurtov, E.A. Danov, V.R. Shneidmiller

JSC «SRC «Progress», Samara

Under designing of complex engineering systems ones of which are power-supply systems of spacecraft, the most important task is providing of high reliability and survivability of these systems.

*Power-supply systems, spacecraft, reliability, operability, nickel-hydrogen and lithium-ion batteries, control equipment.*

### References:

1. Reliability in equipment. Terms and determinations: GOST 27.002-2015. M.: Publishing house of standards of 2015.

2. Nesterishin M. V., Gebgardt of V.A., Bukreev V. G. Zhivuchest of an electric power supply system of spacecrafts. Problems and directions of development//Electronic and electromechanical systems and devices. Collection of scientific works//Publishing house of Tomsk state university, 2021, page 25-29.

3. An operation method nickel - hydrogen rechargeable batteries of an electric power supply system of the spacecraft: stalemate. 2723302 Dews. Federation: MPK H01M 10/44 / S. I. Minenko, A.S. Gurtov, V. N. Fomakin, A.N. Lepilov, E.A. Danov, K.S. Kolesnikov. No. 2019114385; zayavl. 07.05.2019; opubl. 09.06.2020. Bulletin No. 16.

4. An operation method nickel - hydrogen rechargeable batteries of an electric power supply system of the aircraft: stalemate. 2621694 Dews. Federation N. V. Ryasna, A.S. Gurtov, V. N. Fomakin, V. S. Tomina, K.S. Kolesnikov. No. 2015126399; zayavl. 01.07.2015; opubl. 07.06.2017.

5. An operation method nickel - hydrogen rechargeable batteries of an electric power supply system of the spacecraft: stalemate. 2467449 Dews. Federation: MPK H01M 10/44 / V. I. Pushkin, A.S. Gurtov, S. I. Minenko, V. N. Fomakin, S. P. Cherdantsev, K.G. Gordeev, V. V. Leyman. No. 2011100534; zayavl. 11.01.2011; opubl. 20.11.2012.

6. An operation method nickel - hydrogen rechargeable batteries of an electric power supply system of the spacecraft: stalemate. 2543487 Dews. Federation: S. I. Minenko, A.S. Gurtov, V. N. Fomakin, V. S. Tomina, V. V. Galkin, Yu.M. Shevchenko, I.V. Gorbachev. No. 2013118850; zayavl. 23.04.2013; opubl. 29.01.2015.

### About the authors:

**Gurtov Aleksandr Sergeevich**, Senior Specialist, Department of designing of power-supply systems, JSC SRC PROGRESS, 18, ul. Zemetsa, Samara, 443009, Russia tel. (846) 228-92-84, [Gurtov.AS@samspace.ru](mailto:Gurtov.AS@samspace.ru). Sphere of scientific interest: power-supply systems, rechargeable batteries, photoelectric batteries, automatics of power-supply systems

**Danov Evgenyi Andreevich**, Senior Design Engineer, Department of designing of power-supply systems, JSC SRC PROGRESS, 18, ul. Zemetsa, Samara, 443009, Russia, tel. (846) 228-93-93, [d1501@samspace.ru](mailto:d1501@samspace.ru). Sphere of scientific interest: power-supply systems, rechargeable batteries, photoelectric batteries, automatics of power-supply systems

**Shneidmiller Viktor Robertovich**, Design Engineer of the III<sup>rd</sup> grade, Department of designing of power-supply systems, JSC SRC PROGRESS, 18, ul. Zemetsa, Samara, 443009, Russia, tel. (846) 228-93-93, [d1501@samspace.ru](mailto:d1501@samspace.ru). Sphere of scientific interest: power-supply systems, rechargeable batteries, photoelectric batteries, automatics of power-supply systems.

## ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИИ НИЖНЕЙ ОБЕЧАЙКИ БАКА ГОРЮЧЕГО РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДЫ ANSYS

© 2021 А.С. Коныхова

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

Совершенство конструкции РКТ определяется сбалансированностью массово-энергетических характеристик [1]. Стремление к этому балансу, а так же использование более совершенных инструментов расчета и моделирования приводит к предложению новых нетрадиционных решений снижения массы конструкции, обязанных учитывать также экономическую выгоду в изготовлении.

Так, стоянка ракеты на пусковой установке (ПУ) с опорой торцевого шпангоута топливного бака на четыре силовых кронштейна, характеризуется неравномерностью нагружения корпуса бака, при котором максимальные погонные сжимающие усилия в цилиндрической обечайке сосредоточены в локальных зонах опирания.

В данной работе предложен и рассмотрен метод снижения массы цилиндрической обечайки вафельной конструкции, а так же выбрана удовлетворяющая задаче форма локального подкрепления. Путем приближения форм усиления к оптимальным, получена модель, которая на 10,6% (71 кг) эффективнее, чем модель с классическим регулярным усилением. В целом полученные результаты оптимизации конструкции логичны, так как разработанная форма усиления соответствует полям распределения погонных сжимающих усилий в обечайке.

*Локальная нагрузка; вафельная обечайка бака горючего; коэффициент запаса устойчивости; параметрическая оптимизация*

Анализ конструкций вафельных оболочек показывает, что оболочки и шпангоуты, в том числе нагруженные локально, изготавливаются с равномерной жёсткостью по периметру, что сопровождается неоправданным завышением массы конструкции.

Для примера, на РН «Зенит» с четырёх-опорной схемой установки на стартовый стол оптимизация локально нагруженных зон не проводилась. А геометрические параметры нижней обечайки определялись по максимальным погонным усилиям, вследствие чего обечайка была осесимметричной и тяжелой

С целью массовой оптимизации конструкции, в 2017 году рядом авторов КБ «Южное» в работе [1], был предложен метод снижения массы отсеков вафельной конструкции, нагруженных локально, основанный на уменьшении площади подкрепления участков оболочки, расположенных вне зон нагружения сосредоточенными силами. Но при этом подбор геометрических характеристик был осуществлен путем дискретных расчетов и методом последовательных приближений при помощи МКЭ. При этом подходе эффективность оптимизации низка за счет большого количества расчетов и при этом минимальный вес зон усиления не найден.

В настоящей работе предлагается несколько другой метод оптимизации, выполненный с помощью пакета оптимизации Design Exploration CAE ANSYS. Оптимизация была проведена с целью усиления рядовой, локально нагруженной конструкции, с помощью параметрической оптимизации. Кроме того, в работе подбирается наиболее эффективная конфигурация усиленных зон, форма которых обусловлена распределением погонных усилий в обечайке над опорой. Все продольные и кольцевые ребра, а так же полотна вафельного фона параметризовались в пакете 3D моделирования SpaceClaim.

Расчетным случаем в данной задаче являлась стоянка заправленного изделия на стартовой установке с четырех-опорной схемой операния. В качестве исходных данных была взята расчетная модель рядовой обечайки, геометрические параметры которой обеспечивают прочность и устойчивость конструкции на этапе выведения РН.



Локализация нагрузки заключается в том, что к фитингу силового кольца прикладывается максимальная сжимающая расчетная реакция опоры. Так же в расчетной модели на внутреннюю поверхность бака прикладывалось внутреннее суммарное эксплуатационное давление. Модель уравнивалась таким образом, что в закреплении по торцу обечайки действовала распределенная расчетная эквивалентная сжимающая сила. На рис. 1 представлена расчетная модель с элементами бака, участвующими в передаче усилий. В качестве граничных были заданы условия симметрии.

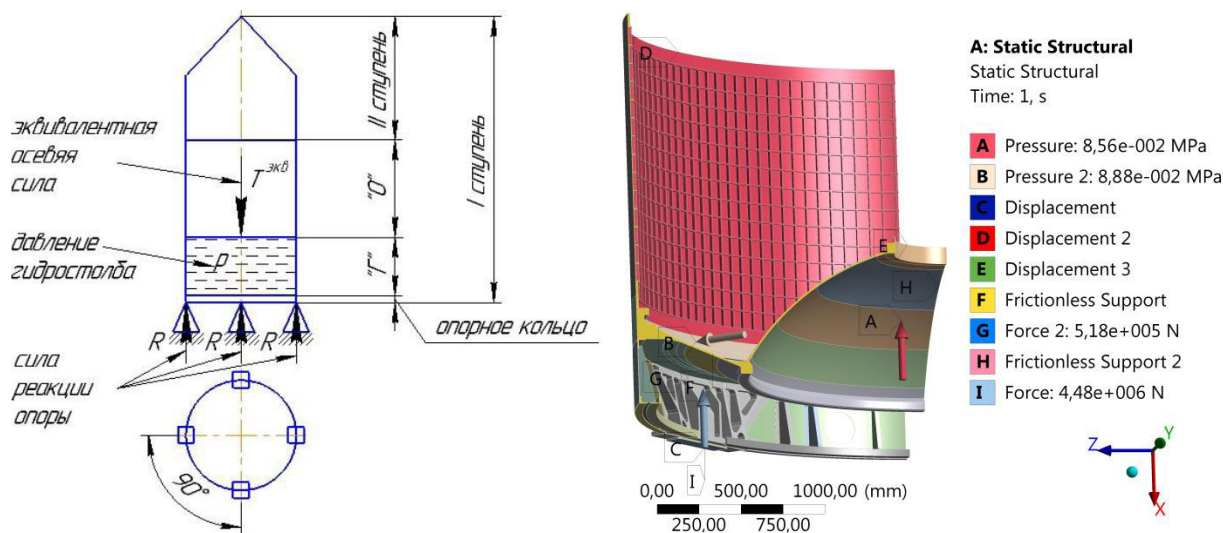


Рис. 1 – Схема нагружения и расчетная модель состоящая из сегмента (90°) обечайки и силового набора

В результате расчета получили, как и ожидалось, что обечайка с регулярными геометрическими характеристиками ребер и полотна, спроектированными на корпусные нагрузки, не удовлетворяет условиям прочности и устойчивости в случае стоянки заправленной РН, так как погонные усилия действия от локальной нагрузки превышают погонные усилия от корпусных нагрузок. С учетом погрешностей изготовления фактический запас устойчивости обечайки равен  $\eta = 0,81$  [2].

В данной работе будет проводиться увеличение соответствующих геометрических параметров обечайки. В задаче оптимизации в качестве параметров задавались: толщина продольного ребра  $P_1(P_1^{min}; 12)$ , толщина кольцевого ребра  $P_2(P_2^{min}; 12)$ , и толщина полотна обечайки  $P_3(P_3^{min}; 10)$ . Это параметры оптимизации ограниченные снизу характеристиками рядовых ячеек, а сверху максимальной рекомендованной толщиной ребер и полотна для вафельных конструкций, зависящей от шага ребер в ячейках. В нашем случае толщина полотна не более 10 мм, ребра 12 мм. Задаются выходные параметры: целевая функция минимальности массы  $m \rightarrow \min$ , критерий оптимизации - запас устойчивости конструкции в линейной постановке  $\eta = 1,75$ . Этот запас соответствует фактическому запасу реальной обечайки изготовленной с погрешностями изготовления  $\eta = 1,0$  и взят на основе экспериментальных данных.

Для каждой предложенной схемы разбиения на зоны, представленных на рис. 2 проводилась параметрическая оптимизация, направленная на изменение толщин ребер и полотна оболочки. Затем была выбрана самая оптимальная конструкция из предложенных.

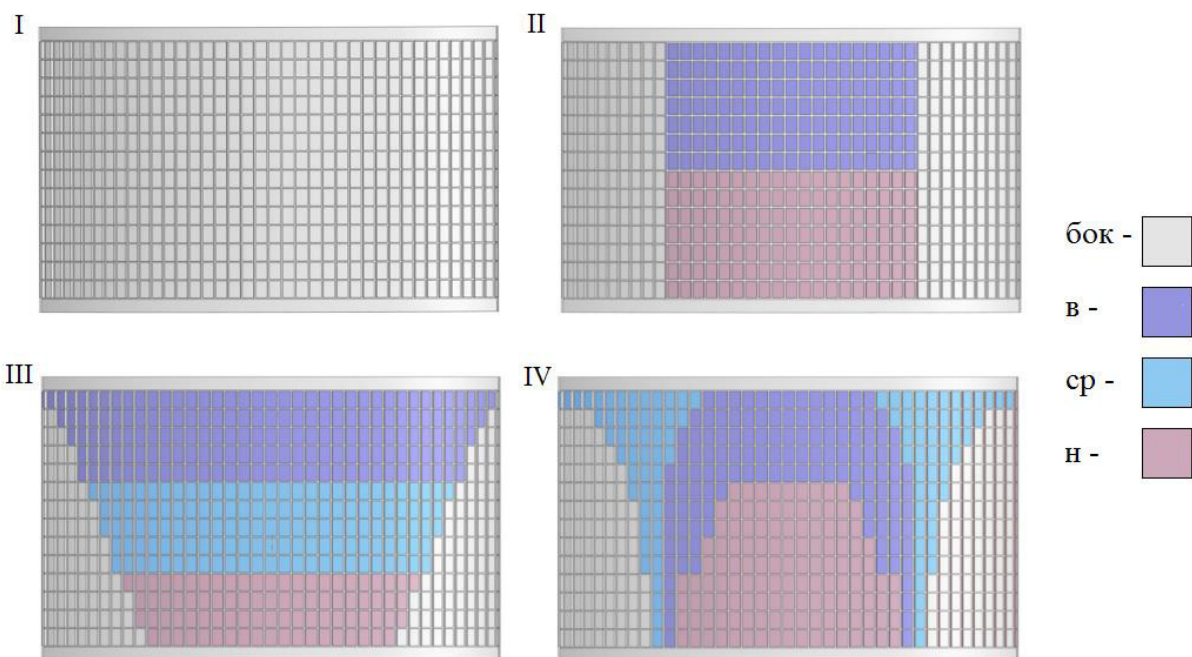


Рис. 2 – Предложенные схемы разбиения на зоны сегмента обечайки в 90°(внутри зоны параметры одни и те же, между зонами различаются), модель I соответствует классической схеме осесимметричного рядового усиления, модель ... соответствует полям распределения погонных сжимающих усилий в обечайке.

Оптимизация в Design Exploration может быть прямой, что практически представляет собой выбор точки среди рассчитанных, либо по поверхности отклика [3]. Ввиду большого количества входных параметров был выбран метод параметрической оптимизации по поверхности отклика, который предполагает собой планирование эксперимента. А именно, было необходимо выбрать наиболее удовлетворяющие нас математические модели генерации расчетных точек, от которых напрямую зависит точность поверхности отклика. А так же математический способ построения этой поверхности, так как сама поверхность отклика является набором функций, в которых выходные параметры описаны через входные [4].

ANSYS предлагает несколько алгоритмов выбора расчетных точек. Методом пробных расчетов и последующей верификации поверхности отклика для нашей задачи были выбраны математические модели генерации расчетных точек LHS и мат модель построения поверхности оптимизации: метод Кригинга. После генерации и расчета точек планирования эксперимента, строилась поверхность отклика, на которой искали точки из области Парето. Поиск данных точек проводился итерационным мультиобъективным генетическим алгоритмом MOGA.

Ниже в табл. 1 представлены результаты проведенной оптимизации для каждой предложенной модели разбиения на зоны. Видим, что лучшие результаты по запасам прочности и массе показала модель 4.

Табл. 1 – Сравнение массово прочностных характеристик (зоны *н*, *ср*, *бок*, *в* соответствуют областям на рисунке 2, 0 модель – исходная)

	Положение зоны	0 модель	I модель	II модель	III модель	IV модель
Толщина полотна, мм	н	3,9	7	10	6,9	9,4
	ср			-	10	4,3
	в			7,1	3,9	6,7
	бок			4	3,9	3,9

Толщина кольцевых ребер, мм	н	7	12	12	12	11,8
	ср			-	12	9,8
	в			11,8	10	10,4
	бок			7,2	8	10,2
Толщина продольных ребер, мм	н	9	12	11,8	11,8	11,8
	ср			-	11,8	9,4
	в			12	10,8	11,4
	бок			9,4	9	9
$m$ , кг (обечайки)	-	443,6	668,8	606,0	598,4	597,6
$k$ (запас по устойчивости)	-	1,16	1,7412	1,7484	1,7412	1,7441

Данные результаты оптимизации нуждаются в верификации, которая проводилась путем нелинейного расчета с учетом погрешности изготовления. Фактический запас устойчивости для данной (IV) модели оказался равным  $\eta = 1,3$ , а запас прочности, в который закладывались расчетные значения суммарного давления, равен 1,16. Данные значения удовлетворяют нормам прочности конструкции.

Ниже на рис. 3 представлено распределение погонных сжимающих усилий в верхнем, среднем, нижнем и наиболее нагруженном сечениях обечайки, а так же критические погонные усилия для обечайки облегченной и обечайки с рядовым усилением.

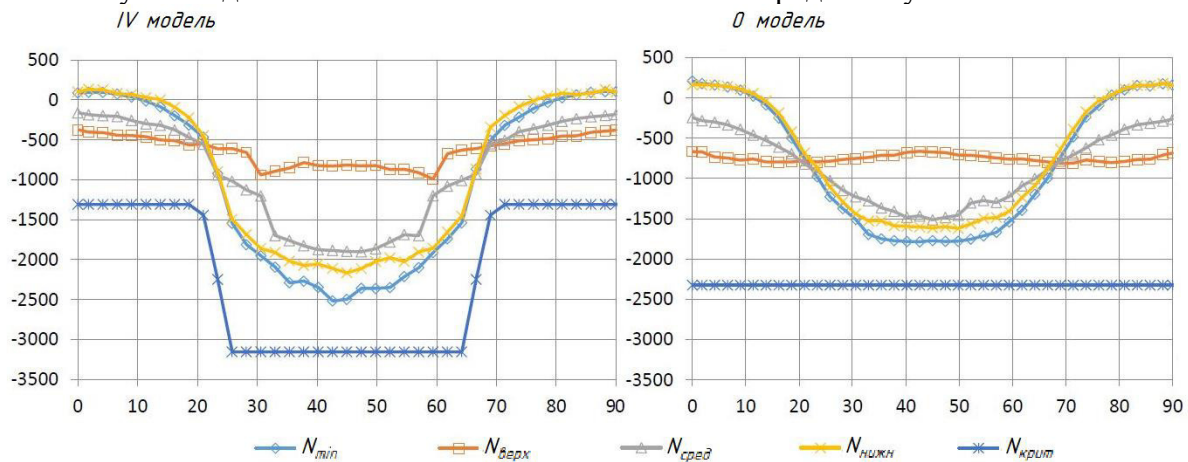


Рис. 3 – Распределение погонных усилий в сечениях обечайки на расстоянии от торца обечайки 1621 мм –  $N_{\text{верх}}$ , 852 мм –  $N_{\text{сред}}$ , 83 мм –  $N_{\text{нижн}}$ , 192 мм –  $N_{\text{мин}}$  и критические значения погонных усилий в ней –  $N_{\text{крит}}$

Как видим, облегченная обечайка имеет более рациональное отношение критической нагрузки к рассчитанной.

#### Библиографический список:

1. Данченко, В.Г. Способ оптимизации массы локально нагруженных отсеков ракет вафельной конструкции [Текст] / В.Г. Данченко, Е.И. Шевцов, В.В. Гусев // Космическая техника. Ракетное вооружение. — 2017. — Вып. 2, С. 131-136
2. Лизин, В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] / В.Т. Лизин, В.А. Пяткин — Москва: Машиностроение, 1976. С. 14-93.
3. Микушкина, С.М. Инструкция 2883-201 6-21 ANSYS DesignXplorer Технология параметрической оптимизации [Текст], 2016. С. 4-29.

### **Сведения об авторах:**

**Коньхова Александра Сергеевна**, аспирант 1 г.о Самарского научно-исследовательского университета им. ак. С.П. Королева, каф. сопротивления материалов., инженер-конструктор 3 категории., АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8-(987)-431-96-99, e-mail: aleksandra\_konyhov@rambler.ru. Область научных интересов: динамика и прочность машин, агрегатов и аппаратуры.

## **OPTIMIZATION OF GEOMETRIC CHARACTERISTICS OF THE LOWER SURFACE OF THE FUEL-ROCKET TANK WITH THE USE OF ANSYS SOFTWARE**

© 2021 A. S. Konykhova

JSC «SRC «Progress», Samara

The perfection of the rocket spacecraft design is determined by the balance of mass-energy characteristics [1]. The striving for this balance, as well as the use of more advanced calculation and modeling tools, leads to the proposal of new unconventional solutions to reduce the mass of the structure, which must also take into account the economic benefits in manufacturing.

Thus, the rocket parking on the launching unit (LU) with traditional local support on four power brackets is characterized by uneven loading of the tank body, in which the maximum linear compressive forces are concentrated in the local support zones.

In this paper, a method for reducing the mass of the lower shell is proposed and considered, as well as a form of local reinforcement that satisfies the task is selected. By approaching the forms of amplification to the optimal ones, a model was obtained that is 10.6% (71 kg) more efficient than the model with classical regular amplification. On the whole, the obtained results of design optimization are logical, since the obtained form of reinforcement corresponds to the distribution fields of linear compressive forces in the feedwell.

*Local loading; wafer feedwell of the fuel tank; stability stock coefficient; parametrical optimization.*

### **References:**

1. Danchenko, V. G. Sposob of optimization of mass of locally loaded compartments of rockets of wafer design [Text] / V. G. Danchenko, E.I. Shevtsov, V. V. Gusev//Space engineering. Missile armament. — 2017. — Issue 2, S. 131-136
2. Lysine, V. T. Design of thin-walled designs of [Text] / Century. T. Lizin, V.A. Pyatkin — Moscow: Mechanical engineering, 1976. Page 14-93.
3. Mikushkina, S. M. Instruction of 2883-201 6-21 ANSYS DesignXplorer Technology of parametrical optimization [Text], 2016. Page 4-29.

### **About the authors:**

**Konykhova Aleksandra Sergeevna**, the graduate student of 1 g about Samara research university of the academician S.P. Koroleva, kaf. resistance of materials., design engineer 3k., JSC Space-rocket Center Progress, t. 8-(987)-431-96-99, e-mail: aleksandra\_konyhov@rambler.ru. Area of scientific interests: dynamics and durability of machines, units and equipment.

## КОНТИНУАЛЬНЫЙ И ДИСКРЕТНЫЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БАЛОЧНОЙ МОДЕЛИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

©2021 О.И. Малыхина

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье рассмотрены основные подходы к определению форм и частот изгибных колебаний ракеты-носителя, смоделированной в виде прямой балки с кусочно-равномерным распределением массовых и жесткостных характеристик. Приведены основополагающие соотношения континуального подхода. На основе вариационного метода Ритца получены согласованные матрицы масс и жесткостей балочного конечного элемента. Проведено исследование решений, полученных с помощью согласованных и несогласованных матриц масс и жесткостей метода конечных элементов. Результаты сопоставлены с результатами континуального подхода, использованными в качестве точных значений.

*Ключевые слова:* ракета-носитель, динамические характеристики, метод Ритца, матрица жёсткости, матрица масс, метод конечных элементов, динамический конечный элемент

### Введение

Многие строительные конструкции, а также крупногабаритные транспортные и технические системы полностью или частично состоят из конструктивных элементов, упругими свойствами которых в процессе решения прикладных задач нельзя пренебрегать. Именно поэтому решение задач, которые требуют моделирования движения указанных объектов, как правило, начинают с расчёта динамических параметров и анализа динамических свойств, описывающих поведение конструкции в процессе собственных колебаний. В данной статье рассмотрены основные подходы к определению динамических характеристик (форм и частот колебаний) конструкции ракеты-носителя, которая моделируется балкой с распределенными параметрами. Рассматриваемая балка характеризуется кусочно-равномерным (ступенчатым) распределением массовых и жесткостных характеристик, в соответствии с чем такую балку будем называть ступенчатой. Основные подходы к определению динамических характеристик ступенчатой балки в данной работе будем рассматривать на примере изгибных колебаний. Для других видов колебаний все выводы, сделанные в данной работе являются также справедливыми, а промежуточные выкладки могут быть без труда получены по аналогии. В данной работе задача расчёта динамических характеристик рассматривается для использования при определении динамических характеристик ракеты-носителя, однако приведенные в работе результаты могут быть использованы и в отношении других объектов строительных и транспортных конструкций, в случае, если их допускается моделировать ступенчатыми балками, при условии учёта характерных для рассматриваемой конструкции граничных условий.

### 1. Континуальный подход

Рассмотрим балку, состоящую из  $N_i$  сопряженных однородных участков (рисунок 1). Здесь пояснительный индекс  $i$  около  $N$  обозначает, что данное число соответствует максимальному значению, которое может принимать переменная  $i$ , обозначающая в данном случае номер участка балки. Аналогичные обозначения применены и далее в настоящей статье. Будем использовать местные системы координат, начало которых свяжем с началом каждого балочного участка недеформированной балки. Для каждой отдельной части можно записать уравнение свободных изгибных колебаний [1]:

$$\frac{\partial^2 y_i(x_i, t)}{\partial t^2} + \left( \frac{EI_i(x)}{m_i(x)} \right)^2 \frac{\partial^4 y_i(x_i, t)}{\partial x_i^4} = 0, \quad 0 \leq x_i \leq l_i, \quad i = 1, 2, \dots, N_i, \quad (1)$$

$EI_i(x)$  – погонная изгибная жесткость,  $m_i(x)$  – погонная масса,  $y_i(x_i, t)$  – функция, определяющая поперечное перемещение точек  $i$ -го участка балки.

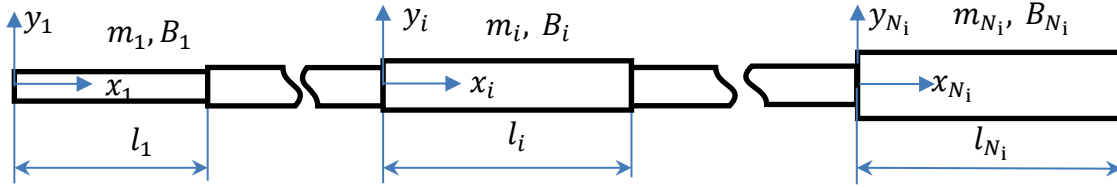


Рис. 1 – Ступенчатая балка

Поперечные перемещения точек внутри каждого участка ступенчатой балки могут быть представлены в виде  $y(x_i, t) = f(x_i) \sin(\omega t)$ , где  $\omega$  – угловая частота (рад/с),  $f(x_i)$  – формы колебаний, определяемые известным решением для однородной балки [1]:

$$f(x_i) = \sum_{k=1}^4 C_{ik} \cdot K_k(\lambda_i x_i), \quad (2)$$

где  $\lambda_i^4 = m_i(x) \omega^2 / [EI_i(x)]$ , (3)

$K_k(\lambda x)$  – функции Крылова, для которых справедливы свойства:

$$K_1(0) = 1, \quad K_k(0) = 0, \quad k = 2, 3, 4; \quad (4)$$

а также правила дифференцирования:

$$K'_k(\lambda x) = \frac{d}{dx} K_k(\lambda x) = \lambda K_{k-1}(\lambda x), \quad k = 1 \dots 4, \quad (5)$$

где принято, что  $K_0(\lambda x) = K_4(\lambda x)$ . Здесь и далее штрихами обозначено дифференцирование по координате  $x$ . С учетом (4) и (5) можно записать еще одно свойство:

$$K'_2(0) = \lambda K_1(0) = \lambda, \quad K'_k(0) = 0, \quad k = 1, 3, 4. \quad (6)$$

Условия сопряжения участков заключаются в равенстве всех параметров состояния [5] (или что равнозначно их амплитудных значений) на их смежных границах участков:

$$\begin{aligned} f_i(l_i) &= f_{i+1}(0), & \varphi_i(l_i) &= f'_i(l_i) = \varphi_{i+1}(0) = f'_{i+1}(0), \\ M_i(l_i) &= B_i f''_i(l_i) = M_{i+1}(0), & Q_i(l_i) &= B_i f'''_i(l_i) = Q_{i+1}(0). \end{aligned} \quad (7)$$

Подставляя решение для формы прогиба (3) и учитывая свойства функций Крылова (4, 6) можно записать  $4 \cdot (N_i - 1)$  уравнения относительно параметров  $C_{ik}$ :

$$\begin{aligned} \sum_{k=1}^4 C_{ik} \cdot K_k(\lambda_i l_i) - C_{i+1,1} &= 0, \\ \lambda_i \sum_{k=1}^4 C_{ik} \cdot K_{k-1}(\lambda_i l_i) - \lambda_{i+1} C_{i+1,2} &= 0, \\ B_i(x) \lambda_i^2 \sum_{k=1}^4 C_{ik} \cdot K_{k-2}(\lambda_i l_i) - B_{i+1}(x) \lambda_{i+1}^2 C_{i+1,3} &= 0, \\ B_i(x) \lambda_i^3 \sum_{k=1}^4 C_{ik} \cdot K_{k-3}(\lambda_i l_i) + B_{i+1}(x) \lambda_{i+1}^3 C_{i+1,4} &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Эти уравнения должны быть дополнены граничными условиями в начальном и конечном сечении ступенчатой балки, которые зависят от типа ее закрепления. В общем случае в начальном сечении балки с учетом (3, 4, 6), можно записать:

$$\begin{aligned} f_1(0) &= \sum_{k=1}^4 C_{1k} \cdot K_k(0) = C_{1,1}, \\ \varphi_1(0) &= \lambda_1 \sum_{k=1}^4 C_{1k} \cdot K_{k-1}(0) = \lambda_1 C_{1,2}, \\ M_1(0) &= B_1(x) \lambda_1^2 \sum_{k=1}^4 C_{1k} \cdot K_{k-2}(0) = B_1(x) \lambda_1^2 C_{1,3}, \\ Q_1(0) &= -B_1(x) \lambda_1^3 \sum_{k=1}^4 C_{1k} \cdot K_{k-3}(0) = -B_1(x) \lambda_1^3 C_{1,4}. \end{aligned} \quad (9)$$

На основании (9), в случае, если левый конец балки жестко закреплен,  $C_{1,1} = C_{1,2} = 0$ , если свободен  $C_{1,3} = C_{1,4} = 0$ . Учитывая граничные условия в конечном сечении в случае, если правый конец жестко закреплен, запишем:

$$\sum_{k=1}^4 C_{N_i k} \cdot K_k(\lambda_{N_i} l_{N_i}) = 0, \quad \sum_{k=1}^4 C_{N_i k} \cdot K_{k-1}(\lambda_{N_i} l_{N_i}) = 0. \quad (10)$$

Если правый конец свободен:

$$\sum_{k=1}^4 C_{N_i k} \cdot K_{k-2} (\lambda_{N_i} l_{N_i}) = 0, \quad \sum_{k=1}^4 C_{N_i k} \cdot K_{k-3} (\lambda_{N_i} l_{N_i}) = 0, \quad (11)$$

где принято  $K_{-1} = K_3, K_{-2} = K_2$ . В результате получим  $4 \cdot (N_i - 1) + 4 = 4 \cdot N_i$  уравнений, что соответствует числу неизвестных параметров  $C_{ik}$ .

Соотношения (8), а также (10) или (11), с учётом коэффициентов, принимающих нулевые значения, после подстановки в них значений  $\lambda_i$  (3) будут представлять собой полную систему уравнений, которую можно записать в матричном виде:

$$M(\omega) \cdot C = 0, \quad (12)$$

где  $C$  – вектор-столбец, содержащий неизвестные параметры  $C_{ik}$ ,  $M(\omega)$  – матрица, элементы которой являются функциями квадрата частоты. Для того чтобы система (12) имела нетривиальное решение, необходимо, чтобы

$$|M(\omega)| = \det(M(\omega)) = 0. \quad (13)$$

Выражение (13) определяет характеристическое уравнение. Решая его численными методами, можно определить значение частоты  $\omega$  с любой степенью точности. Подставляя каждое из полученных значений частоты в выражение (12), и разрешая его относительно неизвестных коэффициентов  $C_{ik}$ , можно получить аналитическое выражение для формы колебаний (2) рассматриваемой системы. Данный подход неприемлем при большом количестве участков. Это обусловлено увеличением числа уравнений в системе (11). Более удобной для численной реализации формой континуального подхода является метод начальных параметров [1, 5].

Далее мы рассмотрим вариационный подход, который можно использовать непосредственно для отыскания динамических характеристик в некоторых частных случаях [6]. В настоящей работе он будет играть роль связующего звена между двумя основными подходами – континуальным и дискретным.

## 2. Вариационный подход

Выберем некоторую систему функций  $X_1(x), X_2(x), \dots$ , удовлетворяющих граничным условиям, и представим функцию формы  $f(x)$  в виде разложения в ряд по указанной системе функций, удерживая  $N_n$  членов ряда:

$$f(x) = \sum_{n=1}^{N_n} A_n X_n. \quad (14)$$

Будем использовать принцип Гамильтона-Остроградского в форме метода Ритца, согласно которому коэффициенты  $A_1, A_2, \dots, A_{N_n}$  входящие в представление (13), выбираются таким образом, чтобы минимизировать квадрат частоты:

$$\omega^2 = \frac{\int_0^l EI(x) \left( \frac{d^2 f(x)}{dx^2} \right)^2 dx}{\int_0^l m(x) f^2(x) dx} \rightarrow \min,$$

что будет выполняться, если

$$\frac{\partial}{\partial A_n} \int_0^l \left[ EI(x) \left( \frac{d^2 f(x)}{dx^2} \right)^2 - \omega^2 m(x) f^2(x) \right] dx = 0. \quad (15)$$

Таким образом, задача сводится к определению значений входящих в представление (14) постоянных  $A_1, A_2, \dots, A_{N_n}$  которые соответствовали бы минимальному значению интеграла. Уравнения, получающиеся из равенства (15), являются однородными и линейными относительно  $A_1, A_2, \dots, A_{N_n}$  и их число равно числу удерживаемых членов ряда  $N_n$ . Подставляя в выражение (15) представление для формы  $f(x)$  в виде (14) и приравнявая нулю определитель полученной системы уравнений, получим матричное уравнение для определения собственных частот  $\omega$ , которое представляет собой обобщённую алгебраическую проблему собственных значений:

$$|St - \omega^2 \cdot Mass| = 0, \quad (16)$$

где  $St$  и  $Mass$  матрицы с элементами вида

$$st_{pr} = \int_0^l B(x) \frac{d^2 X_p(x)}{dx^2} \frac{d^2 X_r(x)}{dx^2} dx, \quad mass_{pr} = \int_0^l m(x) X_p(x) X_r(x) dx. \quad (17)$$

Для каждого найденного из (16) значения  $\omega$  можно решить систему

$$(St - \omega^2 \cdot Mass)A = 0 \quad (18)$$

линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных постоянных  $A_1, A_2, \dots, A_{N_n}$ , сгруппированных в выражении (18) в виде вектора.

### 3. Дискретный подход

С увеличением сложности структуры исследуемого объекта, выбор координатных функций в представлении (14), приближенно описывающих колебания всей конструкции в целом, становится трудной задачей. В этой связи естественным является выбор координатных функций для отдельных областей конструкции. В этом заключается основная идея дискретного подхода. Координатные функции всей конструкции, необходимые для реализации метода Ритца, при таком подходе можно получить, если принять амплитудные перемещения вне рассматриваемого участка принимающими нулевые значения. Для формирования координатных функций будем выбирать области, содержащие два смежных участка, каждый из которых обладает однородными массовыми и жесткостными характеристиками. Указанные участки будем называть элементами.

#### 3.1. Аппроксимирующие функции отдельного элемента

Предположим, что перемещения всех сечений рассматриваемого участка балки полностью определяются поперечными перемещениями и углами поворота его концевых сечений. Тогда данный участок балки будет иметь четыре степени свободы. Координаты, соответствующие четырем степеням свободы обозначим через  $q_s$  ( $s = 1 \dots 4$ ). При этом смещения будем считать положительными, если они направлены вверх, а углы поворота – если они направлены против часовой стрелки.

Зададимся видами деформации элемента [2], соответствующими единичным значениям узловых смещений  $X_1(x)$ ,  $X_2(x)$ ,  $X_3(x)$ ,  $X_4(x)$  по аналогии с методом перемещений строительной механики [4]. При произвольных значениях  $q_s$  ( $s = 1 \dots 4$ ) амплитудное значение поперечного перемещения произвольной точки балочного элемента будет

$$f(x) = \sum_{s=1}^4 q_s \cdot X_s(x). \quad (19)$$

Выразим функций  $X_s(x)$  через балочные функции Крылова  $K_k(\lambda x)$ :

$$X_s(x) = \sum_{k=1}^4 C_{sk} \cdot K_k(\lambda x), \quad s, k = 1 \dots 4. \quad (20)$$

Исходя из принятых для элемента граничных условий, с учетом свойств балочных функций (4, 6), найдем выражения для всех четырех функций  $X_s(x)$  балочного элемента конструкции. Запишем граничные условия для первой аппроксимирующей функции:

$$X_1(0) = 1, \quad X_1'(0) = 0, \quad X_1(l) = 0, \quad X_1'(l) = 0.$$

Из 1-го и 2-го граничных условий получаем  $C_{11} = 1$ ,  $C_{12} = 0$ . Из 2-х последних граничных условий получим систему уравнений относительно неизвестных постоянных  $C_{13}$  и  $C_{14}$ :

$$\begin{cases} K_1(\lambda l) + C_{13}K_3(\lambda l) + C_{14}K_4(\lambda l) = 0, \\ \lambda(K_4(\lambda l) + C_{13}K_2(\lambda l) + C_{14}K_3(\lambda l)) = 0. \end{cases}$$

Вводя обозначение

$$C_0 = 1/[K_3^2(\lambda l) - K_2(\lambda l) \cdot K_4(\lambda l)], \quad (21)$$

и разрешая полученную систему уравнений относительно неизвестных постоянных, получим:

$$\begin{aligned} C_{13} &= C_0(K_4^2(\lambda l) - K_1(\lambda l) \cdot K_3(\lambda l)), \\ C_{14} &= C_0(K_1(\lambda l) \cdot K_2(\lambda l) - K_3(\lambda l) \cdot K_4(\lambda l)). \end{aligned}$$



Проводя аналогичные преобразования для трёх других функций, запишем:

$$\begin{bmatrix} X_1(x) \\ X_2(x) \\ X_3(x) \\ X_4(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & C_{13} & C_{14} \\ 0 & 1 & C_{23} & C_{24} \\ 0 & 0 & C_{33} & C_{34} \\ 0 & 0 & C_{43} & C_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1(\lambda x) \\ K_2(\lambda x) \\ K_3(\lambda x) \\ K_4(\lambda x) \end{bmatrix}, \quad (22)$$

$$\begin{bmatrix} X_1''(x) \\ X_2''(x) \\ X_3''(x) \\ X_4''(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & C_{13} & C_{14} \\ 0 & 1 & C_{23} & C_{24} \\ 0 & 0 & C_{33} & C_{34} \\ 0 & 0 & C_{43} & C_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_3(\lambda x) \\ K_4(\lambda x) \\ K_1(\lambda x) \\ K_2(\lambda x) \end{bmatrix}, \quad (23)$$

где  $C_0$  определяется выражением (21), а остальные коэффициенты вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} C_{13} &= C_0(K_4^2(\lambda l) - K_1(\lambda l) \cdot K_3(\lambda l)), & C_{14} &= C_0(K_1(\lambda l) \cdot K_2(\lambda l) - K_3(\lambda l) \cdot K_4(\lambda l)), \\ C_{23} &= C_0(K_2^2(\lambda l) - K_1(\lambda l) \cdot K_3(\lambda l)), & C_{24} &= C_0(K_1(\lambda l) \cdot K_4(\lambda l) - K_2(\lambda l) \cdot K_3(\lambda l)), \\ C_{33} &= C_0 \cdot K_3(\lambda l), & C_{34} &= -C_0 \cdot K_2(\lambda l), & C_{43} &= -C_0 \cdot K_4(\lambda l), & C_{44} &= C_0 \cdot K_3(\lambda l). \end{aligned} \quad (24)$$

### 3.2. Аппроксимирующие функции составной балки

Рассмотрим составную балку, состоящую из двух участков, имеющих однородные характеристики. Для удобства номер участка будем обозначать верхним индексом  $i$ .

Выражение (22) переписется в виде:

$$X_s^i(x) = \sum_{k=1}^4 C_{sk}^i \cdot K_k(\lambda x), \quad s = 1 \dots 4, \quad i = 1 \dots 3. \quad (25)$$

а (23) в виде

$$(X_s^i(x))'' = \sum_{k=1}^4 C_{sk}^i \cdot K_{k-2}(\lambda x), \quad s = 1 \dots 4, \quad i = 1 \dots 3. \quad (26)$$

Амплитудное значение поперечного перемещения произвольной точки  $i$ -го балочного элемента можно записать следующим образом  $f^i(x) = \sum_{s=1}^4 q_s^i \cdot X_s^i(x)$ .

Сопряжение первого и второго участков определяет следующие граничные условия  $f^1(l_1) = f^2(0)$ ,  $(f^1(l_1))' = (f^2(0))'$ , откуда

$$q_3^1 = q_1^2, \quad q_4^1 = q_2^2. \quad (27)$$

Учитывая (27), можно записать выражение для амплитудного перемещения произвольной точки составной балки:

$$f_s(x) = \sum_{u=1}^6 q_{s_u} \cdot X_{s_u}(x), \quad (28)$$

где  $q_{s_1} = q_1^1$ ,  $q_{s_2} = q_2^1$ ,  $q_{s_3} = q_3^1 = q_2^2$ ,  $q_{s_4} = q_4^1 = q_2^2$ ,  $q_{s_5} = q_1^2$ ,  $q_{s_6} = q_2^2$ ,

$$\begin{aligned} X_{s_1}(x) &= \begin{cases} X_1^1(x), & 0 \leq x \leq l_1 \\ 0, & l_1 \leq x \leq l_1 + l_2' \end{cases}, & X_{s_2}(x) &= \begin{cases} X_2^1(x), & 0 \leq x \leq l_1 \\ 0, & l_1 \leq x \leq l_1 + l_2' \end{cases} \\ X_{s_3}(x) &= \begin{cases} X_3^1(x), & 0 \leq x \leq l_1 \\ X_1^2(x - l_1), & l_1 \leq x \leq l_1 + l_2 \end{cases}, & X_{s_4}(x) &= \begin{cases} X_4^1(x), & 0 \leq x \leq l_1 \\ X_2^2(x - l_1), & l_1 \leq x \leq l_1 + l_2 \end{cases} \\ X_{s_5}(x) &= \begin{cases} 0, & 0 \leq x \leq l_1 \\ X_3^2(x - l_1), & l_1 \leq x \leq l_1 + l_2 \end{cases}, & X_{s_6}(x) &= \begin{cases} 0, & 0 \leq x \leq l_1 \\ X_4^2(x - l_1), & l_1 \leq x \leq l_1 + l_2 \end{cases} \end{aligned} \quad (29)$$

Для амплитудного значения угла поворота сечения произвольной точки составной балки:

$$(f_s(x))'' = \sum_{r=1}^6 q_{s_r} \cdot (X_{s_r}(x))'', \quad (30)$$

Решая уравнение (16) можно найти частоты колебаний составной балки. Для каждого найденного значения частоты, из системы уравнений (18) можно найти набор узловых перемещений  $q_{s_u}$ . Функции, аналогичные тем, что определяются выражением (29), вообще

говоря, могут быть составлены для любого числа участков. Однако, более удобной для численной реализации формой рассмотренного подхода является широко применяемый в настоящее время метод конечных элементов.

### 3.3. Матрицы масс и жесткостей

Используя известные представления функций Крылова через тригонометрические и гиперболические функции, раскладывая последние в степенные ряды [3]:

$$\begin{aligned} \cos(\lambda x) &= \sum_{n=0}^{\infty} (-1)^n \frac{(\lambda x)^{2n}}{(2n)!}, & \sin(\lambda x) &= \lambda \sum_{n=0}^{\infty} (-1)^n \frac{(\lambda x)^{2n+1}}{(2n+1)!}, \\ \operatorname{ch}(\lambda x) &= \lambda \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(\lambda x)^{2n}}{(2n)!}, & \operatorname{sh}(\lambda x) &= \lambda \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(\lambda x)^{2n+1}}{(2n+1)!}. \end{aligned} \quad (31)$$

и оставляя по два члена ряда, можно преобразовать коэффициенты (21) и (24). После подстановки преобразованных коэффициентов в (22), и получим выражения для аппроксимирующих функций:

$$\begin{aligned} X_1(\lambda x) &= 1 - \frac{3}{l^2} x^2 + \frac{2}{l^3} x^3 + \left( \frac{l^2}{6} \lambda^4 x^2 - \frac{l}{6} \lambda^4 x^3 \right), \\ X_2(\lambda x) &= \lambda x - \frac{2}{l} \lambda x^2 + \frac{1}{l^2} \lambda x^3, & X_3(\lambda x) &= \frac{3}{l^2} x^2 - \frac{2}{l^3} x^3 \\ X_4(\lambda x) &= -\frac{1}{l} \lambda x^2 + \frac{1}{l^2} \lambda x^3. \end{aligned} \quad (32)$$

Если элементы выбираются малыми, то в выражении для функции  $X_1(x)$  последние два слагаемых можно отбросить. Если к тому же принять в выражениях (32)  $\lambda = 1$ , мы придем к аппроксимирующим функциям, принятым в [2]. Определяя их вторых производные, и интегралы (17), мы получим выражения для определения элементов матриц, называемых согласованными матрицами массы и жесткости конечного элемента. Указанные матрицы для элемента, каждый узел которого обладает двумя степенями свободы, будут иметь вид:

$$Mass = \frac{l_i m_i}{7} \begin{bmatrix} \frac{13}{5} & \frac{11l_i}{30} & \frac{9}{10} & -\frac{13l_i}{60} \\ \frac{11l_i}{30} & \frac{l_i^2}{15} & \frac{13}{60} l_i & -\frac{l_i^2}{29} \\ 9 & \frac{13l_i}{60} & \frac{13}{5} & -\frac{11l_i}{30} \\ \frac{70}{60} & \frac{13l_i}{20} & -\frac{11l_i}{30} & \frac{l_i^2}{15} \end{bmatrix}, \quad St = \frac{b_i}{l_i^3} \begin{bmatrix} 12 & 6l_i & -12 & 6l_i \\ 6l_i & 4l_i^2 & -6l_i & 2l_i^2 \\ -12 & -6l_i & 12 & -6l_i \\ 6l_i & 2l_i^2 & -6l_i & 4l_i^2 \end{bmatrix}, \quad (33)$$

Выводя матрицы массы и жесткости элемента с произвольными характеристиками при проведении расчёта с использованием согласованных матриц (COUPLED-постановка) в программном комплексе Nastran и производя проверочный расчёт по формулам (33) можно убедиться, что для этого типа расчёта используются матрицы в форме (33).

Несо согласованные матрицы, которые применяются в Nastran по умолчанию, имеют более простой вид (матрица масс – диагональный, матрица жесткости – симметричный). Рассмотрим влияние выбора типа матрицы а также дискретности модели при конечно-элементном моделировании на результаты расчёта. Для этого проведем расчёт собственных форм и частот трёхступенчатой балки с параметрами, приведенными в табл. 1 методом начальных параметров, который примем в качестве точного метода, а также методом конечных элементов в согласованной и несо согласованной постановке.

Табл. 1 – Исходные данные для трёхступенчатой балки

Номер участка	Длина (l), м	Изгибная жесткость (B), кг·Н/м	Погонная масса m(x), кг/м
1	0.4	58.33	0.270
2	0.3	29.87	0.216
3	0.3	12.60	0.162

Результаты расчета форм колебаний для трёх, шести и тридцати конечных элементов приведены на рис. 2. При этом значения для форм колебания, полученных методом конечных элементов, при разбиении балки на тридцать участков практически полностью совпадают со значениями, полученными методом начальных параметров, и по этой причине последние на рисунке не приводятся.

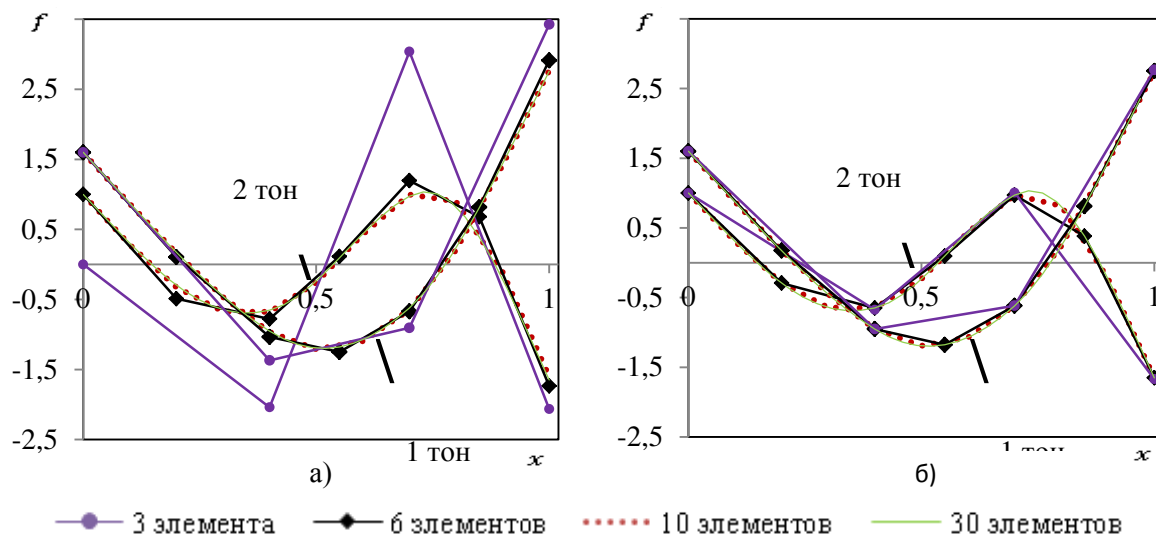


Рис. 2 – Результаты расчёта форм собственных колебаний:  
а) в согласованной постановке; б) в несогласованной постановке.

Табл. 2 – Результаты расчета угловой частоты методом конечных элементов

	Несогласованная постановка					Согласованная постановка		
	3	6	10	30	100	3	6	10
1 тон	194.0 (27.1%)	242.0 (9.1%)	258.0 (3.1%)	265.3 (0.3%)	266.0 (0.1%)	266.7 (0.2%)	266.2 (0.0%)	266.1 (0.0%)
2 тон	503.8 (29.3%)	622.0 (12.7%)	674.0 (5.4%)	708.4 (0.6%)	711.7 (0.1%)	717.3 (0.7%)	713.4 (0.1%)	712.3 0.0%
3 тон	863.4 (39.2%)	1170 (17.7%)	1321 (7.0%)	1410 (0.8%)	1419 (0.1%)	1603 (12.9%)	1427 (0.5%)	1421 0.0%

В табл. 2 приведены результаты расчёта собственных частот, а также погрешности, относительно значений, полученных с помощью расчёта по методу начальных параметров.

Отметим в заключении, что если при определении элементов матриц масс и жесткостей с помощью (17) воспользоваться непосредственно выражениями (22-24), то мы получим выражения для элементов частотно-зависимых матриц и жесткостей динамического конечного элемента [7], применение которого в соответствии с [7], позволяет увеличить точность расчётов и уменьшить необходимую степень дискретизации модели. При этом вместо обобщённой алгебраической проблемы собственных значений вида (16), к которой мы приходим всегда при применении дискретного подхода, мы придём к трансцендентному уравнению вида (13), что говорит о том, что в данном случае мы имеем дело с континуальным подходом, и название «конечный элемент», выбранное автором является весьма условным. При этом вычислительные преимущества дискретного подхода, теряют

свою силу, а матричная форма является одной из возможных форм представления уравнений континуального подхода.

В случае необходимости увеличить точность расчёта в рамках дискретного (конечно-элементного) подхода без изменения числа применяемых элементов, если применение согласованных матриц, рассмотренных в настоящей работе не даёт желаемого результата, может быть рассмотрена возможность введения специальных конечных элементов, содержащих дополнительные динамические степени свободы по аналогии с подходом, рассмотренным в работе [6]. Такой подход позволит учесть внутренние динамические свойства элемента путём сравнительно незначительного возрастания размерности модели, сохранив преимущества конечно-элементного метода.

#### **Выводы:**

Приведенные в работе результаты расчётов, полученные в рамках дискретного (конечно-элементного) подхода с применением несогласованных матриц, показывают, что при моделировании конструкции недостаточным числом элементов значения форм колебаний имеют недопустимую погрешность даже в узловых точках.

Точность расчёта форм в узловых точках при использовании согласованных матриц является достаточно высокой даже при минимальном разбиении конструкции на элементы. Точность расчёта частот при этом является удовлетворительной только для двух низших тонов колебаний. Таким образом, степень потребной дискретизации модели при моделировании методом конечных элементов определяется в первую очередь интересующим расчетчиком частотным диапазоном, а не физическими параметрами исследуемой системы.

При использовании континуального подхода, напротив, число участков на которые разбивается конструкция, определяется исключительно распределением массовых и жесткостных параметров конструкции.

Альтернативным методом увеличение точности в рамках дискретного подхода может стать учёт динамических степеней свободы конечных элементов.

#### **Библиографический список:**

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad. М.: Машиностроение, 2013. 296 с.
2. Бидерман В.Л. Теория механических колебаний: Учебник для вузов. М.: Высш. школа, 1980. 480 с.
3. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. М.: Наука, 1981. 720 с.
4. Шакирзянов Р.А. Краткий курс лекций по строительной механике: Учебное пособие. – Казань: КГАСУ, 2010. – 115 с.
5. Кармишин А.В., Лиходед А.И., Паничкин Н.Г., Сухинин С.Н. Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций. М.: Машиностроение, 2007. 480 с.
6. Авраменко А.А., Малыхина О.И. Метод Рэлея — Ритца и метод начальных параметров в задаче расчета динамических характеристик составных упругих конструкций балочного типа // Вестник Сам. ун-та. Естественнонаучная серия. 2019. Т. 25. № 1. С. 44–56.
7. Цуканова Е.С., Кеглин Б.Г. Динамический конечный элемент // Вестник Брянского государственного технического университета. 2013. – №3(39). С. 69-78.

#### **Информация об авторах:**

**Малыхина Ольга Игоревна**, инженер-конструктор I категории, АО РКЦ «Прогресс», 443009, Россия, г. Самара, ул. Земеца, 18

Область научных интересов: динамика упругих механических систем.

# CONTINUOUS AND DISCRETE APPROACH TO DETERMINING BEAM MODEL DYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE LAUNCH VEHICLE

©2021 O. I. Malykhina

JSC «SRC «Progress», Samara

The article considers the main approaches to determining the forms and frequencies of bending vibrations of beam structures using direct beams with a piecewise-uniform distribution of mass and stiffness characteristics. The fundamental relationships of the continuum approach are given. Based on the Ritz variational method, consistent matrices of mass and stiffness of the beam finite element are obtained. Using the results obtained using the continuum approach as exact values, we studied the solutions obtained using consistent and inconsistent mass and stiffness matrices of the finite element method.

*Keywords: launch vehicle, dynamic characteristics, Ritz method, rigidity matrix, matrix of masses, method of final elements, dynamic final element*

## References:

1. Kirilin A.N., Akhmetov R. N., Sollogub A.V. Design, dynamics and motion stability of launch vehicles: Methods, models, algorithms, programs in the environment of MathCad. M.: Mechanical engineering, 2013. 296 pages.
2. Biderman V. L. Theory of mechanical oscillations: The textbook for higher education institutions. M.: Vyssh. school, 1980. 480 pages.
3. Bronstein I.N., Semendyaev K.A. The reference book on mathematics for engineers and pupils of technical colleges. M.: Science, 1981. 720 pages.
4. Shakirzyanov R. A. Short course of lectures on construction mechanics: Manual. – Kazan: KGASU, 2010. – 115 pages.
5. Karmishin A.V., Likhoded A.I., Panichkin N. G., Sukhinin S. N. Bases of working off of durability of space-rocket designs. M.: Mechanical engineering, 2007. 480 pages.
6. Avramenko A.A., Malykhina O.I. Metod Releya — Ritz and method of initial parameters in problem of calculation of dynamic characteristics of composite elastic constructions of the beam Type // Messenger. un-that. Natural-science series. 2019. T. 25. No. 1. Page 44-56.
7. Tsukanova E.S., Keglin B. G. Dinamichesky final element // Messenger of Bryansk state technical university. 2013. – No. 3(39). Page 69-78.

## About the authors:

**Malykhina Olga Igorevna**, design engineer of the I category, JSC «SRC «Progress», 443009, Russia, Samara, Zemetsa st. 18.

Area of scientific interests: dynamics of elastic mechanical systems.

## ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2021 Н.Р. Стратилатов, С.С. Раубе, А.В. Никитин

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В настоящей работе рассматривается проект малого космического аппарата для дистанционного зондирования Земли. Разрабатываемый космический аппарат предполагается применять для получения стереоскопических снимков поверхности Земли, которые в свою очередь позволяют сформировать цифровую модель рельефа рассматриваемого участка местности. Особенностью космического аппарата является то, что в состав целевой аппаратуры входят две оптико-электронные камеры, установленные под определённым углом, которые позволяют получать стереопары изображений земной поверхности. При этом обеспечивается получение маршрутов стереосъёмки большой протяжённости. В статье приведён проектный облик малого космического аппарата, его назначение, решаемые задачи, основные характеристики, состав целевой и обеспечивающей аппаратуры, средства выведения и формирования рабочей орбиты.

*Малый космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, стереоскопическая съёмка, оптико-электронная аппаратура*

### Введение

В настоящее время широкое применение во всём мире получили космические системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на базе малых космических аппаратов (МКА). Информация, получаемая с таких аппаратов, используется для решения задач мониторинга окружающей среды в различных областях, таких как картографирование, землеустройство, контроль загрязнения окружающей среды, сельское хозяйство, поиск полезных ископаемых, лесозаготовка, контроль заповедных районов, мониторинг чрезвычайных ситуаций и другие.

За прототип для создания МКА ДЗЗ для стереоскопической съёмки был взят опытно-технологический МКА «Аист-2Д». МКА «Аист-2Д» включает в себя инновационную аппаратуру для наблюдения поверхности Земли, а также научную аппаратуру для изучения околоземного космического пространства и его влияния на приборный состав, материалы и покрытия конструкции платформы. На борту МКА размещена оптико-электронная аппаратура высокого разрешения «Аврора». Особенностью этого МКА является также то, что вся бортовая аппаратура, включая оптико-электронный комплекс, разработана и изготовлена в России, преимущественно на отечественной электронно-компонентной базе.

В ходе летных испытаний космического комплекса «Аист-2» была подтверждена работоспособность космической платформы МКА «Аист-2Д» при подготовке к пуску, во время пуска, при управлении в полете и получении целевой и научной информации. Бортовая аппаратура платформы МКА успешно обеспечила решение задач управления, баллистического и навигационного обеспечения МКА, контроль функционирования целевой, научной и бортовой аппаратуры МКА совместно с наземными средствами управления и приёма и обработки информации, снабжение электроэнергией, поддержание теплового режима МКА. Таким образом, платформу МКА «Аист-2Д» целесообразно использовать в качестве прототипа для разработки нового перспективного МКА ДЗЗ для стереоскопической съёмки.

### Назначение и основные характеристики

Разрабатываемый МКА ДЗЗ предназначен для получения панхроматических, перекрывающихся конвергентных (стереоскопических) изображений и цветных (спектрозональных) изображений земной поверхности, доставки полученной на борту целевой информации по радиолинии на наземные пункты приема информации.

Основное назначение создаваемого МКА – съёмка поверхности Земли для получения стереоскопических снимков. Стереопара космических снимков, то есть два смежных перекрывающихся изображения одного участка, полученные с двух различных точек съёмки, позволяют сформировать цифровую модель рельефа, с помощью которой можно определять высоту объектов рельефа отснятого участка местности с высокой точностью. Информация, получаемая с МКА обеспечит возможность формирования трёхмерных топографических карт.

Задачами, решаемыми на основе информации с МКА являются: получение информационных данных для формирования стереоскопических снимков; создание цифровых моделей рельефа; получение высотной информации о рельефе и объектах земной поверхности; получение информационных данных для создания и обновления карт; обеспечение актуальными данными ДЗЗ органов государственной власти, местного самоуправления и предприятий различных форм собственности; мониторинг чрезвычайных ситуаций.

Общий вид МКА ДЗЗ для стереоскопической съёмки приведён на рис. 1.

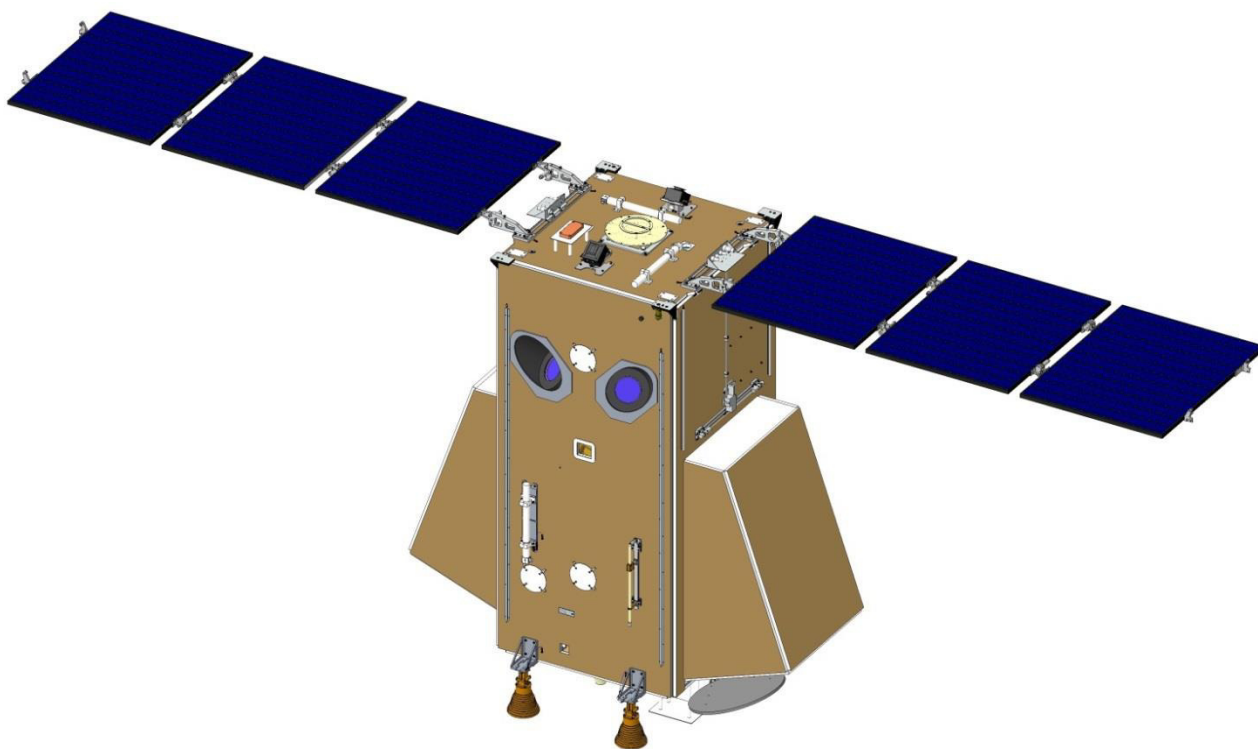


Рис. 1. Общий вид МКА ДЗЗ для стереоскопической съёмки

Основные характеристики МКА для стереоскопической съёмки приведены в табл. 1.

Табл. 1 – Основные характеристики МКА для стереоскопической съёмки

Основные технические характеристики	
Параметры рабочей орбиты: - средняя высота, км - тип орбиты	400-450 солнечно- синхронная
Линейное разрешение на местности: - при съёмке в надир в панхроматическом диапазоне (в узких спектральных диапазонах), м - при стереосъёмке в панхроматическом диапазоне (в узких спектральных диапазонах), м	1,9 (5) 2,1 (6,5)
Полоса захвата при съёмке в надир, км	не менее 27
Производительность одного МКА в сутки: - для одного пункта приёма информации при съёмке в обзорном режиме (при стереосъёмке), млн. км <sup>2</sup> - для 5 пунктов приёма информации при съёмке в обзорном режиме (при стереосъёмке), млн. км <sup>2</sup>	не менее 0,2 (0,1) не менее 0,8 (0,3)
Скорость передачи целевой информации на наземный пункт приема, Мбит/с	не менее 500
Срок активного существования, год	не менее 5
Масса МКА, кг	не более 900

### Состав бортовой аппаратуры

Основными принципами при проектировании МКА для стереоскопической съёмки являлись выполнение целевой задачи с требуемыми характеристиками, минимизация сроков и стоимости создания МКА, а также использование научно-технического задела АО РКЦ «Прогресс», созданного при разработке космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Исходя из этого большая часть бортовой аппаратуры была заимствована с МКА «Аист-2Д».

В состав целевой аппаратуры была добавлена вторая оптико-электронная аппаратура «Аврора» для обеспечения стереоскопической съёмки и установлено запоминающее устройство с увеличенным объёмом памяти. Бортовая система контроля и управления заимствована с доработками. Часть приборов системы управления движением заменены на более перспективные. В составе системы электропитания применяется аккумуляторная батарея повышенной ёмкости. Система обеспечения теплового режима дорабатывается с учётом обновлённого состава бортовой аппаратуры и изменения конструкции корпуса МКА. Кроме того, в состав космического аппарата вводится система коррекции для проведения манёвров формирования и поддержания рабочей орбиты. В состав системы коррекции входит тяговый модуль с двигателем СПД-70.



### Выведение и формирования рабочей орбиты

Выведение МКА предполагается на ракете-носителе «Союз-2» с космодрома «Восточный». Энергетические возможности ракеты-носителя, а также малые габаритные размеры и масса МКА, позволяют производить запуск двух МКА одновременно. Размещение двух МКА под головным обтекателем ракеты-носителя «Союз-2» приведено на рис. 2.

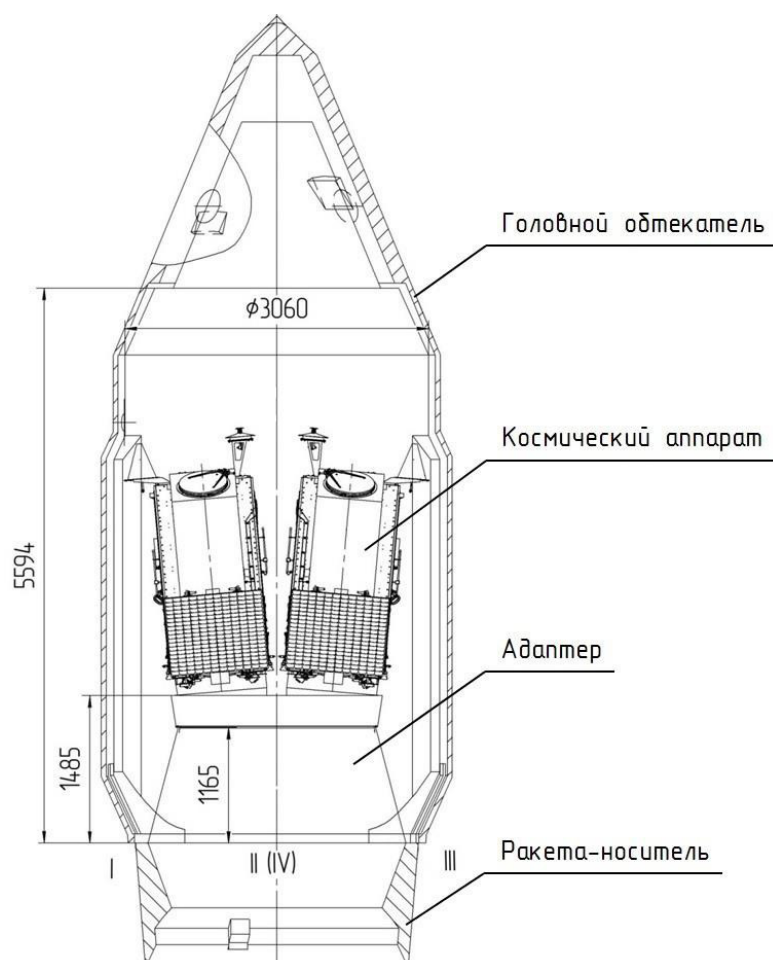


Рис. 2. Размещение двух МКА под головным обтекателем

На орбите выведения происходит отделение двух МКА от адаптера ракеты-носителя. После этого проводится манёвр формирования рабочей орбиты средствами системы коррекции космических аппаратов.

### Заключение

В настоящей работе был сформирован проектный облик перспективного, современного отечественного МКА ДЗЗ для стереоскопической съемки. Была подтверждена возможность создания космического аппарата для стереоскопической съемки с заданными целевыми характеристиками.

Разработан проектный облик МКА, описаны решаемые задачи, определены основные характеристики и состав целевой и обеспечивающей аппаратуры, подобраны средства выведения.

Особенностью разработанного космического аппарата является то, что в состав целевой аппаратуры входят две оптико-электронные камеры, установленные под определённым углом, которые позволяют получать стереопары изображений земной поверхности. При этом обеспечивается получение маршрутов стереосъёмки большой протяжённости.

Разработанный проект МКА для стереоскопической съемки по основным характеристикам находится на уровне зарубежных космических аппаратов. Разработка отечественного перспективного МКА для стереоскопической съёмки и развертывание

орбитальной группировки на его основе соответствует основным мировым тенденциям развития космических средств ДЗЗ.

#### **Библиографический список:**

1. Малышев В.В. «Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление» - М.: Издательство МАИ, 2000. – 586 с.
2. Бакланов А.И. Системы наблюдения и мониторинга [Текст]: учеб. пособие / А.И. Бакланов. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009. – 234 с.
3. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. [Текст]: учеб. пособие, Самара: Изд-во Самар. ун-т, 2020. – 468 с.
4. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.: илл. / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов, С.И. Ткаченко, А.И. Бакланов, В.В. Салмин, Н.Д. Семкин, И.С. Ткаченко, О.В. Горячкин.
5. Космическое аппаратостроение: научно-технические разработки АО «РКЦ «Прогресс» / Кирилин А. Н., Аншаков Г. П., Ахметов Р. Н., Сторож А. Д.; под ред. А.Н. Кирилина. Самара: 2017. – 376 с.
6. Разработка систем космических аппаратов / под ред. П. Фортестья, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. М.: Альпина Паблишер, 2015. 765 с.
7. Синявский В. В., Тютюкин А. Е., Уртминцев И. А., Мосин Д. А., Левандович А. В. Двигательные установки космических летательных аппаратов: в 2 ч. Ч. 2: Электроракетные двигатели и двигательные установки на их основе / под ред. проф. В. В. Синявского. СПб.: Изд-во ВКА имени А. Ф. Можайского, 2015. 131 с.
8. Куренков В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, А.Г. Прохоров. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

#### **Информация об авторах:**

**Стратилатов Николай Ремирович**, кандидат технических наук, начальник отделения проектных и научно-исследовательских разработок космических комплексов и космических аппаратов АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Самара, ул. Земеца, 18, телефон 8 (846) 228-67-81, email: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru), область научных интересов: разработка космических аппаратов, комплексов и систем различного назначения.

**Раубе Сергей Станиславович**, начальник головного проектно-конструкторского отдела по космическим системам, комплексам и аппаратам АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Самара, ул. Земеца, 18, телефон 8 (846) 228-98-03, email: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru), область научных интересов: разработка космических аппаратов, комплексов и систем различного назначения.

**Никитин Александр Викторович**, ведущий инженер-конструктор АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Самара, ул. Земеца, 18, телефон 8 (846) 228-55-37, email: [alex.nik.job@gmail.com](mailto:alex.nik.job@gmail.com), область научных интересов: разработка космических систем и комплексов на базе малых космических аппаратов.

# THE PROJECT OF A SMALL SATELLITE FOR REMOTE SENSING OF THE EARTH

©2021 N.R. Stratilatov, S.S. Raube, A.V. Nikitin

JSC «SRC «Progress», Samara

In this work the project of the small spacecraft for remote sensing of Earth is considered. The developed spacecraft is supposed to be used to receipt of stereoscopic pictures of the Earth's surface which in turn allow to create digital model of a relief of the considered district section. Feature of the spacecraft is that two optical-electronic cameras mounted under a certain corner which allow to receive stereo pairs of images of a terrestrial surface are a part of the target equipment. At the same time it is provided routes in the stereomode of the big size. The project appearance of the small spacecraft, its assignment, solvable tasks, the main characteristics, structure of the target and providing equipment, means of removal and forming of a working orbit is given in article.

Small spacecraft, remote sensing of Earth, stereoscopic shooting, optical-electronic equipment

## References:

1. Malyshev V.V. "Satellite monitoring systems. The analysis, synthesis and management" - M.: MAI publishing house, 2000. – 586 pages.
2. Baklanov A.I. Systems of supervision and monitoring [Text]: studies benefit / A.I. Baklanov. – M.: BINOM. Laboratory of knowledge, 2009. – 234 pages.
3. Kurenkov V. I. Bases of design of spacecrafts of optical-electronic supervision of the Earth's surface. [Text]: studies benefit, Samara: Publishing house SSAU, 2020. – 468 pages.
4. Technology small AIST-2D spacecraft. – Samara: Publishing house SamNZ RAN, 2017. – 324 pages: silt. / A.N. Kirilin, R. N. Akhmetov, E.V. Shakhmatov, S. I. Tkachenko, A.I. Baklanov, V. V. Salmin, N. D. Semkin, I.S. Tkachenko, O. V. Goryachkin.
5. Creation of spacecrafts: scientific and technical developments of JSC Progress rocket and space Centre / Kirilin A. N., Anshakov G. P., Akhmetov R. N., A. D. Storog; under the editorship of A.N. Kirilin. Samara: 2017. – 376 pages.
6. Development of systems of spacecrafts / under the editorship of P. Fortescue, G. Suaynerd, D. Starck; The Lane with English M.: Alpina Pablsher, 2015. 765 pages.
7. Sinyavsky V. V., Tyutyukin A. E., Urtmintsev I. A., Mosin D. A., Levandovich A. V. Propulsion systems of space aircraft: in 2 h the P. 2: Electrical rocket engines and propulsion systems on their basis / under the editorship of the prof. V. V. Sinyavsky. SPb.: VKA publishing house of a name A. F. Mozhaysky, 2015. 131 pages.
8. Kurenkov V. I. Technique of the choice of the main project characteristics and constructive appearance of spacecrafts of supervision: studies benefit / V. I. Kurenkov, V. V. Salmin, A.G. Prokhorov. – Samara: Publishing house SSAU, 2007. – 160 pages.

## About the authors:

**Stratilatov Nikolay Remirovich**, candidate of the technical sciences, the head of the design department of space systems and complexes of JSC «RSC «Progress», 443009, Russia, Samara, st. Zemeca 18, phone 8 (846) 228-67-81, email: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru), area of research: development of space satellite, space systems and complexes.

**Raube Sergey Stanislavovich**, the chief of head design department of space systems and complexes of JSC «RSC «Progress», 443009, Russia, Samara, st. Zemeca 18, phone 8 (846) 228-98-03, email: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru), area of research: development of space satellite for remote sensing of the Earth and scientific research

**Nikitin Alexander Viktorovich**, leading design engineer of JSC «RSC «Progress», 443009, Russia, Samara, st. Zemeca 18, phone 8 (846) 228-55-37, email: [alex.nik.job@gmail.com](mailto:alex.nik.job@gmail.com), area of research: development space systems and complexes based on small satellites.

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 2: Космическое зондирование Земли,  
методы и средства**

## **КОНЦЕПЦИЯ К КЛАССИФИКАЦИИ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ХАРАКТЕРИСТИК СКВОЗНОГО ВИДЕОТРАКТА**

© 2021 С.М. Ларионов

ФГБОУ ВО Рязанский государственный радиотехнический университет  
имени В.Ф. Уткина (РГРТУ), г. Рязань

Рассматривается концепция к классификации гиперспектральных изображений от систем дистанционного мониторинга Земли из космоса с использованием характеристик сквозного видеотракта.

*Мониторинг Земли из космоса, классификация изображений, гиперспектральные изображения, сквозной видеотракт.*

На сегодняшний день дистанционный мониторинг Земли из космоса является одной из передовых отраслей научных исследований, результаты которых находят применение в различных направлениях: картография, метеорология, лесное и сельское хозяйство, геология и многие другие. В последние десятилетия активное развитие получило такое направление дистанционного зондирования, как гиперспектральная съемка. Гиперспектральная съемка дает возможность получить подробную спектральную информацию. Поэтому гиперспектральные спутниковые снимки позволяют эффективно решать проблему классификации объектов подстилающей поверхности.

В научном сообществе исследователей, занимающихся гиперспектральными изображениями, широкое распространение получили обучаемые подходы к классификации [1]. Для применения таких подходов необходимы обучающие выборки, качество, объем и разнообразие которых непосредственно влияют на точность классификации. Обучающие выборки состоят из гиперспектральных изображений и соответствующих эталонов классификации. Качество разметки эталонов классификации зависит от оценки оператором принадлежности каждого элемента изображения какому-либо классу. Получение достаточного объема обучающих изображений является трудоемким процессом. Сложно сформировать выборку, обладающую широким разнообразием обучающих спектров. Предлагается решение проблемы получения выборок для обучения классификаторов путем математического моделирования.

Излучение, отраженное от объектов подстилающей поверхности, до момента регистрации в виде дискретных значений в соответствующих спектральных каналах изображения претерпевает ряд искажений под действием составляющих сквозного видеотракта: атмосферные искажения и искажения, связанные с неидеальностью передаточной функции датчика изображений, установленного на спутнике. Предлагается концепция к классификации гиперспектральных изображений с использованием характеристик сквозного видеотракта. Концепция заключается в использовании баз эталонных спектральных характеристик (например, USGS Digital Spectral Library, JPL (Jet Propulsion Lab) spectral library, Johns Hopkins University Spectral Library, ASTER spectral library, IGCP264 Spectral Library) [2], моделей атмосферы (например, 6S, MODTRAN, RT3, SHARM, опорные таблицы Колсона, численное моделирование методом Монте-Карло) [3] и датчика [4]. Использование баз эталонных спектральных характеристик дает возможность получить большое число обучающих классов объектов. Варьирование параметров моделей атмосферы и датчика позволяет моделировать возможные искажения спектров, как следствие, получить разнообразные спектральные характеристики, соответствующие одному и тому же классу объектов. Априорная разметка эталонов классификации избавляет от ошибок оператора при отнесении элементов обучающего изображения к тому или иному

классу. Автоматизация процесса формирования выборок позволяет получить достаточный объём обучающих образцов.

Заключительным этапом предлагаемого подхода является выбор обучаемого классификатора, его структуры (например, выбор структуры нейронной сети), обучение на полученной выборке, тестирование на модельных и натуральных изображениях.

### Библиографический список

1. Advances in Hyperspectral Image and Signal Processing: A Comprehensive Overview of the State of the Art. / P. Ghamisi, N. Yokoya, J. Li, W. Liao, S. Liu, J. Plaza, B. Rasti, A. Plaza // IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine. 2017. V. 5. Iss. 4. P. 37–78.

2. Черепанов, А. Спектральные библиотеки - источники данных по спектрам [Электронный ресурс] / А. Черепанов // GIS-LAB [сайт].[2009]. URL: <https://gis-lab.info/qa/spectrum-lib.html> (дата обращения: 07.06.2021).

3. Спутниковое картографирование растительного покрова России / Барталев С.А., Егоров В.А., Жарко В.О., Лупян Е.А., Плотников Д.Е., Хвостиков С.А., Шабанов Н.В. // М.: ИКИ РАН. 2016. 208 с.

4. Шовенгердт, Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений / Р.А. Шовенгердт // М.: Техносфера. 2010. с. 560.

### Информация об авторах

Ларионов Сергей Михайлович аспирант 1 курса, младший научный сотрудник научно-исследовательского института обработки аэрокосмических изображений «Фотон» РГРТУ, ФГБОУ ВО Рязанский государственный радиотехнический университет имени В.Ф. Уткина (РГРТУ), Россия, 390005, г. Рязань, ул. Гагарина, 59/1, телефон (4912) 72-03-72. Область научных интересов: классификация гиперспектральных изображений.

## THE CONCEPT TO THE HYPERSPECTRAL IMAGES CLASSIFICATION USING THE END-TO-END VIDEO PATH CHARACTERISTICS

© 2021 S.M. Larionov

Ryazan State Radio Engineering University named after V.F. Utkin (RSREU), Ryazan

The concept to the classification of hyperspectral images from systems for Earth remote monitoring from space using the end-to-end video path characteristics is discussed.

*Earth remote monitoring from space, images classification, hyperspectral images, end-to-end video path.*

### References

1. Advances in Hyperspectral Image and Signal Processing: A Comprehensive Overview of the State of the Art. / P. Ghamisi, N. Yokoya, J. Li, W. Liao, S. Liu, J. Plaza, B. Rasti, A. Plaza // IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine. – 2017. – Vol. 5, Iss. 4 – P. 37–78.

2. Cherepanov, A. Spectral libraries - sources of data on spectra (Spektralnye biblioteki – istochniki dannyh po spektram по спектрам) [Electronic resource] / A. Cherepanov // GIS-LAB [website].[2009]. URL: <https://gis-lab.info/qa/spectrum-lib.html> (date of the request: 07.06.2021). (In Russ.)

3. Land cover mapping over Russia using Earth observation data / Bartalev S.A., Egorov V.A., Zharko V.O., Loupian E.A., Plotnikov D.E., Khvostikov S.A., Shabanov N.V. // Moscow: . Russian Academy of Sciences' Space Research Institute. 2016. 208 p. (In Russ.)

4. Schowengerdt, R.A. Remote sensing. Models and Methods for Image Processing / R.A. Schowengerdt // Moscow.: Tehnosfera. 2010. 560 p. (In Russ.)

### About the authors

**Larionov Sergey Mihailovich**, 1 course postgraduate student, junior researcher of scientific-research institute «Photon» of RSREU, Ryazan State Radio Engineering University named after V.F. Utkin (RSREU), Russia, 390005, Ryazan, Gagarina str., 59/1, ph. (4912) 72-03-72. Area of research: hyperspectral image classification.

## УНИВЕРСАЛЬНАЯ СИСТЕМА УДАЛЁННОГО ДОСТУПА К ДАННЫМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ (ГЕОПОРТАЛ)

© 2021 А.Е. Кузнецов, А.М. Кочергин, С.А. Ларюков

ФГБОУ ВО «Рязанский государственный радиотехнический университет  
имени В.Ф. Уткина» (РГРТУ), г. Рязань

Рассматриваются функциональные возможности универсальной системы удалённого доступа к данным дистанционного зондирования Земли.

*Ключевые слова:* геопортал, дистанционное зондирование Земли.

Сегодня использование геоданных и геоинформационных технологий прочно вошло в повседневную жизнь. Данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) широко используются для мониторинга чрезвычайных ситуаций, контролирования хода строительства объектов инфраструктуры, оценки экологической обстановки, составления прогнозов погоды, лесного и сельского хозяйства, уточнения карт местности.

В настоящее время в НИИ «Фотон» РГРТУ ведётся разработка универсальной системы удалённого доступа пользователей к данным ДЗЗ — геопортала спутниковых снимков. Разрабатываемый геопортал реализует широкий набор функциональных возможностей.

Одной из основных функций системы является поиск архивных снимков. Разработана универсальная модульная система виртуального электронного каталога, представляющая из себя объединённый архив данных ДЗЗ, полученный от нескольких поставщиков спутниковых снимков с различных космических аппаратов с разнотипным принципом построения изображений. WEB-интерфейс геопортала [1] предоставляет пользователям возможность указывать атрибуты для поиска интересующих изображений, в том числе наносить прямоугольный и произвольный регионы интереса, загружать регион интереса из Shape-файла, а также сохранять регион интереса в личный кабинет.

Для найденных в электронном каталоге архивных изображений в WEB-портале реализована функция составления задания на обработку. Пользователям геопортала доступен выбор уровня обработки изображений, параметров системы координат, разрешения выходного продукта, цвета фона и метода интерполяции.

Геопортал осуществляет хранение и визуализацию обработанных изображений. Пользователи системы имеют доступ к следующему функционалу:

1. нанесение доступных изображений на многослойную картографическую основу;
2. одновременное нанесение нескольких снимков;
3. управление прозрачностью изображений;
4. изменение порядка нанесённых снимков;
5. управление доступным дисковым пространством.

Отличительной особенностью WEB-портала является возможность одновременного нанесения на картографическую основу видеоданных, полученных со сканерных, кадровых и радиолокационных съёмочных устройств.

Другой важной функцией геопортала является предоставление интерфейса для составления заявки на новую съёмку. При формировании заявки пользователям доступно указание региона, временного интервала, разрешения и условий съёмки.

Личный кабинет потребителей данных ДЗЗ осуществляет контроль над полным циклом выполнения заявок и заданий, хранение информации по сохранённым регионам интереса и векторным объектам, обеспечение обратной связи с поставщиком данных посредством электронных сообщений, хранение информации о профиле пользователя, а также организацию совместной работы при объединении пользователей в группы.

Также геопортал предоставляет интерфейс автоматического мониторинга территорий в режиме реального времени. Данная функция реализуется в автоматическом режиме. Пользователь указывает регион поиска и критерии интересующих изображений, а система автоматически отслеживает появление в каталоге новых спутниковых снимков, удовлетворяющих заданным критериям, и отображает их в браузере без дополнительных действий со стороны пользователя.

Инструментальные средства геопортала предоставляют функции измерения расстояний, площадей и географических координат, контрастирования изображений, синтеза каналов, измерения яркостей, паншарпенинг, а также нанесение и редактирование векторных объектов.

В настоящее время геопортал развёрнут в демо-эксплуатационном режиме. Ознакомиться с представленными функциональными возможностями можно по адресу <https://gis-portal.net>.

### Библиографический список

1. Система удалённого доступа к данным дистанционного зондирования Земли (Геопортал) [Электронный ресурс] URL: <https://gis-portal.net>. Дата обращения: 08.06.2021.

### Информация об авторах

**Кузнецов Алексей Евгеньевич**, д.т.н., первый зам. директора НИИ «Фотон» РГРТУ, 390005, Россия, г. Рязань, ул. Гагарина, 59/1, т. (4912) 72-03-72, [foton@rsreu.ru](mailto:foton@rsreu.ru). Область научных интересов: цифровая обработка изображений.

**Кочергин Андрей Михайлович**, к.т.н., с.н.с. НИИ «Фотон» РГРТУ, 390005, Россия, г. Рязань, ул. Гагарина, 59/1, т. (4912) 72-03-72, [foton@rsreu.ru](mailto:foton@rsreu.ru). Область научных интересов: цифровая обработка изображений.

**Ларюков Семён Анатольевич**, магистр информатики и вычислительной техники, инженер НИИ «Фотон» РГРТУ, 390005, Россия, г. Рязань, ул. Гагарина 59/1, т. (4912) 72-03-72, [foton@rsreu.ru](mailto:foton@rsreu.ru). Область научных интересов: цифровая обработка изображений.

## UNIVERSAL SYSTEM OF CONSUMER ACCESS TO THE EARTH REMOTE SENSING DATA (GEOPORTAL)

© 2021 A.E. Kuznetsov, A.M. Kochergin, S.A. Laryukov

Ryazan State Radio Engineering University named after V.F. Utkin (RSREU), Ryazan

In the paper are considered the functional capabilities of universal system of consumer access to the Earth remote sensing data.

*Keywords:* *geoportals, Earth remote sensing.*

### References

1. System of consumer access to the Earth remote sensing data (Geoportal) [Electronic resource] URL: <https://gis-portal.net>. Date of the application: 08.07.2021.

### About the authors

**Kuznetsov Aleksei Evgenevich**, PhD, prof., first deputy director of SRI «Foton» RSREU, 390005, Russia, Ryazan, Gagarina str., 59/1, (4912) 72-03-72, [foton@rsreu.ru](mailto:foton@rsreu.ru). Area of research: digital image processing.

**Kochergin Andrey Mihailovich**, PhD, senior researcher of SRI «Foton» RSREU, 390005, Russia, Ryazan, Gagarina str., 59/1, (4912) 72-03-72, [foton@rsreu.ru](mailto:foton@rsreu.ru). Area of research: digital image processing.

**Laryukov Semyon Anatolyevich**, Master of Information Science and Computer Engineering, engineer of SRI «Foton» of RSREU, 390005, Russia, Ryazan, Gagarina str., 59/1, (4912) 72-03-72, [foton@rsreu.ru](mailto:foton@rsreu.ru). Area of research: digital image processing.



## ДЕТЕКТИРОВАНИЕ МАЛОИНФОРМАТИВНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

© 2021 А.С. Рыжиков

ФГБОУ ВО «Рязанский государственный радиотехнический университет  
имени В.Ф. Уткина» (РГРТУ), г. Рязань

Рассматриваются вопросы построения быстрых алгоритмов автоматической сегментации облачности и иных малоинформативных объектов на изображениях дистанционного зондирования Земли.

*Ключевые слова:* ДЗЗ, сегментация, выделение облачности.

При автоматической обработке данных ДЗЗ высокого пространственного разрешения часто возникает необходимость детектирования участков снимков, содержащих облака и иные малоинформативные объекты (МО). Например, такая сегментация желательна для проведения линии пореза при построении мозаичных ортопланов. Подходы на основе нейронных сетей [1] обеспечивают хорошее качество сегментации МО, сравнимое с результатом работы квалифицированного оператора. Однако их невысокое, даже с привлечением ресурсов современных графических сопроцессоров, быстродействие не позволяет организовать потоковую обработку на скоростях 100-200 Мбайт/с. В то же время существует ряд задач (поиск межматричных, межканальных и опорных точек, наполнение банка абрисов), в которых для повышения как качества, так и скорости работы целесообразно использовать неточные, но быстро формируемые карты МО. В связи с этим актуален вопрос достижения одновременно высокой скорости и приемлемой надежности процедуры выделения МО.

В докладе рассмотрены вопросы быстрого детектирования МО на многоканальных и панхроматических снимках, предложен способ оценки эффективности алгоритма детектирования, даны рекомендации по построению универсального алгоритма сегментации МО.

При спектральной и гиперспектральной съёмке, процедура распознавания и выделения таких объектов на многоканальных снимках упрощается за счёт использования колориметрических или спектральных характеристик наблюдаемых объектов. Показано, что применение колориметрического алгоритма с дополнительной оценкой СКО позволяет построить высокоскоростной алгоритм сегментации МО. Для улучшения детектирования облачных объектов, зачастую имеющих сложную текстуру, рекомендуется задействовать выборочное вычисление диспарантности для граничных точек объектов серого цвета.

При панхроматической съёмке подобные методы неприменимы [2], и распознавать МО необходимо на основе только яркостных критериев. В докладе проведен обзор простого порогового алгоритма, алгоритма на основе анализа СКО и k-means. С применением локально-адаптивного порогового алгоритма, учитывающего статистические характеристики и СКО типичных малоинформативных объектов, удалось обеспечить вероятность детектирования МО 80% при скорости обработки 134 Мбайт/с.

Практическое использование прототипа универсального алгоритма сегментации на большом количестве панхроматических и многоканальных спутниковых изображений от КА «Ресурс-П» показало его эффективность, как с точки зрения приемлемой надёжности распознавания различных МО, так и с точки зрения временных затрат.

### Библиографический список

1. Астафуров В.Г., Скороходов А.В. Классификация облаков по спутниковым снимкам на основе технологии нейронных сетей // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2011. Т. 8. № 1. С. 65–73.

2. Ветров А.А., Кузнецов А.Е. Сегментация облачных объектов на панхроматических изображениях земной поверхности // Цифровая обработка сигналов. 2011. № 3. С. 32–36.

### **Информация об авторах**

**Рыжиков Андрей Станиславович**, аспирант 1 курса, младший научный сотрудник научно-исследовательского института обработки аэрокосмических изображений НИИ «Фотон» РГРТУ, 390005, Россия, г. Рязань, ул. Гагарина 59/1, т. (4912) 72-03-72, foton@rsreu.ru. Область научных интересов: цифровая обработка изображений.

## **DETECTION OF OBJECTS WHICH LACK INFORMATION IN HR-IMAGES OF EARTH'S SURFACE**

© 2021 A.S. Ryzhikov

Ryazan State Radio Engineering University named after V.F. Utkin (RSREU), Ryazan

The issues of constructing fast algorithms for the following items are considered: automatic segmentation of clouds and other lack information objects on Earth remote sensing images.

*Keywords: Earth remote sensing, segmentation, clouds detection.*

### **References**

1. Classification of clouds in satellite images based on the technology of neural network / Astafurov V.G., Skorokhodov A.V. // Current problems in remote sensing of the Earth from space. – 2011. – Vol. 8, – P. 65–72.
2. Cloud segmentation of panchromatic high resolution space images of Earth surface / Vetrov A.A., Kuznetsov A.E. // Digital Signal Processing. – 2011. – Vol. 3, – P. 32–36.

### **About the authors**

**Ryzhikov Andrey Stanislavovich**, 1 course postgraduate student, junior researcher of scientific-research institute «Photon» of RSREU, Ryazan State Radio Engineering University named after V.F. Utkin (RSREU), Russia, 390005, Ryazan, Gagarina str., 59/1, ph. (4912) 72-03-72. Area of research: digital image processing.

## РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ДЗЗ ПО ЛУННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

© 2021 А.И. Бакланов, А.С. Забиякин, В.Е. Квитка, М.В. Ключников, В.О. Прасолов

Филиал АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС», г. Москва, Зеленоград

Статья посвящена проблеме съёмки Луны в целях проведения абсолютной радиометрической калибровки оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ. Рассмотрены проблемы, возникающие при съёмке Луны: опозиционный эффект, геометрические ограничения вследствие лунных затмений. Показана необходимость проведения работ по аттестации лунной поверхности как фотометрического эталона для последующего использования в лётной калибровке съёмочных систем ДЗЗ.

*Ключевые слова:* полётная калибровка, съёмочные системы ДЗЗ, абсолютная радиометрическая калибровка

В современной международной практике радиометрическая калибровка по Луне при лётной эксплуатации мультиспектральной оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) систем ДЗЗ считается одним из важных шагов, позволяющих повысить требуемую потребителями точность радиометрической информации в каждом спектральном канале при измерении излучения, отражённого от конкретной области земной поверхности.

Использование Луны в качестве средства калибровки для мультиспектральной ОЭА требует точного количественного знания её спектральной энергетической яркости (СПЭЯ ЛП) для конкретных условий наблюдения. При этом специфические условия отражения излучения от поверхности Луны (излучение отражается в направлении обратном направлению падения света с некоторой диаграммой рассеивания и наличие опозиционного эффекта Зелигера – резкого увеличения яркости твердой шероховатой поверхности тела, если источник его освещения расположен точно за наблюдателем) приводит к необходимости учитывать при калибровке Луны геометрию системы «Солнце-Луна-Наблюдатель», прежде всего угла фазы Луны, а также расстояния между элементами этой системы.

В настоящий момент полная радиометрическая информация о Луне, включающая спектральные характеристики отражения солнечного излучения для различных фаз Луны и углов наблюдения, в открытом доступе в России отсутствует.

Поэтому важной задачей является организация работ по калибровке Луны как радиометрического эталона в целом как единого источника излучения, либо калибровка её отдельных эталонных полигонов.

Сложности в создании таких радиометрических эталонов вызваны сильной зависимостью уровня отражённого от поверхности Луны излучения от фазы Луны и углов наблюдения, а также зависимости индикатрисы рассеивания от состава поверхностных материалов, что в конечном счёте определяет локальное альbedo [1]. Однако изменения яркости, вызванные геометрическими факторами наблюдения, являются гладкими и периодическими во времени, и поэтому могут быть смоделированы.

В международной практике в большинстве работ при калибровке по Луне используется метод радиометрической калибровки по интегральным отражательным характеристикам диска Луны, использующий модель ROLO. Метод основан на эмпирическом подходе создания модели спектрального излучения Луны, разработанном в проекте ROLO (Robotic Lunar Observatory – Автоматизированная Лунная Обсерватория), созданной Геологической службой США (USGS). Подход по созданию модели описан, например, в [2,3].

Основой для построения модели ROLO является обширная база изображений Луны (более 85000), полученных наземной автоматизированной лунной обсерваторией, расположенной в Научном центре USGS во Флагстаффе, штат Аризона.

ROLO проводила наблюдения Луны ночью при отсутствии облачности на различных фазах на протяжении более 6 лет. Наблюдения проводились в 23 каналах в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах спектра (350-950 нм, VNIR), а также в 9 каналах в коротковолновом инфракрасном диапазоне (950-2350 нм, SWIR). Значительное время наблюдений было посвящено съёмке звёзд с целью определения поправок на влияние атмосферы. Калибровка по яркости основана на измерениях звезды Вега, хотя продолжают исследования по привязке данных ROLO к радиометрической шкале системы СИ.

В модели вводится понятие эффективного интегрального коэффициента отражения лунного диска на длине волны  $\lambda$  спектрального канала наблюдения, для которого на основании выполненных многолетних наблюдений в ROLO разработана следующая эмпирическая зависимость:

$$\begin{aligned} \ln(A_\lambda) = & \sum_{i=0}^3 a_{i\lambda} \cdot g^i + \sum_{j=1}^3 b_{j\lambda} \cdot \Phi^{2j-1} + c_1 \cdot \theta + c_2 \cdot \phi + c_3 \cdot \Phi \cdot \theta + c_4 \cdot \Phi \cdot \phi + \\ & + d_{1\lambda} \cdot e^{-\frac{g}{p_1}} + d_{2\lambda} \cdot e^{-\frac{g}{p_2}} + d_{3\lambda} \cdot \cos\left(\frac{g-p_3}{p_4}\right) \end{aligned} \quad (1)$$

Где:

$A_\lambda$  - эквивалентный коэффициент отражения на длине волны  $\lambda$  спектрального канала наблюдения ROLO,

$g$  - абсолютный фазовый угол Луны,

$\theta$  и  $\phi$  - селенографические широта и долгота наблюдателя (КА),

$\Phi$  - селенографическая долгота Солнца. Углы измеряются в радианах.

Первый полином представляет основную радиометрическую функциональную зависимость от фазового угла Луны, без учета оппозиционного эффекта. Второй полином аппроксимирует зависимость от освещаемой поверхности Луны, учитывая в основном вклад впадин и нагорий. Четыре члена с коэффициентами  $c_n$  описывают зависимость от освещаемой поверхности Луны с учетом с учетом либрации. Три последних члена с нелинейной зависимостью от фазы  $g$ , являются строго эмпирическими; первые два представляют оппозиционный эффект, а последний просто учитывает корреляцию, наблюдаемую в отражаемом излучении, возможно связанную с распределением впадин и нагорий, не учитываемых вторым полиномом.

В данной статье рассматривается подход на основе калибровки мультиспектральной ОЭА по отдельным участкам Луны (полигонам), предложенным ГАИШ (см. табл. 1), на которые можно получить оценочные характеристики по СПЭЯ. Калибровка проводится в допущении, что СПЭЯ полигона одинакова по всей его площади, то есть он является однородным.

Табл. 1 – координаты угловых точек полигонов на поверхности Луны

Номер полигона	Координаты угловых точек полигона		Номер полигона	Координаты угловых точек полигона	
	$\varphi$	$\lambda$		$\varphi$	$\lambda$
1	13,9 N	55,7 W	4	19,2 N	21,9 E
	13,9 N	56,4 W		19,2 N	21,2 E
	13,2 N	55,7 W		18,5 N	21,9 E
	13,2 N	56,4 W		18,5 N	21,2 E
2	2,8 S	23, 2 W	5	0,6 N	30,5 E
	2,8 S	23,8 W		0,6 N	29,9 E
	3,5 S	23,2 W		0,1 S	30,5 E
	3,5 S	23,8 W		0,1 S	29,9 E

3	21,5 N	29,7 E	6	26,6 N	3,2 E
	21,5 N	29 E		26,6 N	4,3 E
	20,9 N	29,7 E		25,9N	3,2 E
	20,9 N	29 E		25,9N	4,3 E

Калибровка должна производиться во временной окрестности полнолуния. С другой стороны, не рекомендуется съёмка в интервале  $-0,25$  часов... $0,25$  часов, где  $T=0$  – момент полнолуния по UTC. Съёмка при нулевом фазовом угле порождает большую погрешность определения яркости, так как имеет место оппозиционный эффект. Времена полнолуния приведены в «Астрономическом ежегоднике» на календарный год проведения съёмки (<http://iaaras.ru/about/issues/yearbook/>).

Оценка взаимного расположения Солнца, Земли, Луны и КА может быть выполнена при помощи пакетов программ «Redshift 6. Premium» или «Satellite Tool Kit» (версия 4,0 и старше), что позволяет прогнозировать условия, в которых могут проходить конкретные съёмки.

Отметим, что 2-4 раза в год полнолуние совпадает с лунным затмением. Во время лунного затмения на поверхности Луны появляется тень или полутень от Земли, что показано на рисунке 2. В такой момент проведение калибровки не допускается. Общее условие лунного затмения описывается формулой (углы  $\beta$  и  $\gamma$  показаны на рисунке 1) :

$$\sqrt{(tg\beta)^2 + (tg\gamma)^2} \leq tg(1,5^\circ) \sim 0,0262 \quad (2)$$

где  $1,5$  градуса – угловой радиус области на орбите Луны для земного наблюдателя, при нахождении в которой Луны на ней наблюдается полутень (см. рис. 2). Складывается из углового размера Солнца, углового размера Земли с Луны и углового размера Луны с Земли. На рис. 1 показан дополнительный к нему угол ( $88,5$  градусов).

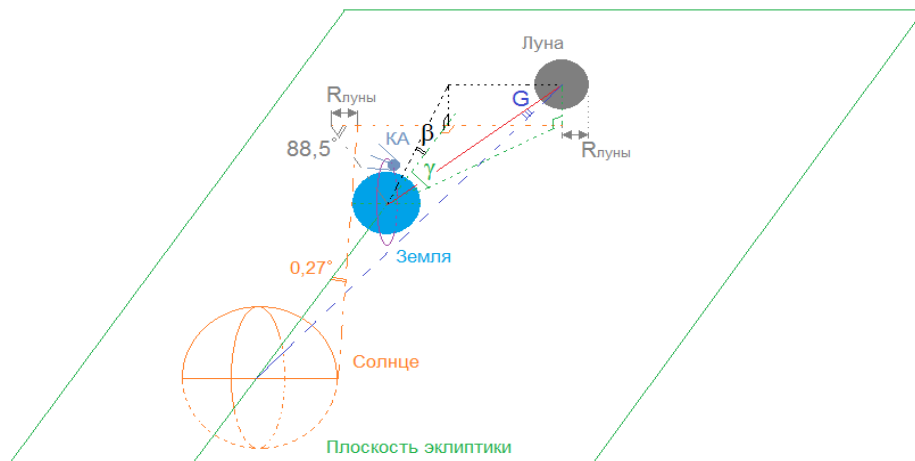


Рис. 1. Расположение Солнца, Земли, Луны и КА при калибровке

30 ноября 2020 года

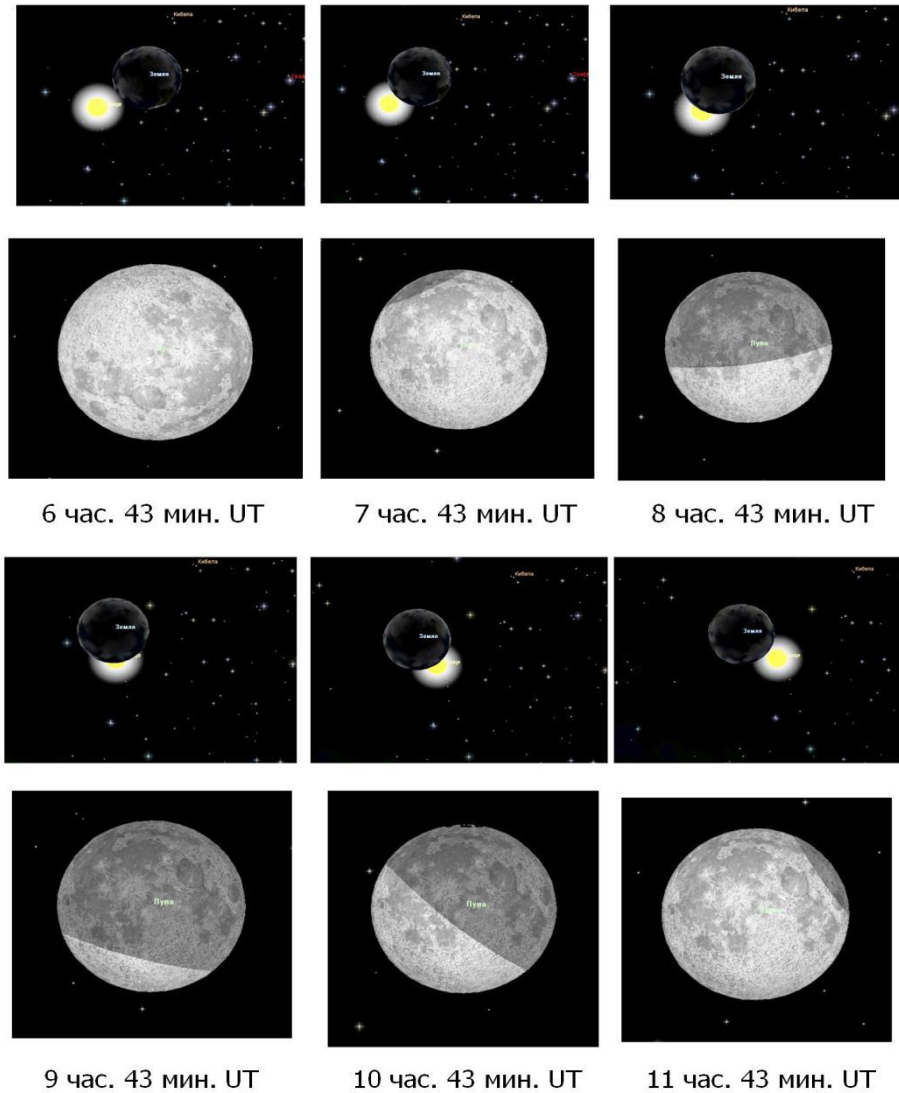


Рис. 2 – лунное затмение, почасовая раскладка. Сверху – вид с Луны на Солнце, снизу – вид с Земли на Луну и изменение положения тени

Измеряемой в процессе абсолютной радиометрической калибровки ОЭА величиной является интегральная чувствительность  $S_{\text{инт}}(k)$ , имеющая размерность [Уровни АЦП / ( Дж / ( м<sup>2</sup>\*ср ) )]. В каждом спектральном канале  $k$  необходимо выполнить определение  $S_{\text{инт}}(k)$  для полученных результатов:

$$S_{\text{инт}}(k) = \frac{U(k)}{L_{\text{эфф}}(k) \cdot T_{\text{эфф}}(k)} \quad (3)$$

где:

$U(k)$  - выходной сигнал  $k$ -ого спектрального канала ОЭА при эффективном времени накопления  $T_{\text{эфф}}(k)$ , уровни АЦП (целые значения);

$T_{\text{эфф}}(k)$  – эффективное время накопления сигнала для  $k$ -ого спектрального канала. Определяется числом шагов накопления для работы ПЗС фотоприемника в режиме ВЗН (временной задержки и накопления сигнала) и временем строки:

$$T_{\text{эфф}}(k) = N_{\text{кшн}}(k) \cdot \frac{\delta(k)}{\omega \cdot F} \quad (4)$$

где:

$N_{\text{кшн}}(k)$  – количество шагов накопления в  $k$ -ом спектральном канале;

$\delta(k)$  – размер фоточувствительного элемента в  $k$ -ом спектральном диапазоне;

$\omega$  – угловая скорость вращения КА по тангажу относительно Луны;

$F$  – фокусное расстояние объектива;

$k$  – номер спектрального канала;  $L_{эфф}(k)$  – эффективная энергетическая яркость (ЭЭЯ) для участка лунной поверхности, для  $k$ -ого спектрального канала, Вт/(м<sup>2</sup>·ср):

$$L_{эфф}(k) = \int_0^{\infty} L(\lambda) \times S_{отн}(\lambda, k) \times d\lambda \quad (5)$$

где:

$L(\lambda)$  – спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) наблюдаемого полигона;

$S(\lambda)$  – относительная спектральная характеристика чувствительности  $k$ -ого спектрального канала (Рис.1).

С целью отработки методики радиометрической калибровки совместно с Кавказской горной обсерваторией (КГО) ГАИШ планируется проведение синхронных съемок лунных полигонов спектрографом КГО и МКА «Аист 2Д», на котором установлена мультиспектральная ОЭА видимого диапазона спектра с относительными спектральными характеристиками каналов, приведенными на рис. 3. По результатам съемки спектрографом должны предоставляться значения СПЭЯ [Вт/(м<sup>2</sup>·мкм·ср)] участка полигона в диапазоне длин волн от 0,40 до 0,74 мкм.

В ходе работ выяснилась большая зависимость получения синхронных радиометрических данных о лунных полигонах КГО ГАИШ от погодных условий и «астроклимата», что затрудняет проведение калибровок ОЭА КА.

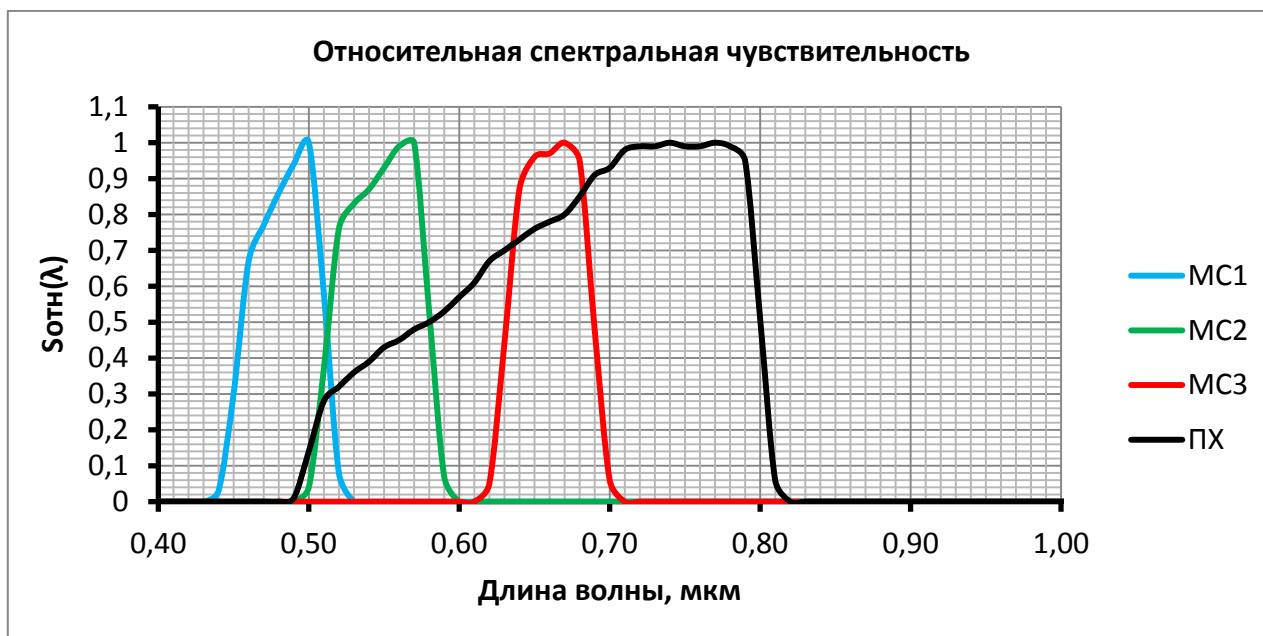


Рис. 3 – относительные спектральные чувствительности мультиспектральной ОЭА, установленной на МКА «Аист 2Д»

### Выводы и заключение

Использование Луны при полетной калибровке ОЭА требует ее аттестации как эталона СПЭЯ.

По нашим сведениям такая работа в России не проводилась и достоверная радиометрическая информация о Луне в открытом доступе в России отсутствует.

Поэтому важной задачей является организация работ по калибровке Луны как радиометрического эталона в целом, либо калибровка (аттестация) её отдельных эталонных полигонов.

Для проведения радиометрической калибровки Луны и/или лунных полигонов можно привлечь астрономическое сообщество, а также профильные подразделения Росстандарта,

которые должны разработать методики радиометрической калибровки Луны с использованием наземных средств наблюдения, аппаратуру для проведения этой калибровки, провести радиометрические калибровки полигонов или Луны в целом и в дальнейшем осуществлять сопровождение работ по калибровке ОЭА по лунным полигонам.

### Литература

1. Великодский Ю. И. Влияние альbedo и рельефа на закон распределения яркости по диску Луны. Диссертация на соискания ученой степени кандидата физико-математических наук. Харьков – 2002.
2. T. C. Stone, H. N. Kieffer, and K. J. Becker, "Modeling the Radiance of the Moon for On-orbit Calibration", *Proc. SPIE* 5151, 463-470 (2003)
3. Hugh N. Kieffer and Thomas C. Stone, "The Spectral Irradiance of the Moon", *Astronom. J.* 129, 2887-2901 (2005).
4. Шевченко В.В. Луна и её наблюдение. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1983. – 192 с.
5. Потанин С.А., Белинский А.А. и др. «Двухлучевой спектрограф для 2,5-м телескопа КГО ГАИШ МГУ», Письма в астрономический журнал, 2020 том 46, №12

### Сведения об авторах

**Бакланов Александр Иванович**, к.т.н., заместитель генерального директора АО «РКЦ «Прогресс» – директор филиала – главный конструктор НПП «ОПТЭКС», +7(499) 734-94-93, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru). Область научных интересов: космические системы ДЗЗ, малые космические аппараты ДЗЗ, обработка изображений.

**Забиякин Александр Сергеевич**, начальник научно-технического комплекса филиала АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС», +7(499) 734-94-93, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru). Область научных интересов: космические системы ДЗЗ, малые космические аппараты ДЗЗ, обработка изображений.

**Квитка Василий Егорович**, к.т.н., ведущий инженер филиала АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС», +7(499) 734-94-93, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru). Область научных интересов: космические системы ДЗЗ, малые космические аппараты ДЗЗ, обработка изображений, гиперспектрометры, детекторы молний.

**Клюшников Максим Владимирович**, к.т.н., первый заместитель директора филиала – заместитель главного конструктора НПП «ОПТЭКС», +7(499) 734-94-93, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru). Область научных интересов: космические системы ДЗЗ, малые космические аппараты ДЗЗ, обработка изображений, детекторы молний, астрофотометрия, КМОП-фотоприёмники.

**Прасолов Вячеслав Олегович**, заместитель главного конструктора филиала АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС», +7(499) 734-94-93, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru). Область научных интересов: космические системы ДЗЗ, малые космические аппараты ДЗЗ, обработка изображений, детекторы молний.

## RADIOMETRIC CALIBRATION OF THE REMOTE SENSING OPTICAL-ELECTRONIC EQUIPMENT BY THE LUNAR SURFACE

© 2021 A.I. Baklanov, A.S. Zabiyaikin, V. E. Kvitka, M.V. Klyushnikov,  
V.O. Prasolov

Joint Stock Company «Space Rocket Centre «Progress» –  
Scientific and Production Enterprise «OPTECS», Moscow, Zelenograd

The article is devoted to the problem of shooting of the Moon for the purpose of carrying out absolute radiometric calibration of the remote sensing optical-electronic equipment. The problems arising when shooting the Moon are considered: oppositional effect, geometrical restrictions owing to lunar eclipses. Need of work on certification



of the lunar surface as photometric standard for the subsequent use in flight calibration of the remote sensing systems is shown.

*Keywords: flight calibration, remote sensing systems, absolute radiometric calibration*

### References

1. Velikodsky Yu. I. Influence of albedo and the relief on the distribution law of brightness on the Moon disk. The thesis on competitions of degree of the candidate of physical and mathematical sciences by Uchenna. Kharkiv – 2002.
2. T. C. Stone, H. H. Kieffer, and K. J. Becker, «Modeling the Radiance of the Moon for On-orbit Calibration», Proc. SPIE 5151, 463-470 (2003)
3. Hugh H. Kieffer and Thomas C. Stone, «The Spectral Irradiance of the Moon», Astronom. J. 129, 2887-2901 (2005).
4. Shevchenko V. V. Moon and its supervision. M.: Science. Main edition of physical and mathematical literature, 1983. – 192 pages.
5. Potanin S. A., Belinsky A.A., etc. «The dual-beam spectrograph for the 2,5th the telescope of KGO GAISh MSU», Letters to astronomical magazine, 2020 volume 46, No. 12

### Authors

**Baklanov Alexander Ivanovich**, PhD, the branch director of Joint Stock Company «Space Rocket Centre «Progress» – Scientific and Production Enterprise «OPTECS», +7(499) 734-94-93, e-mail: optecs@samspace.ru. Area of scientific interests: remote sensing space systems, remote sensing small spacecrafts, image processing.

**Zabiyakin Alexander Sergeyeovich**, chief of the scientific and technical complex of Joint Stock Company «Space Rocket Centre «Progress» – Scientific and Production Enterprise «OPTECS», +7(499) 734-94-93, e-mail: optecs@samspace.ru. Area of scientific interests: remote sensing space systems, remote sensing small spacecrafts, image processing.

**Kvitka Vasily Egorovich**, PhD, the leading engineer of Joint Stock Company «Space Rocket Centre «Progress» – Scientific and Production Enterprise «OPTECS», +7(499) 734-94-93, e-mail: optecs@samspace.ru. Area of scientific interests: remote sensing space systems, remote sensing small spacecrafts, image processing, hyperspectrometers, lightning detectors.

**Klyushnikov Maxim Vladimirovich**, PhD, the first deputy branch director of the Joint Stock Company «Space Rocket Centre «Progress» – Scientific and Production Enterprise «OPTECS», +7(499) 734-94-93, e-mail: optecs@samspace.ru. Area of scientific interests: remote sensing space systems, remote sensing small spacecrafts, processing of images, lightning detectors, astrophotometry, CMOS-photodetectors.

**Prasolov Vyacheslav Olegovich**, deputy chief designer of Joint Stock Company «Space Rocket Centre «Progress» – Scientific and Production Enterprise «OPTECS», +7(499) 734-94-93, e-mail: optecs@samspace.ru. Area of scientific interests: remote sensing space systems, remote sensing small spacecrafts, image processing, lightning detectors.

## СИНГУЛЯРНЫЙ РАСЧЁТ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ЗАСЕЧКИ

© 2021 Е.Г. Воронин

Филиал АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС»,  
г. Москва, г. Зеленоград

Статья посвящена разработке методического аппарата оценки влияния геометрических условий стереосъёмки земной поверхности на соотношение погрешностей плановой и высотной составляющих определения пространственных координат точек местности. Для этой цели использован подход, основанный на сингулярном анализе матрицы системы уравнений пересекающихся прямых в базисной плоскости. Показано, что сингулярные числа характеризуют эллипс ошибок координатных определений в плане и по высоте. Выполнены вычисления сингулярных чисел для наиболее типичных случаев стереосъёмки земной поверхности. Отмечено, что геометрические условия стереосъёмки определяются, главным образом, углом засечки. Путём интерполяции результатов вычислений сингулярных чисел получены расчётные формулы, характеризующие прямую и обратную зависимости отношения погрешностей стереозасечки в плане и по высоте от угла засечки. Рассмотрена практическая задача применения разработанного методического аппарата для обоснования решений, связанных с оценкой реально обеспечиваемого соотношения между погрешностями определения плановых координат и высот точек местности по стереоснимкам.

*Стереоскопическая засечка, сингулярный анализ, точность координатных определений по снимкам, геометрические условия стереосъёмки, угол засечки, эллипс ошибок.*

### Введение

При разработке новых аэрокосмических съёмочных систем, предназначенных для картографирования земной поверхности, возникает необходимость обоснования технического облика бортовой аппаратуры в обеспечение заданных требований к материалам съёмки. При этом одним из основных требований является получение исходной съёмочной информации, обеспечивающей в результате фотограмметрической обработки необходимую точность определения как плановых координат, так и высот точек местности.

На точность фотограмметрических координатных определений оказывает влияние ряд факторов, перечень наиболее важных из которых приведён, в частности, в работе [2]. В соответствии с [2, 4] основным параметром стереоскопической съёмки земной поверхности, от которого зависит точность определения пространственных координат точек на местности, является соотношение между высотой  $H$  и базисом  $B$  съёмки. Как видно из рис. 1, это соотношение задаёт угол засечки  $\varepsilon$  в базисной плоскости.

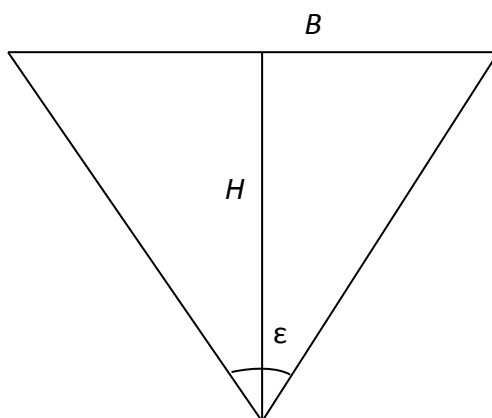


Рис. 1 – Схема стереоскопической засечки

Следовательно от угла стереозасечки зависит точность фотограмметрического определения пространственных координат точек на местности.

Однако, обоснование оптимального угла засечки в известных автору публикациях выполняется не исходя из оценки влияния этого параметра на точность координатных определений в плане и по высоте, а на основании совершенно других факторов, лишь косвенно влияющих на эту точность. Такими факторами, в частности, являются величина фотограмметрических теней на снимках стереопары и масштаб съёмки [2].

Другой стороной того же вопроса, которая и является основным предметом рассмотрения в настоящей статье, является установление фактического соотношения между точностью определения плановых координат и высот точек местности по стереоснимкам, полученным при различных углах засечки.

При такой постановке проблема состоит в том, что действующие требования по отдельности к точности определения, с одной стороны, плановых координат точек на топографических картах, а с другой, – их геодезических высот не могут одновременно выполняться для современных узкоугольных космических съёмочных систем высокого пространственного разрешения. На интуитивном уровне иллюстрацию проблемы даёт рис.2.

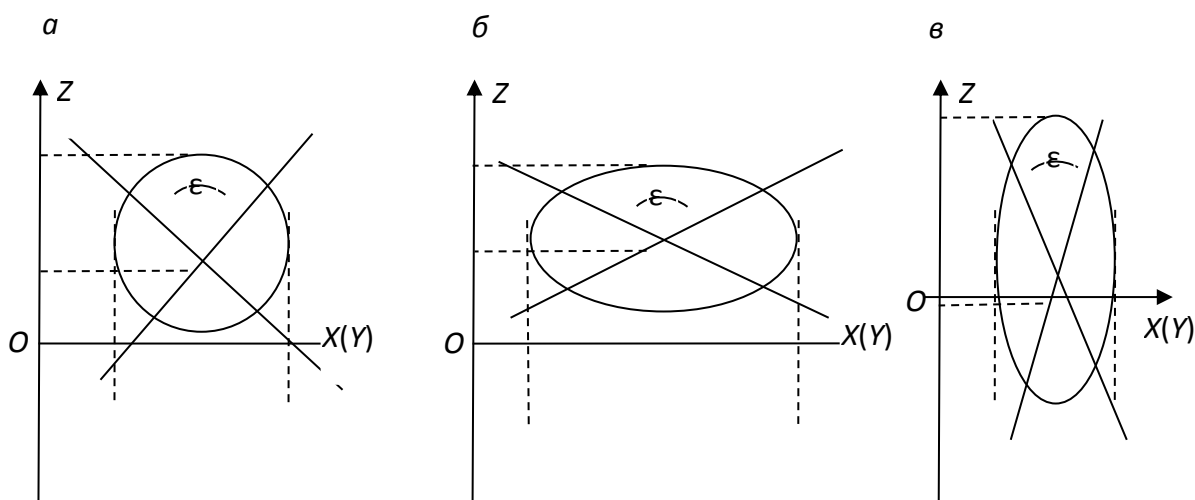


Рис. 2 – Эллипсы ошибок при различных углах засечки

На рис. 2 изображены три варианта пересечения двух проектирующих прямых при разных углах засечки: а)  $\varepsilon=90^0$ , б)  $\varepsilon>90^0$ , в)  $\varepsilon<90^0$ . Пусть для простоты отвесная линия высоты съёмки (на рисунке не показана) делит угол засечки пополам и лежит в плоскости рисунка, а некоторая прямоугольная фотограмметрическая система координат выбрана таким образом, что на её горизонтальную ось проектируется плановая составляющая вектора координат точки пересечения проектирующих прямых, а на вертикальную – высотная.

Понятно, что при пересечении двух прямых под прямым углом область возможного рассеяния их общей точки, обусловленная одинаково распределёнными погрешностями пространственного положения проектирующих прямых образует круг (в трёхмерном пространстве – шар). Длины проекций на оси координат диаметров, принадлежащих пересекающимся прямым, будут равны, что означает равенство плановой и высотной составляющих погрешности определения координат точки пересечения прямых.

Если угол засечки  $\varepsilon \neq 90^0$ , то круг ошибок трансформируется в эллипс (в трёхмерном пространстве – эллипсоид). Ориентация большой и малой осей эллипса ошибок зависит от угла засечки. При  $\varepsilon > 90^0$  большая ось эллипса ошибок расположена горизонтально. Отсюда следует, что погрешность определения плановых координат будет больше, чем погрешность определения высоты. При  $\varepsilon < 90^0$  большая ось эллипса ошибок расположена вертикально. В этом случае погрешность определения высоты будет больше, чем погрешность определения плановых координат.

Здесь следует заметить, что исторически при создании топографических карт либо методом наземной мензульной съёмки, когда визирный луч кипрегеля при измерении превышений проходил вдоль земной поверхности, либо методом фотограмметрической

обработки материалов широкоугольной ( $\varepsilon > 90^0$ ) аэрофотосъёмки объективно высоты точек местности определялись точнее, чем плановые координаты. Поэтому и существующие с тех пор до настоящего времени требования к точности определения координат и высот точек местности по топографическим картам отражают именно этот вариант засечки.

Однако, в настоящее время картографирование территорий земного шара выполняется преимущественно с использованием материалов космической съёмки высокого пространственного разрешения. В силу большого фокусного расстояния съёмочной аппаратуры и значительной высоты съёмки угол стереоскопической засечки стал существенно меньше  $90^0$ . В результате оказалось, что современная космическая съёмочная аппаратура принципиально не в состоянии удовлетворить существующие требования одновременно к точности определения и плановых координат, и высот точек местности.

Очевидно, что назрела необходимость пересмотра устаревших требований. Однако, для этого требуется методический аппарат обоснования реально обеспечиваемого соотношения между погрешностями определения плановых координат и высот точек местности по современной космической съёмочной информации.

Целью настоящей статьи является обоснование выбора математического инструментария для оценки влияния геометрических условий съёмки на точность стереозасечки в плане и по высоте, разработка соответствующего методического аппарата и выполнение вычислений в обеспечение выработанных предложений.

#### **Разработка пути достижения поставленной цели**

Под геометрическими условиями съёмки будем понимать не только угол стереозасечки в базисной плоскости, но и положение центров проектирования, а также ориентацию проектирующих лучей в некоторой фотограмметрической плоской прямоугольной системе координат, связанной с базисной плоскостью и земной поверхностью. Для этого, наиболее общего случая стереозасечки, дадим математическую формулировку задачи.

Как известно [3], прямая на плоскости выражается линейным уравнением с двумя неизвестными вида

$$a_1x + a_2z = b, \quad (1)$$

где  $a_1, a_2$  – коэффициенты уравнения;

$b$  – свободный член;

$x, z$  – переменные, задаваемые осями прямоугольной фотограмметрической системы координат, которую определим ниже.

Точка пересечения двух и более прямых (1) находится как решение системы уравнений вида

$$\begin{cases} a_{11}x + a_{12}z = b_1 \\ a_{21}x + a_{22}z = b_2 \\ \dots\dots\dots \\ a_{n1}x + a_{n2}z = b_n \end{cases} \quad (2)$$

В этой системе индекс свободных членов и первый индекс коэффициентов означает порядковый номер уравнения, а второй индекс коэффициентов, так же, как и в выражении (1) – порядковый номер коэффициента.

Очевидно, что в системе (2) коэффициенты уравнений и свободные члены полностью характеризуют геометрические условия съёмки.

Значения коэффициентов и свободных членов уравнений системы (2) зависят от выбора системы координат, в которой определено положение проектирующих прямых. Однако, выбор системы координат не влияет на взаимное расположение проектирующих прямых в базисной плоскости.

Последнее обстоятельство в дальнейших рассуждениях играет главенствующую роль, что даёт основание подойти к выбору прямоугольной фотограмметрической системы координат, руководствуясь лишь соображениями удобства при проведении вычислений.

Положим, что начало этой системы координат (точка  $O$ ) находится в точке местности, в которой пересекаются проектирующие лучи, ось  $OZ$  совпадает с проекцией нормали в этой

точке на базисную плоскость и направлена вверх от земной поверхности, а ось  $Ox$  дополняет систему до правой.

Обратим внимание на то, что при таком выборе фотограмметрической системы координат решение системы (2) всегда соответствует точке  $O$ . При этом все свободные члены системы уравнений (2) обнуляются. Кроме того это позволяет значение переменной  $x$ , найденное из решения системы (2), интерпретировать как погрешность определения плановой координаты точки местности, а значение переменной  $z$  соответственно как погрешность определения высоты.

Однако, непосредственное решение системы уравнений (2) с целью анализа влияния коэффициентов и свободных членов уравнений на погрешности определения плановых координат и высот точки пересечения прямых нецелесообразно, поскольку для этого потребуется получить и оценить огромное количество экспериментальных данных. Кроме того сделанные в результате такого анализа выводы могут оказаться неочевидными, поскольку обычно точечные оценки недостаточно явно характеризуют исследуемые зависимости.

Разумнее найти, если она существует, и сосредоточиться на исследовании некоторой фундаментальной характеристики системы уравнений (2), которая в наиболее общей форме даёт представление об исследуемом вопросе.

Изучение математической литературы позволило найти такую характеристику. Прежде, чем её представить, сделаем несколько вводных замечаний.

Во-первых, систему уравнений (2) можно записать в векторно-матричной форме

$$Ar = b, \quad (3)$$

где:  $A$  – матрица размерности  $n \times 2$ , составленная из коэффициентов уравнений;

$r = (x, z)^T$  – вектор переменных;

$b$  – вектор свободных членов уравнений системы.

Во-вторых, вектор свободных членов уравнений системы (2), или (3) задаёт линейное смещение прямых в базисной плоскости и не влияет на углы, под которыми прямые пересекаются.

В-третьих, углы, под которыми пересекаются прямые системы уравнений (2), (3) характеризуют [1] обусловленность матрицы системы. Число обусловленности матрицы системы равно единице, если прямые пересекаются под углом  $90^\circ$ . В этом случае матрица хорошо обусловлена, и точка пересечения прямых системы (2), (3) может быть найдена с минимальной вычислительной погрешностью. Чем меньше угол пересечения прямых из интервала  $]0^\circ; 90^\circ[$ , тем больше число обусловленности системы. Соответственно вычислительная погрешность решения системы уравнений (2), (3) увеличивается.

В-четвёртых, одним из способов представления числа обусловленности матрицы является выражение [6]:

$$\text{cond}(A) = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\min}},$$

где:  $\sigma_{\max}, \sigma_{\min}$  – соответственно наибольшее и наименьшее сингулярные числа матрицы  $A$ .

В-пятых, сингулярные числа тесно связаны [5] с собственными значениями матрицы. И те, и другие в разной форме характеризуют параметры  $k$ -мерной гиперсферы, получаемой в результате некоторого линейного преобразования  $k$ -мерного шара единичного радиуса, где  $k$  – ранг матрицы линейного преобразования. Матрица линейного преобразования с действительными элементами имеет  $k$  действительных сингулярных чисел, а если матрица имеет размерность  $k \times k$ , то у неё существует и  $k$  действительных собственных значений, некоторые из которых могут быть кратными. Собственные значения и сингулярные числа матрицы при этом являются строго положительными.

Применительно к рассматриваемой задаче матрица  $A$  системы уравнений (3) независимо от количества уравнений в системе (2) имеет два действительных сингулярных

числа, которые характеризуют длины полуосей эллипсов ошибок в точке пересечения прямых системы (2), или (3).

Важной особенностью сингулярных чисел является [5] их устойчивость к изменению значений элементов матрицы линейного преобразования. То есть малые изменения коэффициентов системы уравнений (2) приводят к малым изменениям сингулярных чисел.

Таким образом, сингулярный анализ обеспечивает методический подход к исследованию рассматриваемой задачи. Он состоит в том, что задавая с помощью коэффициентов системы уравнений (2) количество и взаимное расположение пересекающихся прямых в выбранной системе координат, можно сразу же оценить отношение проекций на соответствующие координатные оси погрешностей плановой и высотной составляющих вектора координат точки пересечения прямых в виде отношения соответствующих сингулярных чисел. При этом все получаемые оценки являются строгими и, вместе с тем, простыми и интуитивно понятными.

Особо подчеркнём, что здесь и далее нас интересуют не собственно значения сингулярных чисел матрицы системы уравнений (2), или (3), а их отношение. Значения сингулярных чисел могут быть разными, поскольку зависят не только от угла стереозасечки, но ещё и от размерности коэффициентов уравнений системы. Геометрически размерность коэффициентов уравнения (1) характеризует расстояние между двумя точками с заданными координатами, через которые проходит проектирующая прямая. Между тем отношение сингулярных чисел зависит только от угла стереозасечки.

#### **Экспериментальные вычисления и основные выводы**

Практическое вычисление сингулярных чисел основано на теореме о сингулярном разложении матриц, доказанной Дж. Форсайтом. В книге [6] представлена одна из первых программных реализаций метода сингулярного разложения для действительной матрицы произвольной размерности. Эта программа, переложённая на современную систему программирования, была использована для вычислений в рамках данного исследования.

Для минимизации вычислений и сокращения объёма экспериментальных данных, подлежащих анализу, целесообразно соответствующим образом определить условия проведения исследования. Для этого воспользуемся исходными положениями, принятыми в [2]. Исследуем влияние геометрических условий пространственной засечки на точность определения координат точек местности в плане и по высоте для следующих основных вариантов:

- при двукратном перекрытии снимков;
- при трёхкратном перекрытии снимков;
- для симметричной и несимметричной стереосъёмки, когда треугольник, образуемый базисом съёмки и отрезками проектирующих прямых между точкой их пересечения и центрами проекций, будет равнобедренным или произвольным.

Рис. 3 иллюстрирует методику задания коэффициентов системы уравнений (2) для сингулярного анализа стереозасечки.

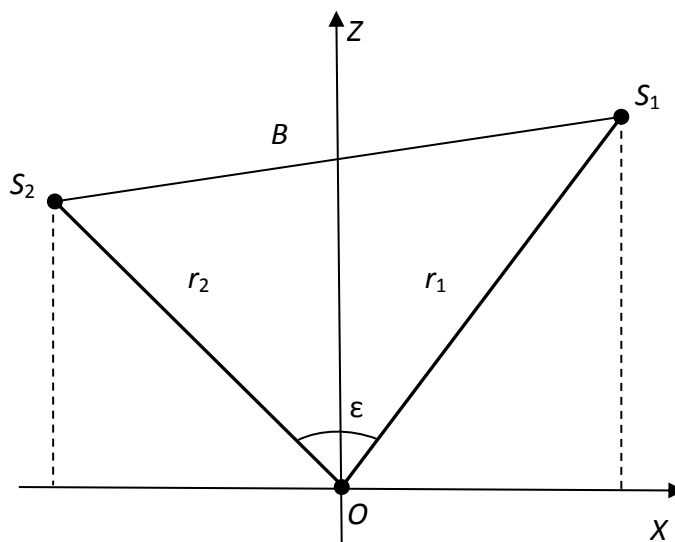


Рис. 3 – Проектирующие прямые в фотограмметрической системе координат

На нём представлена фотограмметрическая система координат  $OXZ$ , определённая выше, и две пересекающиеся проектирующие прямые  $r_1$  и  $r_2$ . Положения каждой из этих прямых задают две точки пространства, одна из которых всегда совпадает с началом системы координат в силу принятого определения, а вторая, совпадающая с правым  $S_1$  или левым  $S_2$  центром проектирования, выбирается исходя из потребностей моделирования конкретного варианта стереозасечки.

Заметим, что при этом абсолютные значения координат центров проектирования значения не имеют, а важны только их соотношения. Это обусловлено тем, что оценке будут подлежать не сами значения сингулярных чисел, представляющие собой длины полуосей эллипса ошибок, а их отношения, характеризующие доминирование погрешностей плановой или высотной составляющих точки пересечения проектирующих прямых.

В соответствии с [3] уравнение прямой, проходящей через две точки на плоскости, можно записать в виде

$$\frac{x-x_1}{x_2-x_1} = \frac{z-z_1}{z_2-z_1}. \quad (4)$$

Учтём, что по условию выбора фотограмметрической системы координат (см. рисунок 3) одна из точек, через которую проходит проектирующая прямая, – точка  $O(x_1, z_1)$  имеет нулевые координаты, и приведём выражение (4) к виду (1) для включения в систему уравнений (2). Получим

$$z_2x - x_2z = 0, \quad (5)$$

где:  $x_2, z_2$  – координаты центра проектирования (левого, правого).

Из (5) следует, что

$$a_1 = z_2; \quad a_2 = -x_2; \quad b = 0. \quad (6)$$

В соответствии с [3] угол засечки между  $i$ -той и  $j$ -той прямыми, включёнными в систему (2), по их коэффициентам определяется в виде

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{\frac{a_{i1} - a_{j1}}{a_{i2} - a_{j2}}}{1 + \frac{a_{i1}a_{j1}}{a_{i2}a_{j2}}}. \quad (7)$$

Длины отрезков  $r_k$  ( $k = 1, 2$ ) вычисляются по формуле

$$|r_k| = \sqrt{a_{k1}a_{k1} + a_{k2}a_{k2}}. \quad (8)$$

В таблице 1 приведены исходные данные, полученные по выражениям (4) ÷ (8), и результаты вычисления соответствующих сингулярных чисел для варианта двукратного перекрытия снимков, а в таблице 2 – для трёхкратного перекрытия.

В этих таблицах  $\sigma_x$  и  $\sigma_z$  – сингулярные числа по координатам  $x$  и  $z$ . Кроме угла засечки, вычисленного в градусах, единицы представленных в таблицах 1, 2 величин значения не имеют, поскольку они не влияют на искомое отношение  $\sigma_x/\sigma_z$  в последних колонках этих таблиц.

Принятый для вычислений диапазон углов засечки в обычной фотограмметрической практике является избыточным. Тем не менее следует заметить, что автору приходилось в экспериментальных целях обрабатывать стереоснимки с углом засечки чуть больше одного градуса. Здесь исходные данные выбраны для полноты исследования и наглядности полученных результатов, а также с целью подтверждения работоспособности математического аппарата сингулярного анализа при любых углах стереозасечки.

Табл. 1 – Исходные данные и результаты вычислений для двукратного перекрытия снимков

Исходные данные					Результаты вычислений		
$S_1(x, z)$	$S_2(x, z)$	$\varepsilon$ , град.	$ r_1 $	$ r_2 $	$\sigma_x$	$\sigma_z$	$\sigma_x/\sigma_z$
Симметричная стереозасечка							
(1, 60)	(-1, 60)	1.910	60.008	60.008	1.414	84.853	0.017
(1, 6)	(-1, 6)	18.926	6.083	6.083	1.414	8.485	0.167
(1, 3)	(-1, 3)	36.873	3.162	3.162	1.414	4.243	0.333
(1, 1)	(-1, 1)	90.0	1.414	1.414	1.414	1.414	1.0
(3, 1)	(-3, 1)	143.127	3.162	3.162	4.243	1.414	3.001
(6, 1)	(-6, 1)	161.074	6.083	6.083	8.485	1.414	6.001
(60, 1)	(-60, 1)	178.090	60.008	60.008	84.853	1.414	60.009
Несимметричная стереозасечка							
(1, 1)	(-1, 60)	45.958	1.414	60.008	1.016	60.016	0.017
(1, 1)	(-1, 6)	54.466	1.414	6.083	1.140	6.140	0.186
(1, 1)	(-1, 3)	63.440	1.414	3.162	1.236	3.236	0.382
(10, 1)	(-1, 10)	90.0	10.050	10.050	10.050	10.050	1.0
(1, 0.5)	(-1, 2)	90.0	1.118	2.236	2.236	1.118	2.0
(1, 1)	(-3, 1)	116.560	1.414	3.162	3.236	1.236	2.618
(1, 1)	(-6, 1)	125.534	1.414	6.083	6.140	1.140	5.386
(1, 1)	(-60, 1)	134.042	1.414	60.008	60.016	1.016	59.071

Полученные данные последней колонки табл. 1 характеризуют отношение погрешностей плановой и высотной составляющих пространственных координат точек местности в зависимости от угла засечки и соответствуют ориентации эллипса ошибок, представленной на рис. 2.

Анализ данных табл. 1 позволяет предположить, что эллипсоид ошибок с полуосями  $\sigma_x$ ,  $\sigma_z$  проходит через четыре точки  $S_1$ ,  $S_2$ ,  $l_1$ ,  $l_2$ , принадлежащие проектирующим прямым и являющиеся углами прямоугольников со сторонами, равными удвоенным координатам центров проектирования (рис. 4, 5).



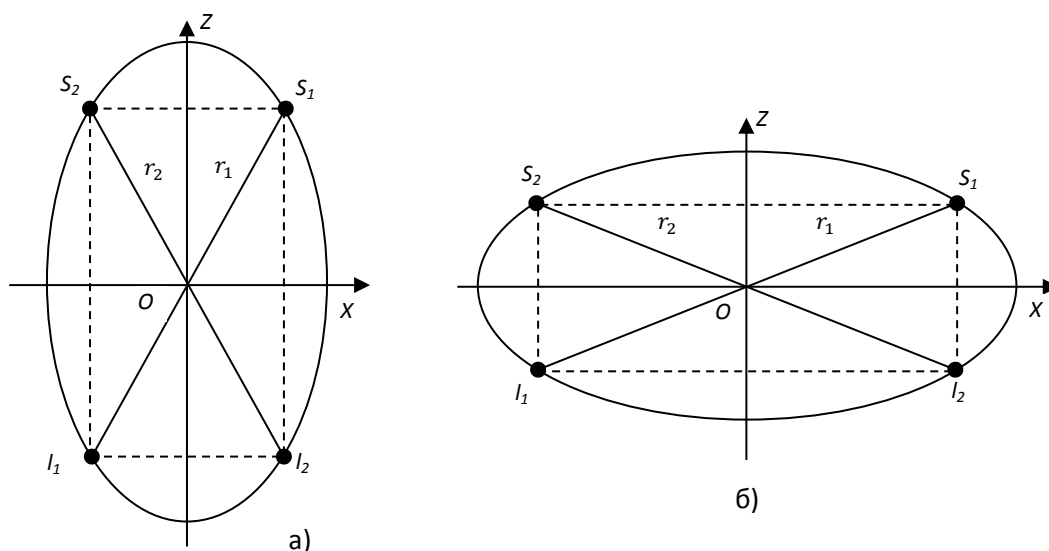


Рис. 4 – Эллипс ошибок при симметричном двукратном перекрытии снимков: а)  $\varepsilon < 90^\circ$ , б)  $\varepsilon > 90^\circ$

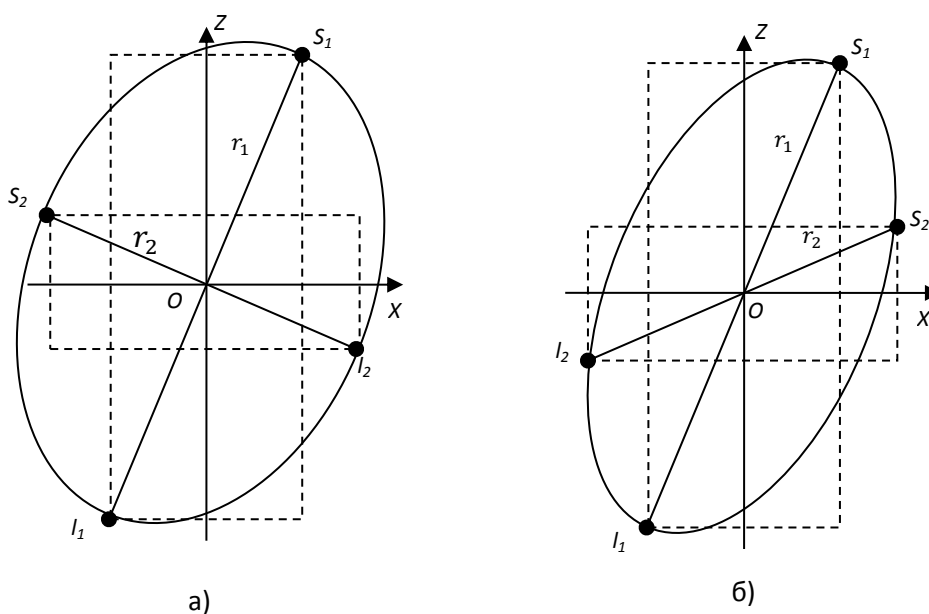


Рис. 5 – Эллипс ошибок при несимметричном двукратном перекрытии снимков:  
 а) центры проектирования  $S_1$  и  $S_2$  расположены по разные стороны оси  $OZ$ ,  
 б) центры проектирования  $S_1$  и  $S_2$  расположены с одной стороны оси  $OZ$

Проверка сделанного предположения показала, что оно справедливо лишь в отдельных случаях. Тем не менее, как показали вычисления, можно утверждать, что с точностью не хуже 10÷15% сингулярные числа равны соответствующим полуосям эллипсов, представленных на рис. 4, 5. Таким образом, эти рисунки дают наглядное представление о рассматриваемой задаче и могут быть использованы для её анализа.

Анализ данных таблицы 1 и их интерпретация с помощью рис. 4, 5 позволяет сделать следующие основные выводы.

1. При симметричной стереозасечке оси эллипса ошибок параллельны соответствующим осям фотограмметрической системы координат и непосредственно характеризуют погрешности определения плановой и высотной составляющих координат точки пересечения пары проектирующих прямых.

2. При несимметричной стереозасечке оси эллипса ошибок развёрнуты на некоторый угол относительно осей фотограмметрической системы координат. Поэтому они не могут

непосредственно характеризовать погрешности определения плановой и высотной составляющих координат точки пересечения пары проектирующих прямых. Однако, отношение проекций осей эллипса ошибок на оси фотограмметрической системы координат остаётся неизменным при любом угле разворота.

Таким образом, общий разворот проектирующих прямых относительно осей фотограмметрической системы координат не влияет на отношение  $\sigma_x/\sigma_z$ . На него влияет только один угловой параметр – угол засечки.

3. При симметричной стереосъёмке отношение  $\sigma_x/\sigma_z$  нелинейно зависит от угла засечки и имеет точку излома при  $\varepsilon = 90^\circ$ .

Интерполяция полученных результатов по методу наименьших квадратов дала следующую зависимость на интервале  $[1.91^\circ; 90^\circ]$ :

$$\frac{\sigma_x}{\sigma_z} \approx 4.5701652 \cdot 10^{-3} + 7.572256 \cdot 10^{-3} \cdot \varepsilon + 3.871409 \cdot 10^{-5} \cdot \varepsilon^2. \quad (9)$$

При этом средняя квадратическая невязка в узлах интерполяции составила  $5.050 \cdot 10^{-5}$ , а вычисленное для контроля значение функции (9) в точке  $\varepsilon = 18.926^\circ$  составило  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z} = 0.167$ , что совпадает с данными табл. 1.

Обратная к (9) зависимость имеет вид:

$$\varepsilon \approx -0.066326 + 116.540949 \cdot \frac{\sigma_x}{\sigma_z} - 16.852982 \cdot \left(\frac{\sigma_x}{\sigma_z}\right)^2. \quad (10)$$

Средняя квадратическая невязка в узлах интерполяции получилась равной 0.01, а вычисленное для контроля значение функции (10) в точке  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z} = 0.167$  составило  $\varepsilon = 18.926^\circ$ .

На интервале  $[90^\circ; 178.090^\circ]$  аналогичная интерполяция дала следующую зависимость:

$$\frac{\sigma_x}{\sigma_z} \approx 21.079722 - 0.387085 \cdot \varepsilon + 0.001822 \cdot \varepsilon^2. \quad (11)$$

При этом средняя квадратическая невязка в узлах интерполяции составила 0.569, а вычисленное для контроля значение функции (11) в точке  $\varepsilon = 143.127^\circ$  составило  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z} = 3.001$ , что точно соответствует данным таблицы 1.

Обратная к (12) зависимость имеет вид:

$$\varepsilon \approx 51.107395 + 43.005361 \cdot \frac{\sigma_x}{\sigma_z} - 4.112756 \cdot \left(\frac{\sigma_x}{\sigma_z}\right)^2. \quad (12)$$

Средняя квадратическая невязка в узлах интерполяции составила 2.57, а вычисленное для контроля значение функции (12) в точке  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z} = 3.001$  совпало с табличным значением  $\varepsilon = 143.127^\circ$ .

4. На значение  $\sigma_x/\sigma_z$  некоторое влияние оказывает отношение длин отрезков (8). Установить характер этого влияния при несимметричной стереозасечке путём сингулярного анализа затруднительно. Можно только заключить, что оно может быть довольно неожиданным. Для того, чтобы исключить влияние этого фактора стереозасечка должна быть симметричной.

Результаты вычислений для трёхкратного перекрытия снимков приведены в таблице 2. В качестве угла  $\varepsilon$  представлен наибольший для трёх проектирующих прямых угол засечки.

Следует заметить, что в соответствии с (2), (3) матрица системы уравнений для трёх пересекающихся проектирующих прямых имеет размерность  $3 \times 2$ . Это матрица неполного ранга, при перестановке строк которой, сингулярные числа матрицы изменяются. Во избежание этого при получении данных табл. 2 матрица системы уравнений (2), (3) была дополнена нулевым столбцом.

Табл. 2 – Исходные данные и результаты вычислений для трёхкратного перекрытия снимков

Исходные данные				Результаты вычислений		
$S_1(x, z)$	$S_2(x, z)$	$S_3(x, z)$	$\varepsilon$ , град.	$\sigma_x$	$\sigma_z$	$\sigma_x/\sigma_z$
Симметричная стереозасечка						
(1, 60)	(0, 60)	(-1, 60)	1.9	1.41	103.92	0.014
(1, 6)	(0, 6)	(-1, 6)	18.9	1.41	10.39	0.136
(1, 3)	(0, 3)	(-1, 3)	36.9	1.41	5.20	0.271
(1, 1)	(0, 1)	(-1, 1)	90.0	1.41	1.73	0.815
(3, 1)	(0, 1)	(-3, 1)	126.9	4.24	1.73	2.451
(6, 1)	(0, 1)	(-6, 1)	161.1	8.49	1.73	4.908
(60, 1)	(0, 1)	(-60, 1)	178.1	84.85	1.73	49.046
Несимметричная стереозасечка						
(1, 1)	(0, 30)	(-1, 60)	46.0	1.11	67.10	0.017
(1, 1)	(0, 3)	(-1, 6)	54.5	1.20	6.82	0.176
(1, 1)	(0, 2)	(-1, 3)	63.4	1.29	3.78	0.341
(1, 1)	(0, 1)	(-3, 1)	116.6	3.25	1.57	2.070
(1, 1)	(0, 1)	(-6, 1)	125.5	6.14	1.51	4.066
(1, 1)	(0, 1)	(-60, 1)	134.0	60.02	1.43	41.972

Анализ данных табл. 2 показывает, что все закономерности, присущие двукратному перекрытию снимков, сохраняются и при трёхкратном перекрытии с той лишь разницей, что при равных углах засечки отношение  $\sigma_x/\sigma_z$  становится меньше приблизительно на 20%. То есть эллипс ошибок вытягивается в направлении высотной составляющей. Отсюда вытекает, что увеличивать кратность стереозасечки с целью выравнивания погрешностей определения плановых координат, с одной стороны, и высот точек местности, с другой стороны, нецелесообразно.

### Практический пример

Теперь рассмотрим практическую задачу. Пусть по снимкам создаётся топографическая карта масштаба 1 : 25 000. Установим угол засечки, при котором в точности обеспечивается требуемое соотношение между точностью определения координат точек местности в плане и по высоте.

В соответствии с [7] средние ошибки положения контуров составляют 0.5 мм в масштабе карты, а ошибки снятия их высот выражаются некоторыми диапазонами значений, зависящими от высоты сечения рельефа на топографической карте, характера рельефа и заселенности территорий. В пересчёте на средние квадратические погрешности для карты масштаба 1:25 000 имеем: для плановых координат – 15 метров, для высот – ориентировочно 2.5÷3.8 метра. Для расчётов примем минимальное значение  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z}$ , равное  $\frac{15}{3.8} \approx 3.95$ .

На основании последней колонки таблицы 1 значение  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z} = 3.95$  лежит в области углов засечки  $\varepsilon > 90^\circ$ . Следовательно для установления точного значения угла засечки необходимо воспользоваться выражением (12). Подставив в него заданное число, получим  $\varepsilon \approx 156.8^\circ$ . Это очень большой угол засечки даже для аэрофотосъёмки. При съёмке из космоса реализовать такую стереозасечку будет практически невозможно. Типичные углы засечки при съёмке из космоса лежат в диапазоне  $[50^\circ; 70^\circ]$ .

Изменим условие задачи и найдём погрешность определения высоты при угле засечки, например,  $\varepsilon = 60^\circ$  и погрешности определения плановых координат  $\sigma_x = 15$  метров.

Воспользуемся выражением (9) и для значения  $\varepsilon = 60^0$  получим  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z} \approx 0.598276$ . Отсюда  $\sigma_z \approx 25$  метров. Следовательно при заданном угле засечки реальная точность определения высоты будет в  $\frac{25}{3.8} \approx 6.6$  раза хуже требуемой.

Можно пойти от обратного и посмотреть какую точность определения плановых координат необходимо обеспечить для удовлетворения требований к точности определения высоты. Из полученного выше результата  $\frac{\sigma_x}{\sigma_z} \approx 0.598276$  при  $\sigma_z = 3.8$  метра непосредственно получим  $\sigma_x \approx 2.4$  метра.

Следовательно, для того чтобы при стереозасечке с углом  $\varepsilon = 60^0$  удовлетворить требования к точности координатных определений по отечественным топографическим картам, заданным в [7], необходимо обеспечить точность определения плановых координат со средней квадратической погрешностью на уровне 2.4 метра, а точность определения высот со средней квадратической погрешностью не хуже 3.8 метра.

Рассмотренная практическая задача в различных вариантах её постановки показывает как можно применить разработанный методический аппарат для обоснования решений, связанных с оценкой реально обеспечиваемого соотношения между погрешностями определения плановых координат и высот точек местности по съёмочной информации.

Таким образом достигнута цель настоящей статьи, состоящая в разработке методического аппарата оценки влияния геометрических условий съёмки на точность стереозасечки в плане и по высоте.

#### Библиографический список

1. Андрушевский Н.М. Анализ устойчивости решений систем линейных алгебраических уравнений: Учебное пособие. – М.: Издательский отдел факультета ВМиК МГУ имени М.В. Ломоносова (лицензия ИД 05899 от 24.09.2001 г.); МАКС Пресс, 2008. – 71 с.
2. Вершинин В.И. Априорная оценка точности координатных определений по космическим снимкам. – М.: Типография "Новости", 2011. – 250 с.: ил.
3. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. Издание шестое, дополненное и исправленное. – М., Государственное издательство физико-математической литературы, 1962, – 872 с.
4. Лобанов А.Н. Фотограмметрия: Учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. – М., "Недра", 1984, – 552 с.
5. Стрижов В.В. Методы индуктивного порождения регрессионных моделей: Научное издание. Вычислительный центр им. А.А.Дородницына Российской академии наук, 2008. – 61 с.
6. Форсайт Дж., Мальком М., Моулер К. Машинные методы математических вычислений. Пер. с англ. Х.Д. Икрамова – М.: Издательство «Мир», 1980. – 277 с.
7. Основные положения по созданию и обновлению топографических карт масштабов 1:10 000, 1:25 000, 1:50 000, 1:100 000, 1:200 000, 1:500 000, 1:1000 000. – М.: Издательство РИО ВТС, 1984 г. – 29 с.

#### Сведения об авторе

**Воронин Евгений Геннадьевич**, доктор технических наук, старший научный сотрудник, заместитель главного конструктора НПП «ОПТЭКС», 124460, Россия, г. Москва, Зеленоград а/я 45, т. 8 (499) 736-11-59, e-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru).

Область научных интересов: обработка данных дистанционного зондирования Земли, фотограмметрия.

## SINGULAR CALCULATION OF THE STEREOSCOPIC SERIF

© 2021 E. G. Voronin

The branch of JSC «Rocket and space center «Progress» – Scientific-production enterprise «OPTEKS» Moscow, Zelenograd

The article is devoted to the development of a methodological apparatus for evaluating the influence of geometric survey conditions on the ratio of errors in the planned and altitude components of determining the spatial coordinates of terrain points. For this purpose, an approach based on the singular analysis of the matrix of a system of equations of intersecting lines in the basis plane is used. It is shown that singular numbers characterize the ellipse of coordinate definition errors in plan and height. Singular numbers are calculated for the most typical cases of stereo shooting. It is noted that the geometric conditions of stereo photography are mainly determined by the serif angle. By interpolating the results of calculations of singular numbers, calculation formulas are obtained that characterize the direct and inverse dependence of the ratio of errors of the stereo-cut in plan and height on the serif angle. The article considers the practical problem of using the developed methodological apparatus to justify decisions related to the assessment of the ratio between the errors in determining the planned coordinates and the heights of terrain points from stereo images.

Stereoscopic serif, singular analysis, accuracy of coordinate definitions from images, geometric conditions of stereo photography, serif angle, error ellipse.

### References

1. Andrushevsky N. M. Analysis of stability of solutions of systems of linear algebraic equations: Textbook. - Moscow: Publishing Department of the faculty of VMiK MSU IME-Ni M. V. Lomonosov (license ID 05899 from 24.09.2001); MAKS Press, 2008. - 71 s. (In Russian)
2. Vershinin V. I. a Priori estimation of the accuracy of coordinate definitions from space images. Moscow: Novosti Printing House, 2011. - 250 s.: ill. (In Russian)
3. Vygodsky M. ya. Handbook of higher mathematics. Sixth edition, updated and corrected. M. M., State publishing house of physical and mathematical literature, 1962, - 872 p.
4. Lobanov A. N. Photogrammetry: Textbook for universities. 2nd ed., pererab. and add. M. m., "Nedra", 1984, - 552 s. (In Russian)
5. Strizhov V. V. Methods of inductive generation of regression models: Scientific publication. Computer center named after him. A. A. dorodnitsina of the Russian Academy of Sciences, 2008. - 61 s. (In Russian)
6. The Foresight Of John., Malcolm M., Moler K. computer methods for mathematical computations. TRANS. from the English. Kh. D. Ikramova-M.: Mir Publishing House, 1980. - 277 s. (In Russian)
7. Guidelines for creating and updating topographic maps of scales 1:10 000, 1:25 000, 1:50 000, 1:100 000, 1:200 000, 1:500 000, 1:1000 000. – M.: publishing house of the RIO PTS, 1984 – 29 s. (In Russian)

### About the author

**Voronin Evgeniy Gennadievich**, Deputy chief designer of NPP «OPTECS», 124460, Russia, Moscow, Zelenograd, t. 8 (499) 736-11-59, e-mail: optecs@samspace.ru.

## РАЗРАБОТКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ «РАПСОДИЯ» ДЛЯ СЪЕМКИ В КОРОТКОВОЛНОВОМ ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНЕ

©2021 А.М. Стальнов, С.Г. Данилов, М.А. Сиваков, А.В. Хватов

Филиал АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС»,  
г. Москва, г. Зеленоград

В данной статье приведено краткое техническое описание аппаратуры предназначенной для съемки в коротковолновом инфракрасном диапазоне. Также на примере ячейки показаны технические решения по защите аналогового сигнала от помех.

*Ключевые слова:* дистанционное зондирование Земли, оптико-электронная аппаратура коротковолнового инфракрасного диапазона.

Одним из значимых сегментов оборудования для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) являются приборы, позволяющие снимать в коротковолновом инфракрасном (КИК) диапазоне длин волн 0,9-2,5 мкм. В последнее время увеличивается объем задач для такой съемки:

- разведка нефтяных месторождений, других полезных ископаемых и геотермальных ресурсов, оценка других не возобновляемых ресурсов,
- спектральная селекция объектов,
- геологическое картирование,
- экологический контроль и мониторинг районов стихийных бедствий,
- оценка состояния сельскохозяйственной и лесной растительности,
- определение органического состава почв и уровня влажности и т.д.

Получение данной информации возможно благодаря уникальным свойствам поглощения электромагнитного излучения КИК-диапазона различными веществами. В КИК-диапазоне спектральные характеристики объектов органического и неорганического происхождения имеют сильные отличия. Это, например, существенно уменьшает маскировочную способность камуфляжных сетей и красок, и как следствие этого, позволяет обнаружить скрытые объекты в местах их дислокации.

В частности, в полосе канала с длиной волны ~ 1,25 мкм применяется для исследования особенностей поглощения железа, а также для определения количества влаги в листьях-индекс NDWI (Normalized Difference Water Index — нормализованный относительный индекс растительности).

Каналы в полосе 1,5–1,75 мкм позволяют идентифицировать искусственные материалы и химические вещества, например, пластмасса, нефтепродукты и т.д. Кроме того, сочетание данных, полученных в видимом, ближнем и КИК-диапазонах, позволяет точно отличать облака от других ярких объектов, таких как снег и лёд.

В полосе 2–2,4 мкм ключевым является поглощение электромагнитных волн минеральными породами, что позволяет определять химический состав минералов.

Кроме того, данные КИК-диапазона позволяют осуществлять наблюдение подстилающей поверхности в условиях дымки, смога, пыли, тумана, облачности и обнаруживать горящие участки земной поверхности в условиях задымления, что является чрезвычайно важным при локализации фронта пламени пожара и его очагов. Наименее чувствительным к атмосферным эффектам является канал в полосе 2,3–2,37 мкм. С помощью данных КИК-диапазона можно оценить температуру горения и интенсивность пламени на разных участках местности [1].

В связи с востребованностью данного направления ДЗЗ в НПП «ОПТЭКС» проводится разработка оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) «Рапсодия» для съемки в КИК-диапазоне. Разрабатываемая аппаратура предназначена для дистанционной оптико-электронной съемки подстилающей поверхности Земли в окне не прозрачности атмосферы (1,5...1,7) мкм. Основные параметры ОЭА «РАПСОДИЯ» представлены в табл. 1.

Табл. 1. Основные параметры ОЭА «РАПСОДИЯ»

№	Параметр	Значение
1	Спектральный диапазон, мкм.	1,5-1,7
2	Количество элементов разложение изображения	4088
3	Проекция пикселя при наблюдении в надир с зачетной высоты (H = 700 км), км	24
4	Полоса захвата, не менее, км	90
5	Максимальная частота строк, кГц	10
6	Потребляемая мощность, не более, Вт	15
7	Масса, кг (с учетом объектива и бленды)	14
8	Габариты, мм (с учетом объектива и бленды)	808x270x270

Конструктивно ОЭА «Рапсодия» выполнена в виде моноблока, в состав которого входят отдельные ячейки, в том числе:

- две ячейки КСЛИН;
- ячейка управления;
- группа ячеек, обеспечивающих выработку питающих напряжений;
- ячейка светодиодных излучателей.

Внешний вид (без защитного кожуха) ОЭА «РАПСОДИЯ» представлен на рис. 1.

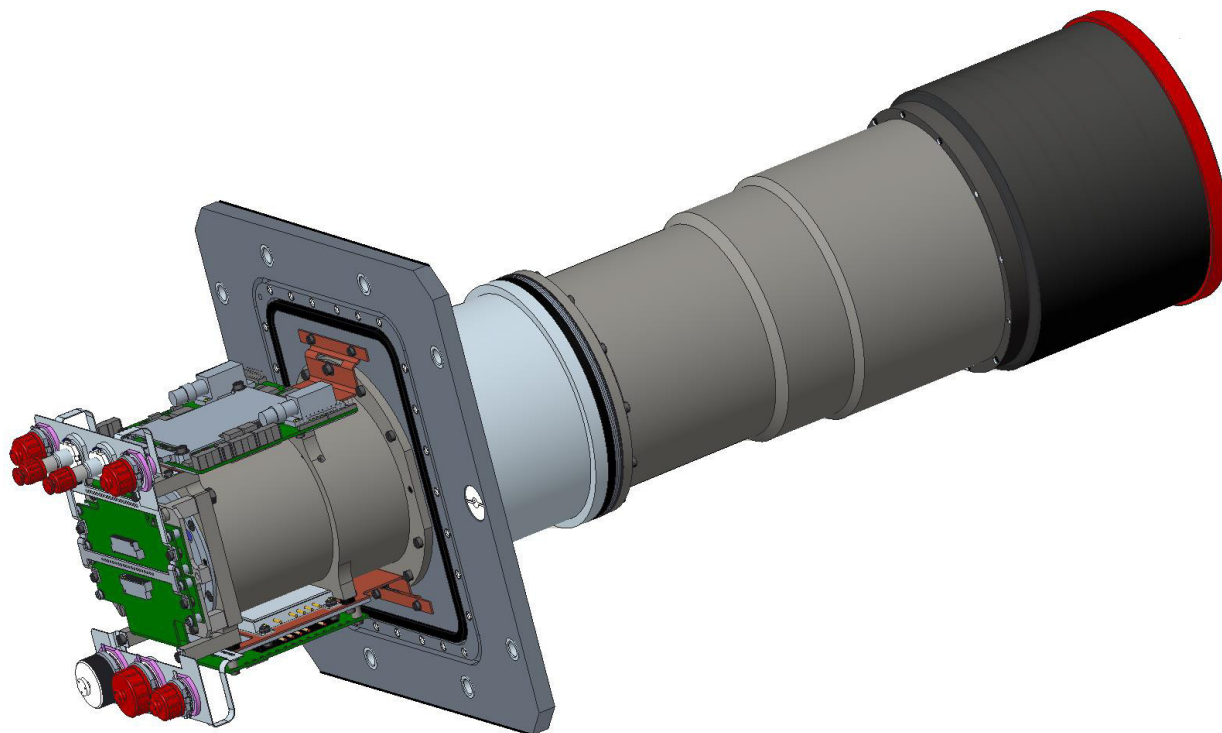


Рис. 1 – Внешний вид ОЭА «РАПСОДИЯ» (без защитного кожуха)

Ключевым компонентом ОЭА «Рапсодия» являются, прецизионно установленные друг относительно друга и относительно реперных знаков, два линейных фотоприёмных устройства (ФПУ).

В качестве схемы детектирования сигнала в ФПУ используется зарядовый интегратор, особенностью которого является возможность изменения накопительной емкости в диапазоне от 5 фФ до 830 фФ. Этим обеспечивается возможность изменения крутизны светосигнальной характеристики ФПУ в достаточно широких пределах.

В качестве фоточувствительных элементов в ФПУ используется линейка фотодиодов, выполненная на основе арсенида индия-галлия InGaAs.

Особенностью конструкции фокальной плоскости ОЭА «Рапсодия» является то, что ФПУ, ее образующие, размещены на двух отдельных ячейках (ячейках КСЛИН), положение которых друг относительно друга может регулироваться. Это позволило практически исключить неопределенность установки каждой ФПУ на печатные платы ячеек. Также появилась возможность более компактного размещения ячеек КСЛИН (с установленными на них соединителями) в корпусе блока.

На рис. 2 представлен внешний вид ячейки КСЛИН на несущей раме и ячейка до ее установки на раму.

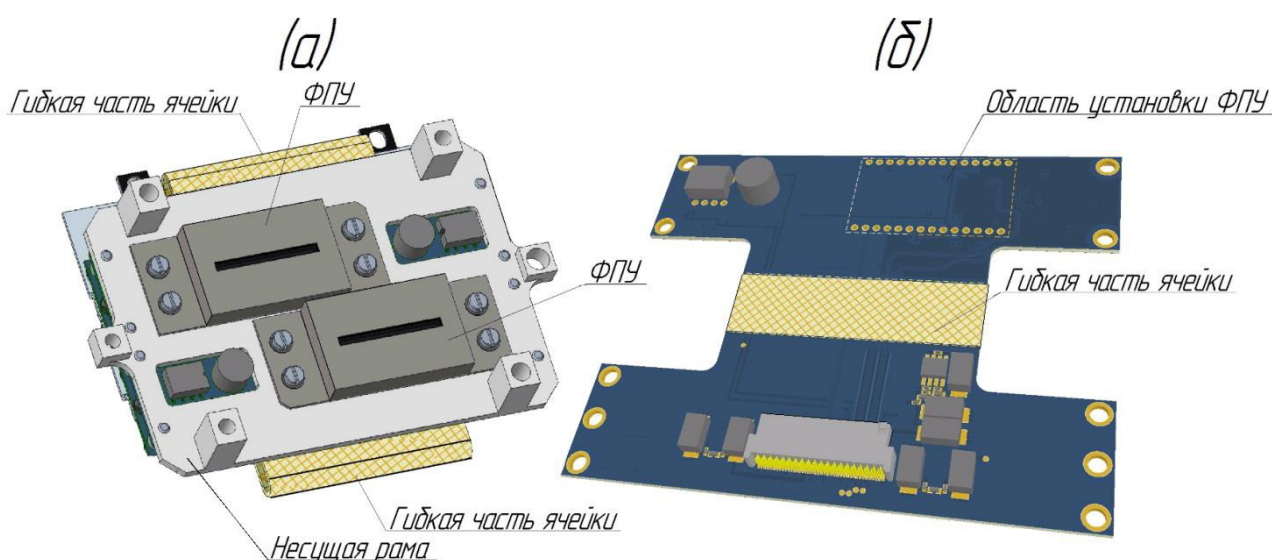


Рис. 2 – Внешний вид ячейки КСЛИН на несущей раме (а) и до её установки на раму (б)

Особенностью ОЭА «Рапсодия» является также то, что большинство аналоговых цепей в ней выполнены дифференциальными парами. Передача двух комплементарных сигналов по идентичным, согласованным друг с другом линиям, осуществляется с равной амплитудой и фазовым сдвигом  $180^\circ$ . Один из сигналов называется позитивным (прямым, не инверсным), второй - негативным (инверсным). Механизм работы помехоустойчивого режима дифференциального сигнала представлен на рис. 3. На рисунке видно, как помеха равномерно добавляется к инвертированному и неинвертированному сигналам. Приемник реагирует на разность напряжений между двумя сигналами, а не на несимметричное напряжение, и, таким образом, схема приёмника значительно уменьшит амплитуду внешних и перекрёстных помех [3].



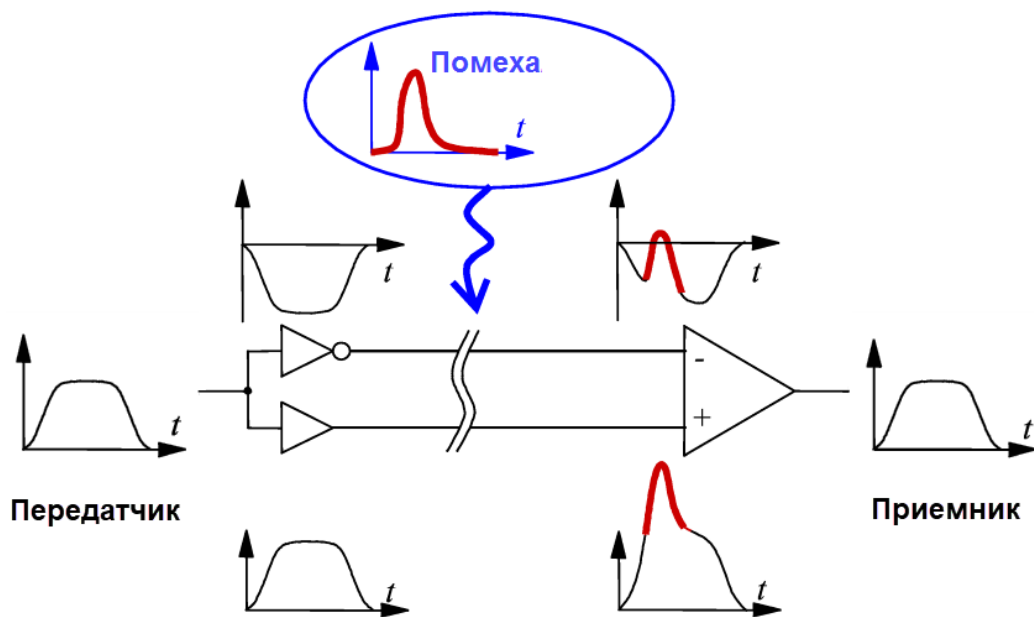


Рис. 3 – Механизм работы помехоустойчивого режима дифференциального сигнала

Для компенсации помех при трасировке линий была выбрана дифференциальная копланарная конструкция дифференциальной пары [3]. Ее схематичное изображение представлено на рис. 4.

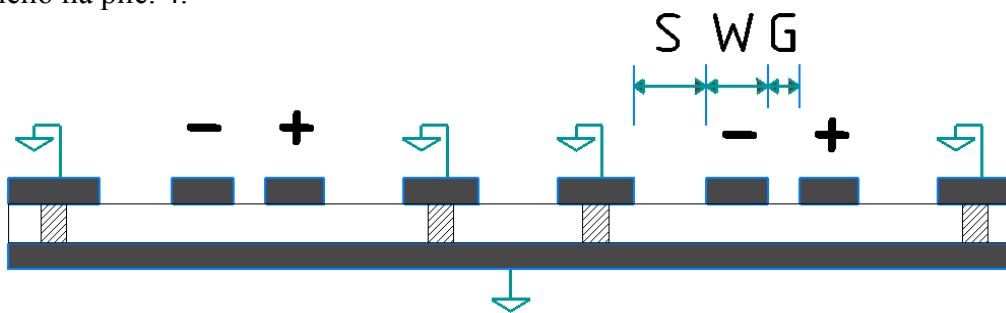


Рис. 4 – Конструкция копланарной дифференциальной пары

Современная САПР для проектирования печатной платы (ПП) позволяет учитывать как можно больше параметров, которые могут повлиять на расчет импеданса. Импеданс линии передачи зависит от геометрических размеров и формы проводников, а также от диэлектрической проницаемости материала, который находится рядом с ними или разделяет их. У проводников печатной платы наиболее критичным размером является отношение ширины проводников к высоте над или под опорным слоем[3].

При выборе размеров геометрии проводника можно воспользоваться встроенным в Altium Designer 21.0 инструментом. Результат представлен на рис. 5.

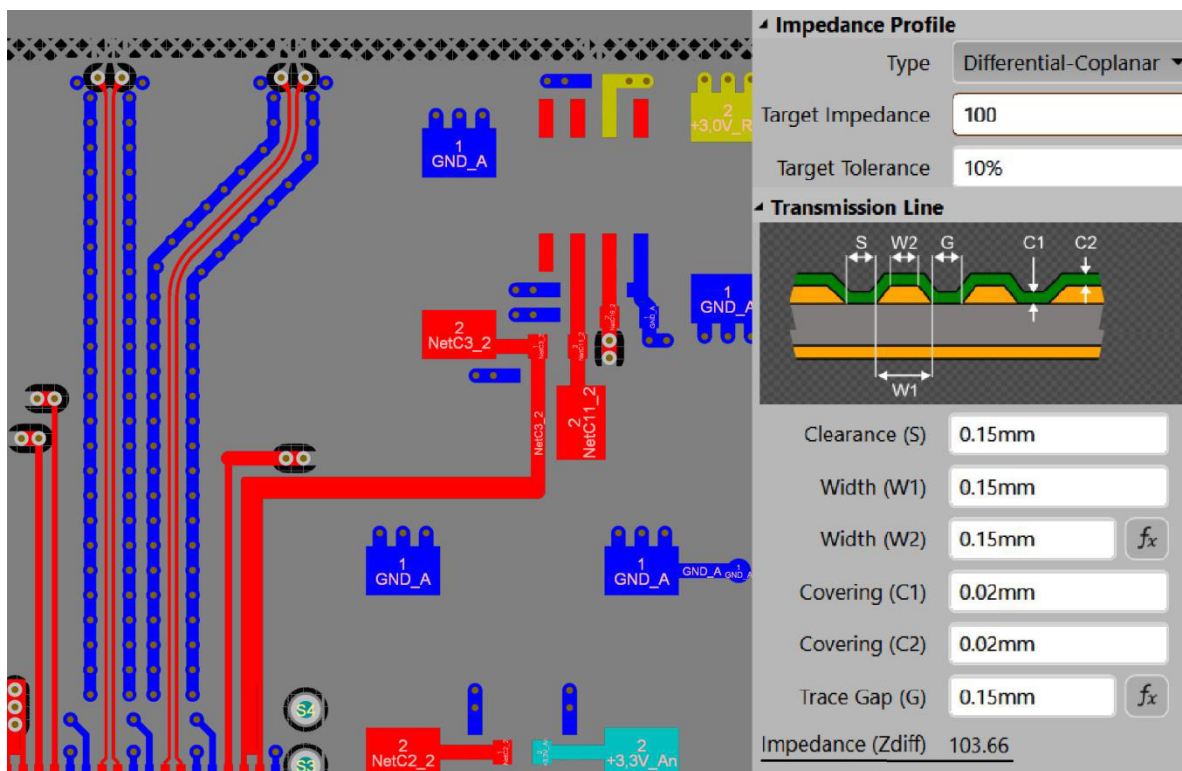


Рис. 5 – Инструмент расчета импеданса в окне программы Altium Designer

Из данных, представленных на рис. 5, видно, что значение импеданса входит в 10% допуск и составляет Impedance (Zdiff) – 103.66 Ом.

### Заключение

В данной работе рассмотрена актуальность съемки в КИК-диапазоне и, предназначенная для этих целей, ОЭА «Рапсодия». Также на примере ячейки КСЛИН показаны технические решения по защите аналогового сигнала от помех. Полученный при разработке и изготовлении опыт будет использован при проектировании новых образцов опико-электронных приборов.

### Библиографический список

1. Тенденции развития коммерческого сектора оптической космической съемки/ ГЕОМАТИКА №1'2014/
2. Интернет ресурс / НПК Фотоника / <https://www.npk-photonica.ru/product/7608/>.
3. Интернет ресурс / Расчет волнового сопротивления / Руководство по Altium Designe / [www.altium.com](http://www.altium.com).

### Информация об авторах

**Стальнов Алексей Михайлович**, главный специалист, филиала АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), тел. 8(499)734-94-93. Область научный интересов: опико-электронная аппаратура, цифровая и аналоговая схемотехника.

**Данилов Сергей Германович**, начальник отделения, филиала АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), тел. 8(499)734-94-93. Область научный интересов: дистанционное зондирование Земли, опико-электронная аппаратура, оптические устройства.

**Сиваков Максим Андреевич**, начальник отделения, филиала АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), тел. 8(499)734-94-93. Область научный интересов: проектирование опико-электронные приборы, цифровая и аналоговая схемотехника.

**Хватов Алексей Владимирович**, главный специалист, филиала АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), тел. 8(499)734-94-93. Область научных интересов: дистанционное зондирование Земли, оптико-электронная аппаратура.

## **DEVELOPMENT OF THE OPTOELECTRONIC DEVICE «RAPSDIA» FOR SURVEYING IN THE SHORTWAVE INFRARED (SWIR) BAND**

© A. M. Stalnov, S. G. Danilov, M. A. Sivakov, A. V. Khvatov

Dept JSC «SRC «Progress» - NPP «OPTECS», Moscow, Zelenograd

This article gives a brief technical description of the device designed for observing in the SWIR band. Technical solutions for protecting the analogue signal on the example of the cell.

*Key words:* Areas of research interests, SWIR band optoelectronic devices.

### **References**

1. Dvorkina B.A. (2014) Development Trends in the Commercial Optical Space Survey Sector, GEOMATIKA, №1.
2. NPK Photonica. [online] Available at: <https://www.npk-photonica.ru/product/7608/>.
3. Wave Impedance Calculation, Altium Design Instruction Manual. [online] Available at: [www.altium.com](http://www.altium.com)

### **Author**

**Stalnov Alexey Mikhaylovich**, Chief Specialist, of Dept JSC «SRC «Progress» - NPP «OPTECS», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), 8(499)734-94-93. Areas of research interests: optoelectronic devices, digital and analogue circuitry.

**Danilov Sergey Germanovich**, Head of Department, of Dept JSC «SRC «Progress» - NPP «OPTECS», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), 8(499)734-94-93. Areas of research interests: remote sensing of the Earth, target devices for space vehicles.

**Sivakov Maksim Andreyevich**, Head of Department, of Dept JSC «SRC «Progress» - NPP «OPTECS», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), 8(499)734-94-93. Areas of research interests: optoelectronic devices design, digital and analogue circuitry.

**Khvatov Aleksey Vladimirovich**, Chief Specialist, of Dept JSC «SRC «Progress» - NPP «OPTECS», E-mail: [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru), 8(499)734-94-93. Areas of research interests: the remote sensing of the Earth, target devices for space vehicles.

## **ИНТЕГРАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ ГИПЕРСПЕКТРОМЕТРОМ ПО СХЕМЕ ОФФНЕРА. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НА ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ФАКТОРОВ, УЧИТЫВАЕМЫХ МОДЕЛЬЮ**

©2021 А.А. Расторгуев

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье приводятся результаты вычислительного эксперимента по формированию серии гиперспектральных изображений. Для формирования изображений использовалась интегральная математическая модель процесса формирования изображения космическим гиперспектрометром на основе схеме Оффнера. Модель учитывает факторы, которые связаны с: оптическими и электронными характеристиками гиперспектрометра, параметрами работы во время съёмки, параметрами поступательного и углового движения во время съёмки, условиями освещённости предметной плоскости. С использованием результатов вычислительного эксперимента приводятся оценки влияния на характеристики гиперспектрального изображения: снижения уровня освещённости, изменения длины волны блеска дифракционной решётки, изменения чувствительности фотоэлектрического преобразователя, увеличения расфокусировки и дисторсии оптической системы гиперспектрометра, параметров углового движения и ориентации гиперспектрометра во время съёмки.

*Гиперспектрометр, формирование, изображения, космический, схема, Оффнера, математическая, модель, эксперимент, оптическая, система*

### **Введение**

На сегодняшний день происходит рост рынка дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), развитие методов обработки и классификации информации. Это обусловлено в первую очередь ростом числа активных космических аппаратов (КА), а также видов информации, получаемых с КА. Гиперспектральное ДЗЗ является перспективным направлением развития рынка ДЗЗ. Оно позволяет решать множество тематических задач. Помимо развития методов обработки, на сегодня существует тенденция к уменьшению массогабаритных характеристик самой гиперспектральной аппаратуры (ГСА) с сохранением качества изображения и высоких светосигнальных характеристик.

Функционирование ГСА в условиях космического полёта является достаточно сложным процессом, при котором на качество получаемой информации влияет множество различных факторов.

Существующие методы моделирования работы гиперспектральной аппаратуры (с получением модельного гиперспектрального изображения):

- не детализированы, имеют ограничения по быстродействию и по числу учитываемых факторов,
- не позволяют проводить моделирование функционирования сквозного тракта ГСА и не учитывают параметры движения в космическом пространстве,
- не позволяют моделировать формирование гиперспектрального изображения с учётом необходимой детализации по факторам, влияющим на качество изображения,
- не позволяют рассчитывать параметры сканирования ГСА с учётом получения заданного качества изображения и т.д.

### **Структура интегральной модели**

Структура разработанной интегральной модели формирования изображения космическим гиперспектрометром представлена на рис. 1. Для моделирования оптической и электронной части гиперспектрометра по схеме Оффнера использовалась модель формирования изображения, рассмотренная в работе [1].

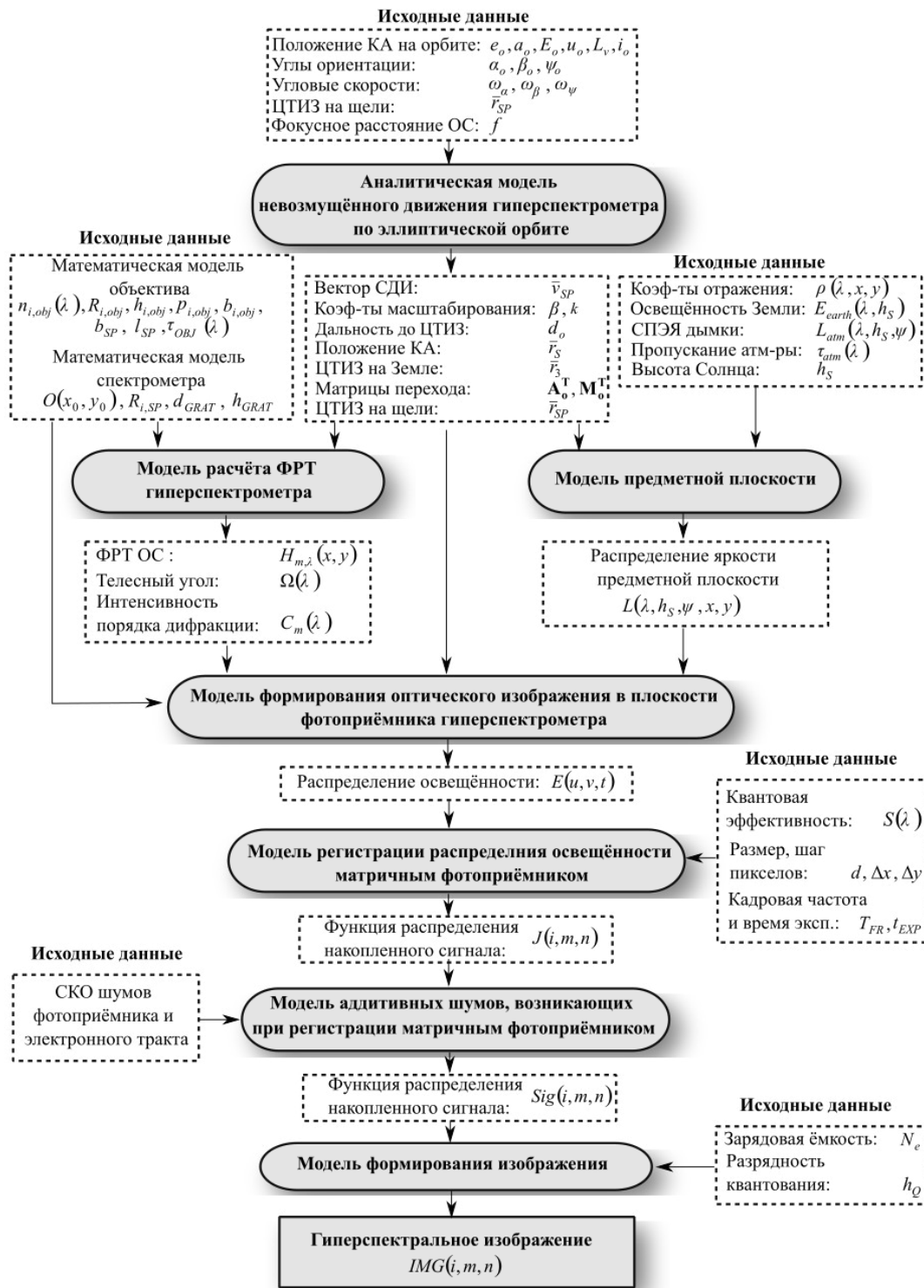


Рис. 1 – Структура интегральной модели процесса формирования изображения гиперспектрометром

### Исходные данные моделирования

*Характеристики оптико-электронной части и параметры работы.*

Для моделирования оптической части гиперспектрометра использовалась математическая модель оптической системы ( $f = 300$  мм), приведённая в работах [2, 3]. В качестве диспергирующего элемента использовалась модель дифракционной решётки с длиной волны блеска 640 нм [4]. В качестве регистратора использовалась модель фотоприёмника CMV2000, работающего в режиме биннинга в меридиональном и сагиттальном направлениях (размер пиксела 11 мкм). Кадровая частота регистратора была положена 340 Гц. Разрядность квантования сигнала – 10 бит на пиксел.

*Параметры орбитального движения гиперспектрометра.*

Пусть гиперспектрометр движется на околокруговой орбите с высотой 500 км и находится в точке с набором орбитальных параметров:  $e_o = 0$  км,  $a_o = 6878,245$  км,  $E_o = 55^\circ$ ,  $u_o = 0^\circ$ ,  $L_v = 90^\circ$ ,  $i_o = 97,3^\circ$ . Примем, что оптическая ось гиперспектрометра направлена в центр земного эллипсоида. Для выравнивания пространственного разрешения вдоль и поперёк направления вектора скорости движения изображения, выбрана угловая скорость по каналу тангажа равной  $\omega_\alpha = -0,1295$  %сек.

*Параметры предметной плоскости.*

Для формирования модели предметной плоскости было использовано панхроматическое изображение (2415 x 2294 пикселей, с проекцией пиксела ~1,6 м) участка местности в районе г. Сан-Диего (США). Данный снимок был преобразован в спектральные альбедо. Для этого в программном комплексе (ПК) ENVI на изображении были сформированы маски для 13 различных материалов (рис. 2). Спектральные альбедо материалов были взяты из [5, 6].

Моделирование формирования изображения будем проводить в диапазоне длин волн от 430 до 900 нм. Высота Солнца в момент съёмки была положена равной  $50^\circ$ .

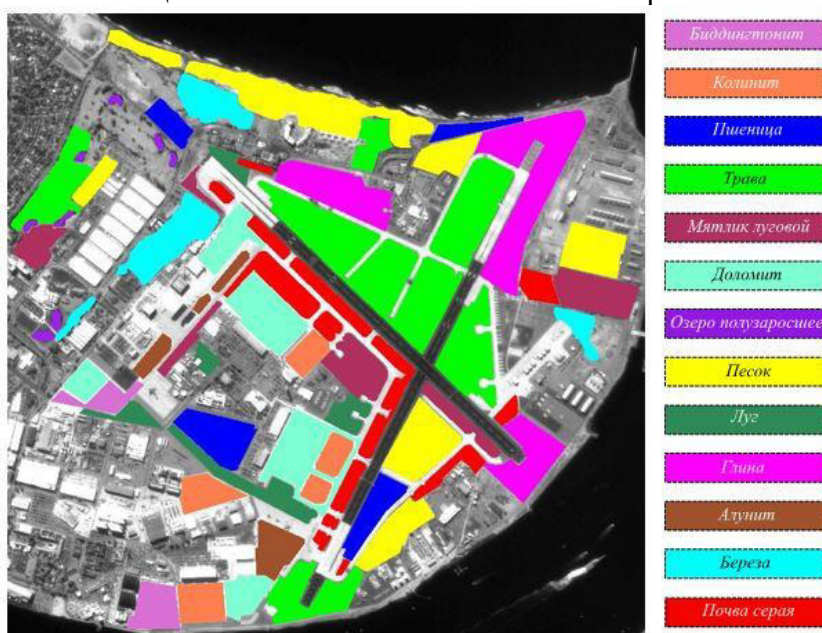


Рис. 2 – Предметная плоскость с масками в ПК ENVI (снимок района г. Сан-Диего, США)

**Результаты вычислительного эксперимента по формированию серии гиперспектральных изображений.**

На рис. 3 (а) приведён RGB-композит гиперкуба, а на рис. 3 (б) визуализация гиперкуба фрагмента изображения, сформированного с использованием интегральной модели процесса формирования изображения космическим гиперспектрометром по схеме Оффнера.

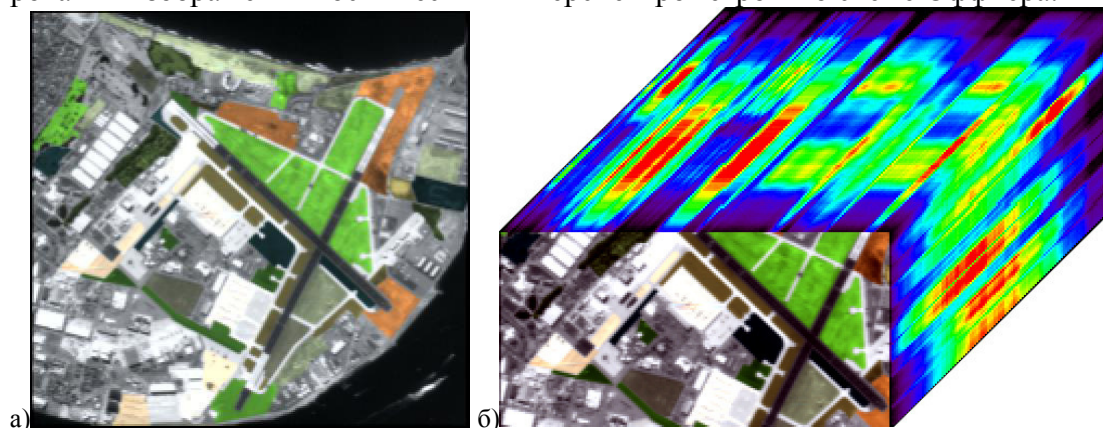


Рис. 3 – RGB- композит (а) и визуализация фрагмента (б) гиперкуба в ПК ENVI

Гиперкуб имеет 104 спектральных канала и в спектральном канале изображение имеет размер 219 x 209 пикселей. Проекция спектральной области на пиксел фотоприёмника составляет ~ 4,7 нм.

*Оценка влияния уменьшения уровня освещённости на гиперспектральное изображение.*

Получим гиперспектральное изображение с учётом снижения уровня освещённости предметной плоскости. Уменьшение освещённости произведём путём изменения значения угла Солнца с 50° до 10°.

На рис. 4 (а, б) приведены изображения спектрального канала длинноволновой области. На рис. 4 (б) видна зернистость, которая обусловлена в основном квантовыми шумами, возникающими при регистрации сигнала элементами матричного фотоприёмника. Ниже на рис. 4 (в, г) представлены спектры одних и тех же пикселей на изображении материала «берёза». Видно, что с большим уровнем освещённости рис. 4 (в) спектр материала более «гладкий», чем на рис. 4 (г).

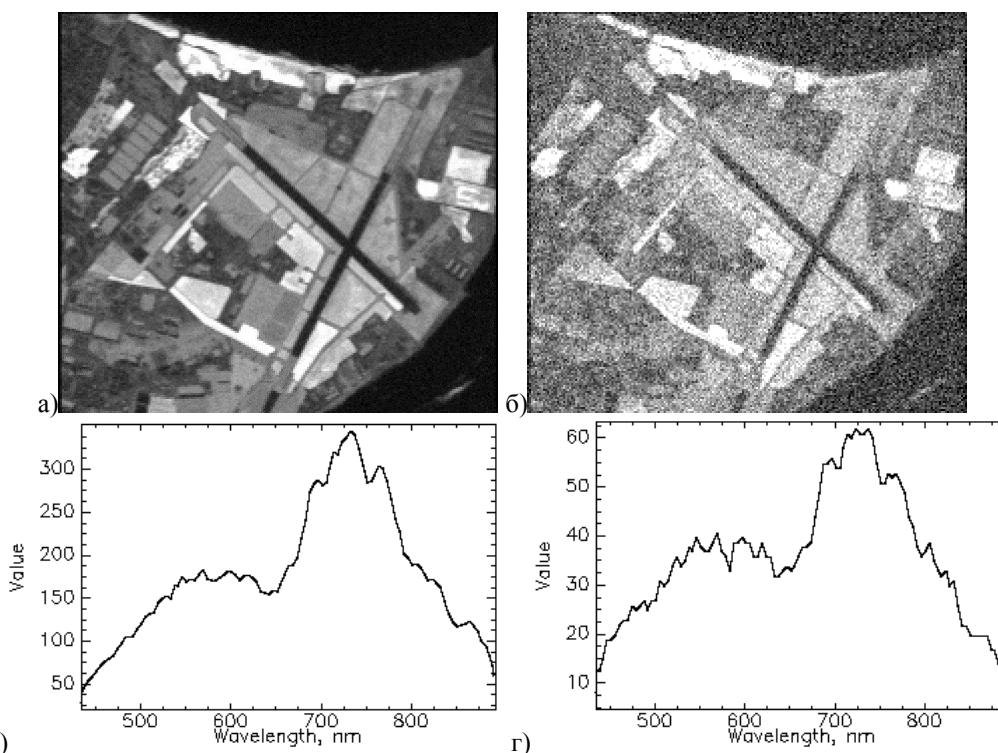


Рис. 4 – Демонстрация влияния снижения уровня освещённости на гиперспектральное изображение. Спектральный канал  $\lambda=893$  нм с большим (а) и меньшим (б) уровнем освещённости. Спектры одинаковых пикселей материала «берёза» с большим (в) и меньшим (г) уровнем освещённости

*Оценка влияния изменения длины волны блеска дифракционной решётки на спектральную характеристику.*

В работе [4] было показано, что для видимого диапазона длин волн оптимальной длиной волны блеска дифракционной решётки является 640 нм. Изменим эту длину волны блеска на 555 нм и промоделируем гиперспектральное изображение с учётом всех спектральных факторов, учитываемых моделью. Сравнение спектров одних и тех же пикселей изображения для различных материалов представлено на рис. 5.

Из рис. 5 видно, что применение решётки с длиной волны блеска 555 нм даёт большой сигнал в диапазоне длин волн от 430 нм и примерно до 550 нм. В сравнении с этим более оптимальной является дифракционная решётка с блеском на 640 нм, т.к. позволяет получить большой сигнал в диапазоне длин волн от 550 нм до 900 нм. Освещённость, в случае  $\lambda = 640$  нм, распределяется более равномерно на весь спектральный диапазон (от 430 нм до 900 нм).

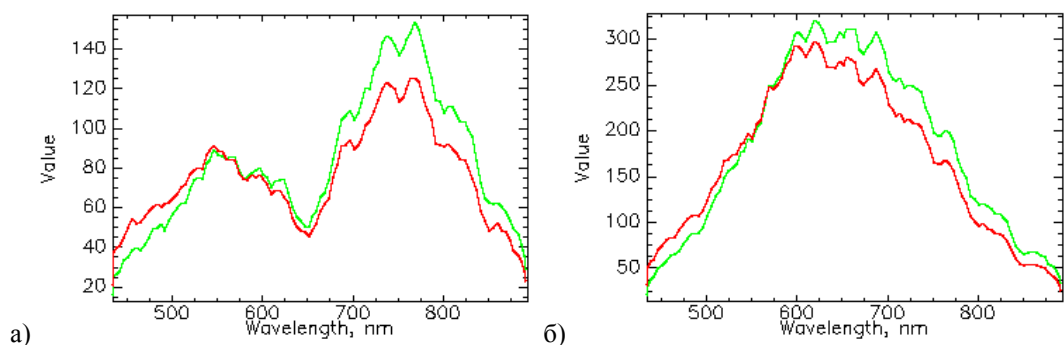


Рис. 5 – Спектры одинаковых пикселей материалов «берёза» (а), «глина» (б). Зелёная линия – дифракционная решётка с длиной волны блеска 640 нм, красная линия – 555 нм

*Оценка влияния изменения чувствительности фотоэлектрического преобразователя на спектральную характеристику.*

Аналогичным образом покажем влияние спектральной чувствительности регистратора на спектры материалов. Промоделируем гиперспектральное изображение с учётом всех спектральных факторов, но с использованием данных о чувствительности фотоприёмника МТ9М413.

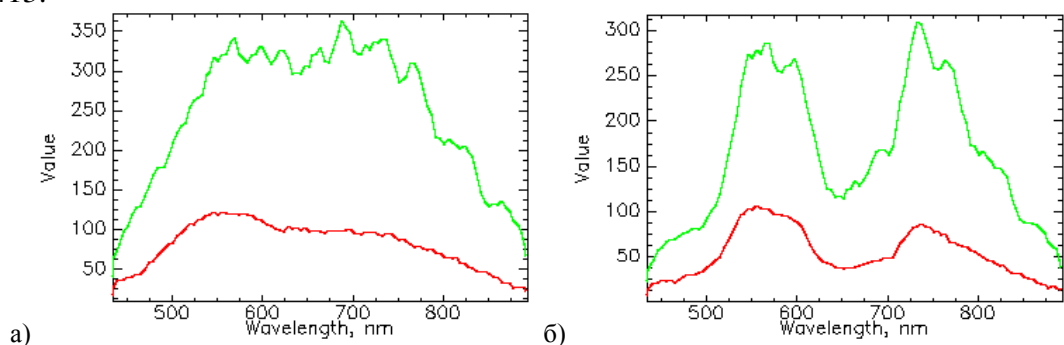


Рис. 6 – Спектры одинаковых пикселей материалов «песок» (а), «трава» (б). Зелёная линия – с использованием данных о чувствительности CMV2000, красная линия – МТ9М413

На рис. 6 спектры материалов, полученных с использованием чувствительности матрицы CMV2000 выделены зелёным цветом, матрицы МТ9М413 – красным цветом. Из рис. 6 видно, что спектры промодулированы чувствительностью регистраторов. Значения яркости для CMV2000 выше чем для МТ9М413 т.к. у первого регистратора чувствительность значительно выше за счёт использования технологии микролинзирования.

*Оценка влияния увеличения расфокусировки оптической системы гиперспектральной аппаратуры на качество гиперспектрального изображения*

На рис. 7 приведено сравнение спектральных характеристик пикселей на небольших и контрастных областях. Зелёным цветом показаны спектры пикселей без расфокусировки гиперспектрометра (размер ФРТ в сагиттальном направлении 5 мкм по полувысоте), красным – с расфокусировкой (ФРТ – 29 мкм по полувысоте). Пунктирной линией приведены спектры соседних пикселей с отличающимся спектром.

Данное смешивание спектров наблюдается на небольших контрастных областях и во многом зависит от направления движения изображения при регистрации освещённости фотоприёмником. Наблюдаемая расфокусировка не вносит серьёзных ошибок при формировании изображения больших площадей (на порядок больше проекции пиксела) с похожим спектром. Однако, если размеры объектов составляют порядка единиц проекций пикселей фотоприёмника, то происходит смешивание спектров с различных областей и снижение контраста.



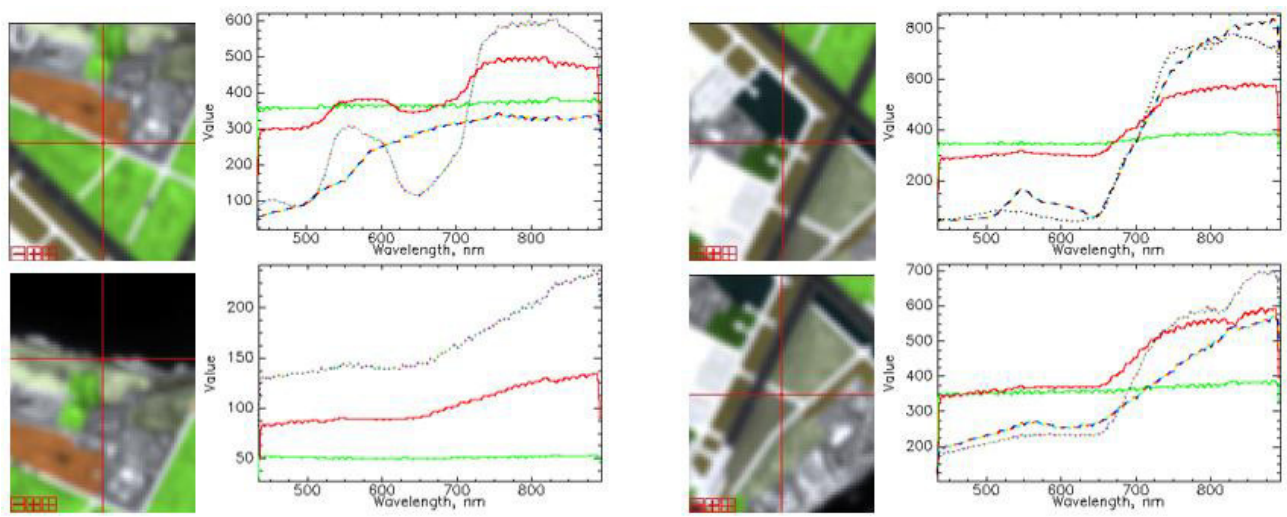


Рис. 7 – Спектры пикселей: без расфокусировки (зелёный цвет); с расфокусировкой (красный цвет); пунктирной линией показаны спектры соседних пикселей, с которыми происходит смешивание

*Оценка влияния увеличения дисторсии оптической системы гиперспектральной аппаратуры на качество гиперспектрального изображения*

Покажем теперь, как дисторсия, приводящая к трапецеидальности спектральных полос, влияет на спектральную характеристику. Промоделируем гиперспектральное изображение с увеличенной трапецеидальностью спектральных полос 20 мкм в рассматриваемом диапазоне длин волн и сравним с исходным изображением при отсутствии трапецеидальности (рис. 8).

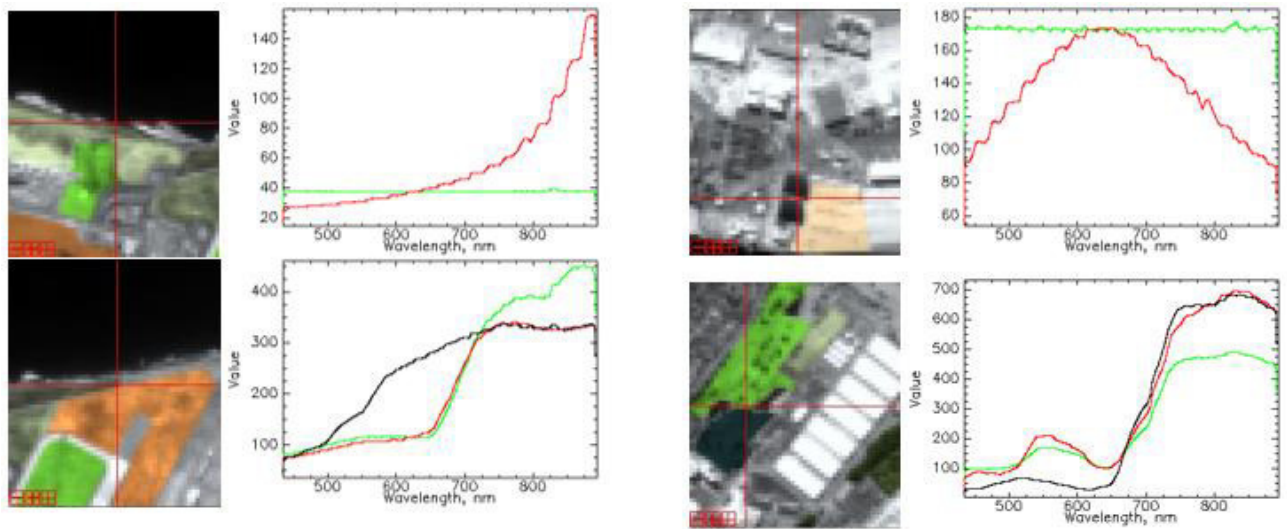


Рис. 8– Спектры пикселей: без дисторсии (зелёный цвет); с дисторсией (красный цвет); чёрной линией показан спектр нижележащего пиксела

Рассмотрим малые контрастные области с отличающимися спектральными характеристиками (рис. 8). Зелёным цветом здесь выделены спектры гиперкуба без дисторсии, красным цветом – с дисторсией. Чёрным цветом показан спектр нижележащего пиксела, у которого длинноволновая часть спектра проецируется на вышележащую область. Из рис. 8 видно, что большая трапецеидальность в плоскости изображения спектрометра приводит к наложению разных частей спектра граничных областей. Данная погрешность не вносит больших ошибок на однородных больших областях с одинаковым спектром. Однако, на разнородных областях рассматриваемая погрешность приводит к невозможности идентификации спектральных характеристик объектов.

*Оценка влияния параметров углового движения и углов ориентации гиперспектрометра на геометрию гиперспектрального изображения*

На рис. 9 (а) показан RGB-композит исходного гиперкуба ( $219 \times 209 \times 104$ ) с равным разрешением вдоль и поперёк направления движения изображения в плоскости регистратора. Параметры движения были выбраны таким образом, чтобы величина смаза была равна размеру пиксела регистратора (под смазом имеется в виду время накопления, умноженное на расстояние, пройденное изображением за время регистрации кадра фотоприёмным устройством). Во время съёмки гиперспектрометр имел угловую скорость по каналу тангажа равной  $\omega_a = -0,1295$  %сек.

На рис. 9 (б) значение угловой скорости по каналу тангажа была изменено на противоположное  $\omega_a = 0,1295$  %сек, что привело к увеличению продольной СДИ. Гиперкуб для данного случая имеет размеры  $161 \times 209 \times 104$ . Величина смаза, в данном случае, превышает размер пиксела фотоприёмника из чего следует, что пространственное разрешение определяется частотой среза ФПМ смаза. Т.е. разрешение в продольном направлении меньше (или хуже) чем в поперечном, определяется частотой среза ФПМ смаза, хотя и проекция пиксела регистратора остаётся фиксированной.

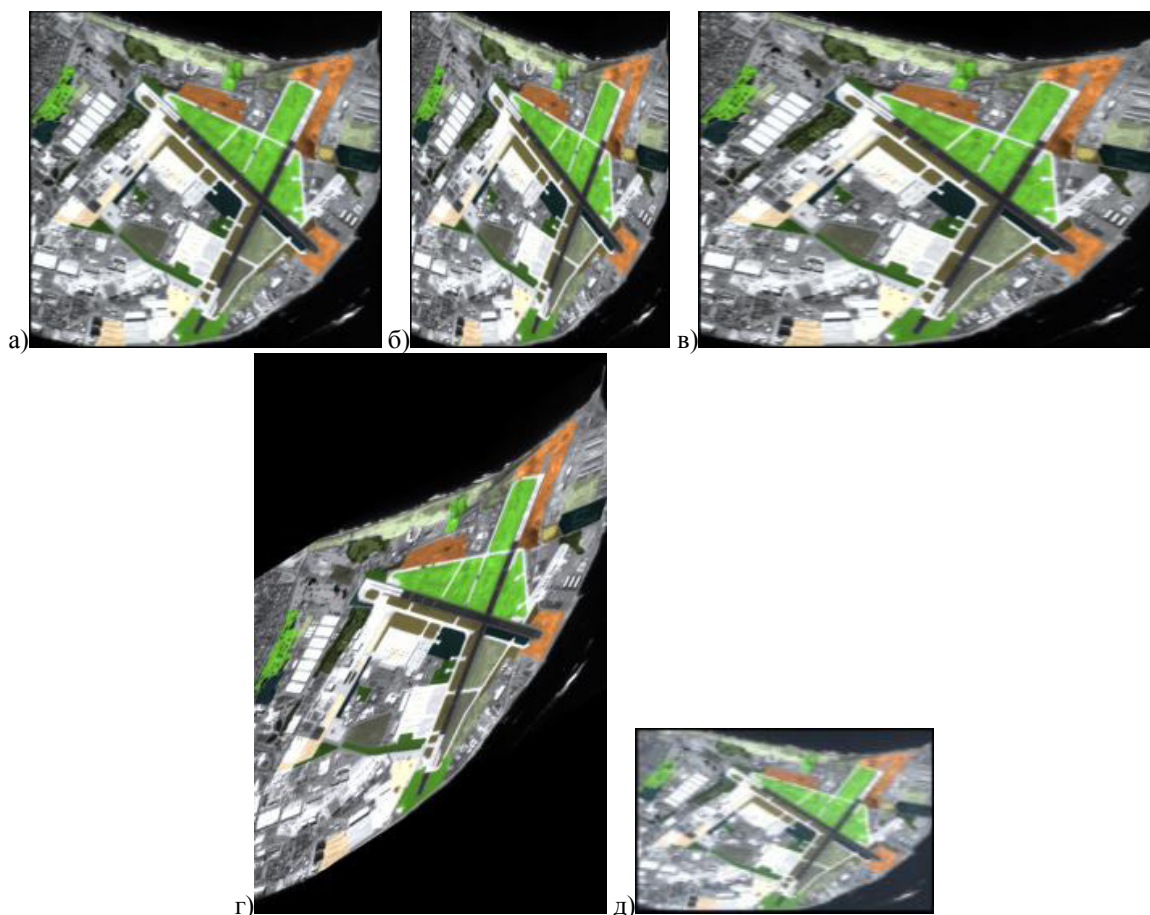


Рис. 9 – RGB-компози́ты с учётом различных параметров движения во время съёмки

На рис. 9 (в), наоборот, значение угловой скорости по каналу тангажа ещё больше было уменьшено по сравнению с исходным  $\omega_a = -0,3$  %сек, что привело к уменьшению продольной составляющей СДИ. В данном случае гиперкуб получился с размерами  $288 \times 209 \times 104$ . В продольном направлении величина смаза меньше размера пиксела регистратора и пространственное разрешение в данном направлении определяется частотой среза ФПМ фотоприёмника. Из этого следует, что изображение получено с равным разрешением вдоль и поперёк направления движения изображения. Однако, видно «вытягивание» изображения за счёт уменьшенной СДИ в данном направлении.

Для случая моделирования гиперкуба, RGB-композит которого изображён на рис. 9 (г) к составляющей угловой скорости по каналу тангажа была добавлена составляющая по каналу крена  $\omega_\alpha = -0,1295$  %сек,  $\omega_\beta = 0,5$  %сек. Из рисунка видно, что добавление составляющей угловой скорости по каналу крена привело к увеличению размеров изображения в сагиттальном направлении за счёт увеличенной поперечной составляющей СДИ. Размер данного гиперкуба составляет  $219 \times 350 \times 104$ . Величина смаза в поперечном направлении меньше размера пиксела регистратора, а в продольном направлении равна размеру пиксела, из чего следует, что пространственное разрешение в продольном и поперечном направлениях является равным. Однако, видно нарушение ортоскопии изображения, происходит «вытягивание» изображения вдоль вектора СДИ.

На рис. 4.13 (д) показан RGB-композит гиперкуба сформированного с учётом отворота оптической оси гиперспектрометра на  $45^\circ$  по каналу крена. Это привело к тому, что увеличилась дальность до предметной плоскости (737 км), а также изменилась СДИ в плоскости регистратора. Для того чтобы величина смаза была соответствовала размеру пиксела регистратора, продольная составляющая СДИ, по сравнению с исходным случаем, наоборот, была увеличена за счёт углового движения по каналу тангажа  $\omega_\alpha = 0,144$  %сек. Размер гиперкуба составил  $148 \times 92 \times 104$ . Из-за увеличения дальности до предметной плоскости происходит снижение пространственного разрешения. При этом, разрешение вдоль направления движения изображения больше (или лучше), чем в поперечном, из-за того, что разными являются проекции пикселов фотоэлектрических преобразователей в обоих направлениях.

#### **Библиографический список**

1. Расторгуев, А.А. Моделирование формирования изображения космическим гиперспектрометром по схеме Оффнера / А.А. Расторгуев, С.И. Харитонов, Н.Л. Казанский // Компьютерная оптика. – 2020. – Т. 44, № 1. – С. 12-21.
2. Казанский, Н.Л. Моделирование работы гиперспектрометра, основанного на схеме Оффнера, в рамках геометрической оптики / Н.Л. Казанский, С.И. Харитонов, А.В. Карсаков, С.Н. Хонина // Компьютерная оптика. – 2014. – Т. 38, № 2. – С. 271-280.
3. Казанский, Н.Л. Моделирование работы космического гиперспектрометра, основанного на схеме Оффнера [Текст] / Н.Л. Казанский, С.И. Харитонов, Л.Л. Досколович, А.В. Павельев // Компьютерная оптика. – 2015. – Т. 39, № 1. – С. 70-76.
4. Досколович, Л.Л. О коррекции эффекта перекрытия дифракционных порядков в спектрометре на основе схемы Оффнера / Л.Л. Досколович, Е.А. Безус, Д.А. Быков // Компьютерная оптика. – 2014. – Т. 38, № 4. – С. 777-781.
5. Шовенгердт, Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений / Р.А. Шовенгердт. – М.: Техносфера, 2010. – 560 с.
6. Кринов, Е.Л. Спектральная отражательная способность природных образований / Е.Л. Кринов. – Л.: АН СССР, 1947. – 272 с.

#### **Информация об авторах**

**Расторгуев Андрей Алексеевич**, ведущий инженер-конструктор, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс».

Область научных интересов: дистанционное зондирование Земли, моделирование работы гиперспектральной аппаратуры. E-mail: [goto.anras@gmail.com](mailto:goto.anras@gmail.com).

# INTEGRAL MODEL OF THE IMAGE FORMATION PROCESS BY A SPACE HYPERSPLECTROMETER BASED ON OFFNER'S SCHEME. ESTIMATION OF THE INFLUENCE ON HYPERSPLECTRAL IMAGE OF FACTORS TAKEN INTO ACCOUNT THE MODEL

©2021 A.A. Rastorguev

JSC «SRC «Progress», Samara

The article presents the results of a computational experiment on the formation of a series of hyperspectral images. An integral mathematical model of the image formation process by a space hyperspectrometer based on the Offner scheme was used to form the images. The model takes into account factors that are associated with: optical and electronic characteristics of the hyperspectrometer, operating parameters during shooting, parameters of translational and angular movement during shooting, lighting conditions of the object plane. Using the results of a computational experiment, estimates of the effect on the characteristics of a hyperspectral image are given: a decrease in the illumination level, a change in the wavelength of the brightness of a diffraction grating, a change in the sensitivity of a photoelectric converter, an increase in defocusing and distortion of the optical system of a hyperspectrometer, parameters of angular motion and orientation of the hyperspectrometer during shooting.

*Hyperspectrometer, formation, image, space, scheme, Offner, mathematical, model, experiment, optical, system*

## References

1. Rastorguev AA, Kharitonov SI, Kazanskiy NL. Modeling of image formation with a spaceborne Offner hyperspectrometer. *Computer Optics* 2020; 44(1): 12-21.
2. Kazanskiy N.L., Kharitonov S.I., Karsakov S.I., Khonina S.N. Modeling action of a hyperspectrometer based on the Offner scheme within geometric optics. *Computer Optics* 2014; 38(2): 271-280.
3. Kazanskiy N.L., Kharitonov S.I., Doskolovich L.L., Pavelyev A.V. Modeling the performance of a spaceborne hyperspectrometer based on the Offner scheme. *Computer Optics* 2015; 39(1): 70-76.
4. Doskolovich L.L., Bezus E.A., Bykov D.A. On the compensation of the diffraction orders overlap effect in the Offner spectrometer. *Computer Optics* 2014; 38(4): 777-781.
5. Schowengerdt R.A. Remote sensing. Models and methods of image processing. Orlando, FL, USA: Academic Press, Inc.; 2006. ISBN: 978-0-12369-407-8.
6. Krinov E.L. Spectral reflectivity of natural formations. – L.: AN SSSR, 1947. – 272 p.

## About the authors

**Andrey Alekseevich Rastorguev**, leading design engineer, JSC «SRC «Progress».

Area of scientific interests: remote sensing of the Earth, modeling of the work of hyperspectral equipment. E-mail: [goto.anras@gmail.com](mailto:goto.anras@gmail.com).

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 3: Системы управления,  
космическая навигация и связь**

## УПРАВЛЯЮЩИЙ ДВИГАТЕЛЬ-МАХОВИК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2021 Е.О. Андрияшин<sup>1</sup>, Т.М. Ганова<sup>1</sup>, Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, А.А. Деккер<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов»,  
г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического  
приборостроения, г. Санкт-Петербург

В данной работе рассматриваются вопросы проектирования управляющего двигателя-маховика для перспективных малых космических аппаратов. Представлены описание конструкции и состав управляющего двигателя-маховика, даны его основные технические характеристики. Приведены принцип работы электропривода с двухконтурным регулированием и его структурная схема.

*Управляющий двигатель-маховик, электропривод, система управления движением, обратная связь по скорости, обратная связь по току, управление моментом.*

Разрабатываемый АО «НИИ командных приборов» управляющий двигатель-маховик (УДМ) входит в систему управления движением (СУД) перспективного малого космического аппарата (МКА) и предназначен для создания управляющих моментов, воздействующих на МКА в режимах стабилизации и программных поворотов.

УДМ выполнен на базе отечественных материалов, покупных комплектующих изделий и электронной компонентной базе в виде моноблока и состоит из двигателя-маховика (ДМ) и блока управления двигателем-маховиком (БУДМ).

ДМ построен на базе бесконтактного двигателя с постоянными магнитами, в состав которого входит датчик положения ротора (ДПР). Прибор ДМ выполнен в герметичном исполнении для повышения надёжности и увеличения ресурса.

БУДМ обеспечивает информационный обмен по магистральному последовательному интерфейсу (МПИ) в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003, а также управление двигателем [1]. Внешний вид УДМ представлен на рисунке 1.

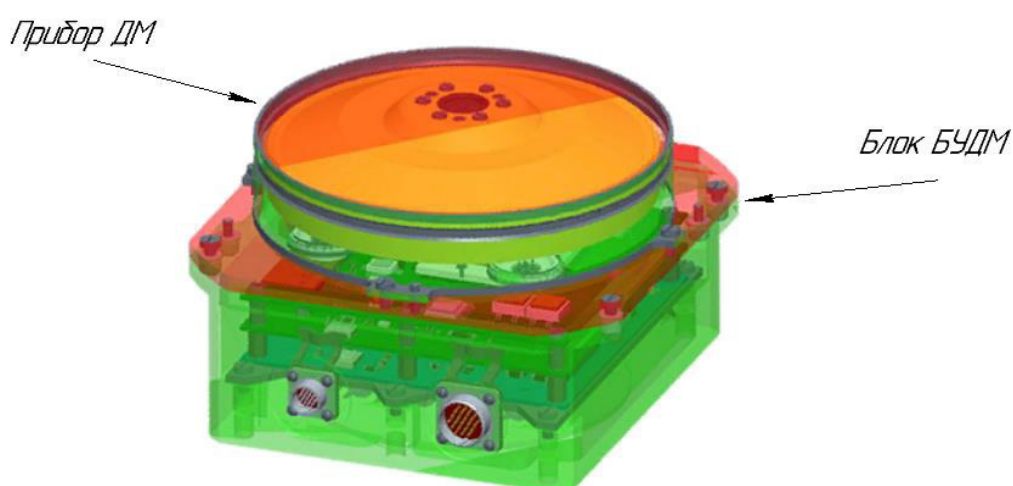


Рис.1 – Внешний вид УДМ

Основные технические характеристики разрабатываемого УДМ представлены в табл. 1.

Табл. 1 – Основные технические характеристики УДМ

№ п/п	Параметр УДМ	Проектное значение	Примечание
1	Максимальный кинетический момент, Н·м·с	$\pm(1\pm 0,1)$	
2	Диапазон изменения управляющего момента, Н·м	$\pm 0,05$	
3	Единица младшего разряда управляющего кода, Н·м	0,0001	
4	Погрешность исполнения управляющего момента, не более, %	10	
5	Диапазон изменения скорости вращения ротора, рад/с	$\pm 628$	Частота вращения ротора $\pm (6000 \text{ об/мин} \pm 10\%)$
6	Напряжение питания постоянного тока, В	23...32	
7	Мощность, потребляемая УДМ, Вт, не более: – при нулевом управляющем моменте – в остальных режимах	6 50	
8	Масса УДМ, кг	2,83 (масса ДМ - 1,3)	При кинетическом моменте УДМ $\pm (1 \text{ Н·м·с})$
9	Габаритные размеры УДМ, мм	166x166x117	
Примечание: возможно изменение кинетического момента УДМ с сохранением габаритных размеров от $\pm 0,5 \text{ Н·м·с}$ до $\pm 2 \text{ Н·м·с}$ за счёт изменения момента инерции ротора ДМ и применения универсального БУДМ. При этом масса ДМ будет составлять 1,03 кг (при реализации кинетического момента $\pm 0,5 \text{ Н·м·с}$ ) и 1,75 кг (при реализации кинетического момента $\pm 2 \text{ Н·м·с}$ ). Максимальный управляющий момент для всех типов конструкции ДМ составляет $\pm 0,05 \text{ Н·м}$ .			

Конструктивно блок БУДМ состоит из трёх плат, собираемых в этажерочную конструкцию. Он включает в свой состав:

- плату вторичных источников питания (ВИП);
- плату ключевого усилителя мощности (КУМ);
- плату оконечного устройства (ОУ).

Межплатные соединения выполнены с помощью прямоугольных соединителей, стыкующихся при сборке блока, и монтажных проводов различного сечения.

Сборка БУДМ устанавливается в прямоугольный корпус из алюминиевого сплава, одновременно являющийся основанием УДМ.

Конструктивно ДМ состоит из маховика инерционного, корпуса и герметизирующего кожуха. В состав маховика инерционного входят ротор, ось, бесконтактный двигатель постоянного тока без дублирования цепей, два шарикоподшипника (ШП) с закладкой в ШП смазки.

ДМ обеспечивает создание управляющего момента путём изменения скорости вращения своего ротора. Для повышения точностных характеристик электропривода в системе применяют двухконтурное регулирование: внешний контур – с обратной связью по угловой скорости, внутренний контур – с обратной связью по току.

Структурная схема электропривода УДМ приведена на рисунке 2, где И – интегратор задаваемого момента; БКТ – блок компенсации трения;

РС – регулятор скорости; РТ – регулятор тока; ШИМ – широтно-импульсный модулятор; КУМ – ключевой усилитель мощности; Д – двигатель; ДТ – датчик тока; МКА – малый космический аппарат; М – маховик; ДПР – датчик положения ротора; ПУ – преобразователь угла; ВС – вычислитель скорости;  $N_{УМ}$  – код задаваемого управляющего момента;  $N_{БКТ}$  – код тока для преодоления момента трогания;  $N_{\omega}^{зад}$  – код задаваемой угловой скорости вращения ДМ;  $N_{\omega}$  – код рассчитанного значения угловой скорости вращения ДМ;  $\Delta N_{\omega}$  – сигнал рассогласования контура угловой скорости вращения ДМ;  $N_{РС}$  – выходной сигнал регулятора скорости;  $N_I$  – код задаваемого тока двигателя;  $\Delta N_I$  – сигнал рассогласования контура тока;  $N_{РТ}$  – выходной сигнал регулятора тока;  $T_i$  – управляющие сигналы ШИМ;  $U_{пит}$  – напряжение питания КУМ;  $U_q$  – напряжение, подаваемое на обмотки двигателя;  $I_D$  – ток двигателя;  $N_I^{изм}$  – код измеренного тока двигателя;  $M_{ЭМ}$  – электромагнитный момент двигателя;  $M_C$  – момент сопротивления;  $M_y$  – управляющий момент;  $\alpha_{ДМ}$  – угловое положение ротора ДМ;  $U_{ДПР}$  – выходные напряжения ДПР двигателя;  $N_{\alpha}$  – код углового положения ротора ДМ [2].

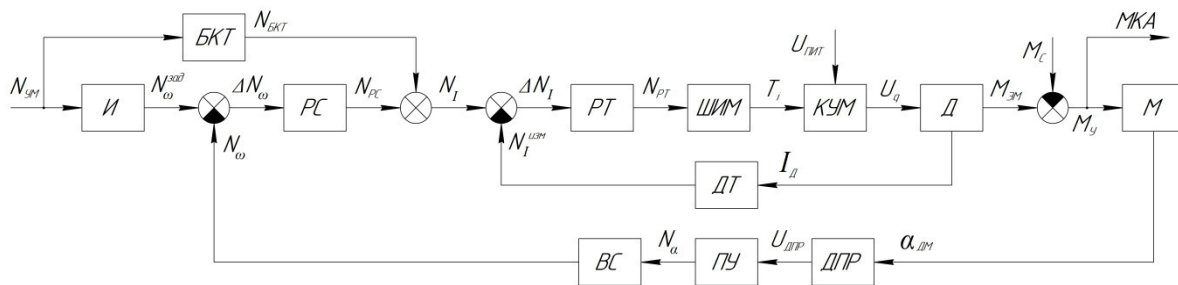


Рис.2 – Структурная схема электропривода УДМ

Электропривод УДМ функционирует следующим образом: код задаваемого управляющего момента  $N_{УМ}$  преобразуется в код задаваемой угловой скорости вращения  $N_{\omega}^{зад}$  интегратором И. В основном контуре регулирования скорости сигнал рассогласования скорости вращения ДМ  $\Delta N_{\omega}$ , являющийся разностью между кодом  $N_{\omega}^{зад}$  и кодом рассчитанного значения угловой скорости вращения  $N_{\omega}$ , преобразуется пропорционально-интегральным регулятором скорости РС. Этот сигнал суммируется с кодом тока для преодоления момента трогания  $N_{БКТ}$ , формируемым блоком компенсации трения БКТ для улучшения характеристик электропривода на малых скоростях, и формирует управляющий сигнал токовым контуром с обратной связью, пропорциональный электромагнитному моменту двигателя  $M_{ЭМ}$ . Разность между электромагнитным моментом  $M_{ЭМ}$  и моментом сопротивления  $M_C$  будет являться управляющим моментом  $M_y$ , поступающим на МКА. Во внешнем канале обратной связи ДПР из углового положения ротора ДМ  $\alpha_{ДМ}$  формирует выходные напряжения  $U_{ДПР}$ . Преобразователь угла ПУ конвертирует их в код углового положения ротора ДМ  $N_{\alpha}$  и затем вычислитель скорости ВС определяет код рассчитанного значения угловой скорости вращения  $N_{\omega}$ .

Применение двухконтурного регулирования в электроприводе УДМ позволяет полностью скомпенсировать влияние момента сопротивления и обеспечить погрешность управляющего момента существенно ниже, чем при использовании одного контура регулирования тока двигателя.



Применение материалов, покупных комплектующих изделий и элементной компонентной базы отечественного производства при производстве УДМ позволяет полностью оставаться независимыми от зарубежных компаний и поставщиков.

### Библиографический список

1. Мкртычян А.Р., Николаенко А.А., Положенцев Д.С., Филатов Ю.К., Казаков Е.П. Вопросы проектирования электропривода перспективного управляющего двигателя-маховика // Завалишинские чтения'20. СПб.: ГУАП, 2020. – С. 122–128.
2. Положенцев Д.С. Проектирование и моделирование работы электропривода управляющего двигателя-маховика // Завалишинские чтения'19. СПб.: ГУАП, 2019. – С. 103–107.

### Информация об авторах

**Андрюшин Евгений Олегович**, начальник отдела по разработке комплексов гироскопических приборов и исполнительных электромеханических устройств, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. +7-911-731-20-90, эл. п.: info@niicom.ru. Область научных интересов: проектирование исполнительных электромеханических устройств.

**Ганова Татьяна Михайловна**, и.о. начальника сектора по разработке исполнительных электромеханических устройств, к.т.н., АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. +7-921-400-98-65, эл. п.: [info@niicom.ru](mailto:info@niicom.ru). Область научных интересов: проектирование исполнительных электромеханических устройств.

**Положенцев Дмитрий Сергеевич**, начальник сектора по разработке электроприводов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16; ассистент кафедры управления в технических системах ГУАП, Россия, 190000, Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, д. 67, лит. А, тел. +7-904-647-65-64. Область научных интересов: системы автоматического управления, прецизионный электропривод.

**Деккер Александр Альбертович**, инженер сектора по разработке электроприводов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16; тел. +7-965-003-18-66. Область научных интересов: системы автоматического управления, электропривод, математическое моделирование.

## REACTION FLYWHEEL OF FORWARD-LOOKING SMALL SPACECRAFTS

© 2021 E.O. Andryushin<sup>1</sup>, T.M. Ganova<sup>1</sup>, D.S. Polozhentcev<sup>1,2</sup>, A.A. Dekker<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC «Command Devices Research Institute», St. Petersburg

<sup>2</sup>Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, St. Petersburg

This paper discusses the design issues of the reaction flywheel of forward-looking small spacecrafts. The article presents the description of the reaction flywheel design and composition, information about its main technical characteristics. The operation principle of electric drive with double-circuit regulation and its structural circuit are shown.

*Reaction flywheel, electric drive, motion control system, velocity feedback, current feedback, torque control.*

### References

1. Mkrtychan A.R., Nikolaenko A.A., Polozhentcev D.S., Filatov Y.K., Kazakov E.P. Issues of design of reaction flywheel electric drive // Zavalishin's Readings'20. SPb.: SUAI, 2020. – pp. 122–128.

2. Polozhentcev D.S. Design and simulation of reaction flywheel electric drive // Zavalishin's Readings'19. SPb.: SUAI, 2019. – pp. 103–107.

#### **About the Authors**

**Andryushin Evgeniy Olegovich**, head of the gyroscopic devices and executive electromechanical devices development department, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216, ph. +7-911-731-20-90, e-mail: info@niicom.ru. Area of research: executive electromechanical devices development.

**Ganova Tatyana Mihailovna**, acting head of section the executive electromechanical devices development department, candidate of engineering, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216, ph. +7-921-400-98-65, e-mail: info@niicom.ru. Area of research: executive electromechanical devices development.

**Polozhentcev Dmitri Sergeevich**, head of the department of electric drive design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216; assistant at the department of control in technical systems, Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Bolshaya Morskaya st., Bldg. 67, Block A, St. Petersburg, Russia, 190000, ph. +7-904-647-65-64. Area of research: automatic control systems, precision electric drive.

**Dekker Aleksandr Albertovich**, engineer at the department of electric drive design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216, ph. +7-965-003-18-66. Area of research: automatic control systems, electric drive, math modeling.

## УНИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ МАГНИТНЫХ СИСТЕМ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2021 А.А. Николаенко<sup>1</sup>, Д.О. Якимовский<sup>1,2</sup>, Д.Й. Джукич<sup>1,3</sup>, С.А. Киселёв<sup>1</sup>,  
А.Б. Андерсон<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов»,  
г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического  
приборостроения, г. Санкт-Петербург

<sup>3</sup>Балтийский государственный технический университет «Военмех»  
им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

В данной работе рассмотрены вопросы унификации элементов магнитных систем сброса кинетического момента космического аппарата. Представлены различные составы магнитной системы, их основные технические характеристики и способы унификации изделия.

*Магнитная система сброса кинетического момента, система управления ориентацией космического аппарата, электронный прибор, программное обеспечение, контрольно-проверочная аппаратура.*

Магнитные системы сброса кинетического момента (МССКМ) применяют в системах управления ориентацией космических аппаратов (КА). Наиболее распространенными являются автономные магнитные системы, в состав которых входят измерители магнитного поля Земли – датчики феррозондовые (ДФ) [1, 2]. Входным сигналом для таких систем является величина накопленного кинетического момента КА, который следует компенсировать. Магнитные системы аналитического типа работают, используя математическую модель магнитного поля Земли, без применения ДФ. Входными данными для них являются величины кинетического момента и информация о пространственном положении КА на орбите. Несмотря на существенное различие в принципах формирования управляющих моментов указанных систем, их аппаратная часть мало различается. Это связано с применением в электронных устройствах программируемых цифровых микросхем – микроконтроллеров, ПЛИС и т.п. Определяющими для габаритных и массовых характеристик системы являются силовые магниты (СМ). СМ, их величина номинального магнитного момента и электрические параметры, определяют схемотехнику выходного каскада усилителя мощности для СМ и вторичных источников питания (ВИП), которые служат для обеспечения гальванической развязки цепей питания СМ от бортовой сети. На функциональной схеме МССКМ, приведённой на рис. 1, эти элементы отмечены цветом.

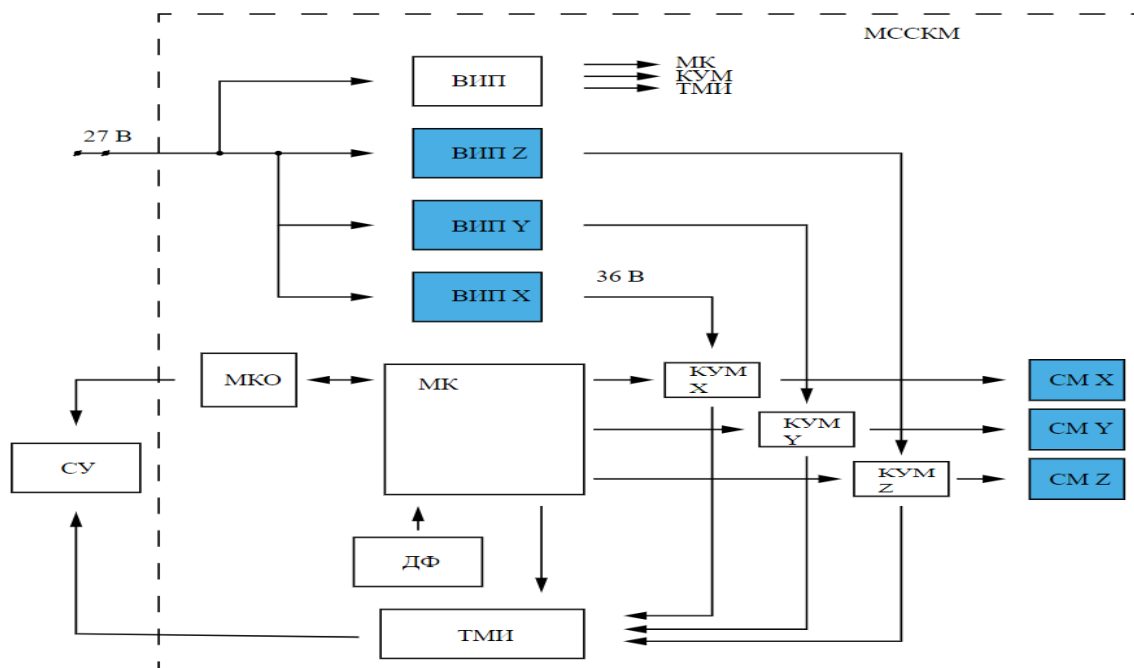


Рис. 1 – Функциональная схема МССКМ, где МК – микроконтроллер, СУ – система управления, МКО – мультиплексный канал обмена, ТМИ – телеметрическая информация, КУМ – ключевой усилитель мощности.

АО «НИИ командных приборов» занимается разработкой и изготовлением МССКМ с 2008 г. Опыт разработки показывает, что в магнитных системах с номинальными значениями магнитного момента меньшими  $50 \text{ Ам}^2$ , электроника как правило интегрирована в конструкцию электронного блока системы управления движением КА. Системы с магнитным моментом СМ более  $60 \text{ Ам}^2$  имеют автономное конструктивное исполнение. В их состав помимо СМ и ДФ входит электронный прибор (ЭП), обеспечивающий необходимым питанием элементы системы и управляющий ими. Именно ЭП может являться основным предметом унификации. Подключая к универсальному ЭП СМ с нужной величиной магнитного момента можно получить без существенной переработки конструкции магнитные системы различной мощности. При этом можно на одну ось управления подключать несколько СМ и таким образом увеличивать магнитный момент.

В АО «НИИ командных приборов» разработан унифицированный ряд силовых магнитов (рис. 2).



Рис. 2 – Унифицированный ряд СМ

Магнитные и электрические параметры магнитов приведены в табл. 1.

Табл. 1 – Основные параметры магнитов

Силовой магнит	Наименование параметра		
	Магнитный момент, Ам <sup>2</sup>	Номинальный ток, мА	Мощность, Вт
СМ-001	60	200	4,8
СМ-002	130	200	1,6
СМ-003	50-60	200	3,3
СМ-004	25	30	0,6-1,12
СМ-005	500	300	8,5
СМ-006	500	500	15,5

Из таблицы видно, что рабочие токи СМ находятся в диапазоне от 30 до 500 мА. Схемотехника ключевого усилительного каскада позволяет в достаточно широком диапазоне изменять параметры нагрузки, например, от 0,1 А до 2,0 А. Таким образом для питания различных типов СМ можно использовать унифицированный ЭП. При снижении мощности СМ ВИП ЭП будут недогружены, что приведет к снижению коэффициента полезного действия ЭП. При необходимости можно выпустить модификацию ЭП с оптимальным использованием ВИП. В настоящее время в АО «НИИ командных приборов» находятся на разных этапах разработки три МССКМ (табл. 2).

Табл. 2 – Характеристики магнитных систем

Наименование параметра	Изделие		
	МССКМ-016	МССКМ-017	Магнит-А
1. Номинальный магнитный момент СМ, Ам <sup>2</sup>	500	500	120
2. Количество СМ на каждую из трёх осей управления	2	1	1
3. Ток на одну ось СМ, мА	300	470	200
4. Электронный прибор	ЭП-59.055	ЭП-59.055	ЭП-59.057
5. Мощность, потребляемая от источника питания при напряжении 27 В, при трех включенных СМ, не более, Вт	75	75	40
6. Энергопотребление на одну ось управления СМ, Вт	8,5	15	1,7
7. Масса, не более, кг:	56	34	13
– силового магнита	8,0×6	8,8×3	3,2×3
– электронного прибора	7,0	7,0	2,2
– датчик феррозондовый	0,3×2	0,3×2	0,5×2
8. Габаритные размеры, мм:			
– силового магнита	1004×115,8×53,5	831×114×56	786,5×80×52
– электронного прибора	340×120×180	340×120×180	270×200×70
– датчика феррозондового	85×52×51	85×52×51	85×52×51

Электронные приборы ЭП-59.055 и ЭП-59.057 различаются элементом «рамки ВИП», а именно питающим напряжением усилителей ШИМ силовых магнитов. Таким образом реализована практически полная аппаратная унификация блоков. Структурная схема ЭП приведена на рис. 3, внешний вид ЭП показан на рис. 4.

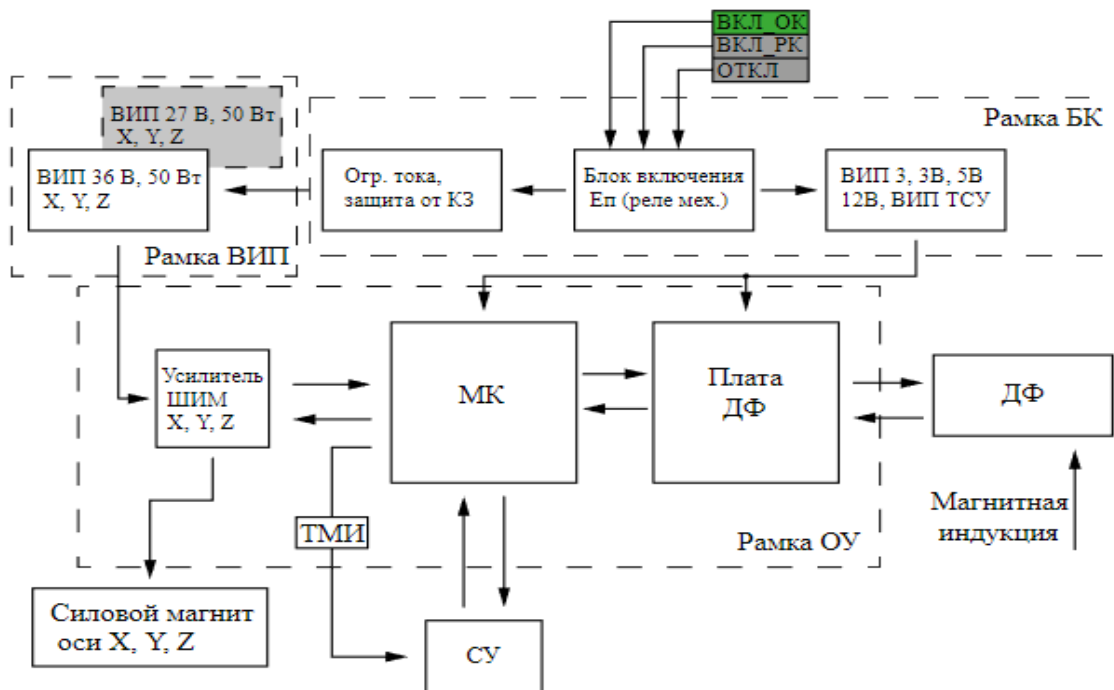


Рис. 3 – Структурная схема унифицированного ЭП, где БК – блок коммутации, ОУ – оконечное устройство, ОК – основной канал управления, РК – резервный канал управления, ТСУ – телеметрическое согласующее устройство.



Рис. 4 – Внешний вид унифицированного ЭП.

С полной унификацией, включая программное обеспечение, дело обстоит сложнее в связи с тем, что:

1. СМ имеют различные значения номинальных токов. Величины токов устанавливаются программно при регулировке МССКМ.

2. Отличие максимального отношения паразитного момента МССКМ к полезному ( $K1$ ) и минимального уровня кинетического момента и индукции ( $K2$ ), при которых МССКМ должна формировать магнитный момент.

3. Электроника ДФ интегрирована в ЭП. Правильная работа ДФ связана с введением корректирующей функции в тракт обработки сигнала [3]. Эта операция также проводится программными средствами ЭП. Таким образом сборка «ДФ-ЭП» является уникальной и при замене ДФ необходимо изменить значения коэффициентов корректирующей функции.

4. СМ МССКМ являются мощным источником магнитного поля и могут оказывать влияние на работу чувствительных элементов ДФ. Для определения влияния СМ на

измерения магнитного поля используются специальные стенды, имитирующие расположение элементов МССКМ на КА (рис. 5).

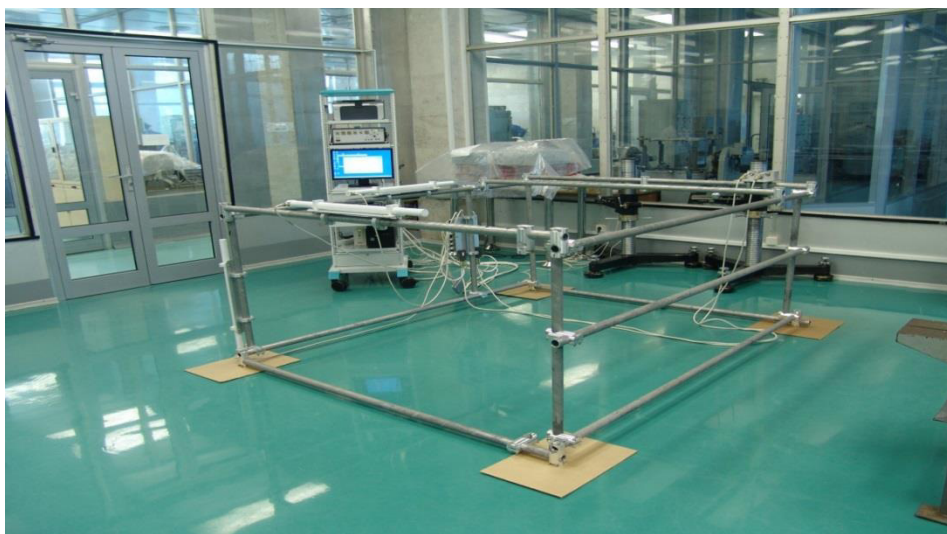


Рис. 5 – Стенд, имитирующий расположение элементов МССКМ на КА.

Отладку программного обеспечения производят на этапе регулировки изделия при помощи контрольно-проверочной аппаратуры (КПА). КПА позволяет определить коэффициенты корректирующей функции, проверить компенсацию системной ошибки с их помощью, компенсацию влияния СМ на результат измерения магнитного поля при помощи ДФ и коэффициенты  $K_1$  и  $K_2$ .

КПА позволяет проверить корректность работы связей частей изделия, таких как «ЭП-ДФ», «ЭП-СМ» и работу всей системы в целом. В ходе проверки параметров системы проверяют соответствие МССКМ требованиям технических условий. Так же КПА позволяет нарабатывать требуемый ресурс МССКМ в рамках автономных испытаний в автоматическом режиме.

Таким образом, в АО «НИИ командных приборов» реализован унифицированный подход к производству МССКМ. ЭП производят на отечественной электронной компонентной базе согласно единой конструкторской документации, а его регулировку проводят непосредственно с теми составными частями МССКМ, работу которых ЭП обеспечивает во время эксплуатации КА.

### Библиографический список

1. Коваленко А. П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1975 г.
2. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Изд. «Наука», 1974 г.
3. Якимовский Д. О., Джукич Д. Й., Киселёв С. А., Мещанова А. С., Измеритель магнитного поля магнитной системы сброса кинетического момента. – «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения), том 1, 30 сентября – 3 октября 2019 года, г. Самара, под общ. ред. Ахметова Р. Н., (с. 270 – 271).

### Информация об авторах

**Николаенко Анатолий Александрович**, начальник отделения, заместитель главного конструктора, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. +7 (911) 955-61-21. Область научных интересов: системы автоматического управления, прецизионный электропривод, магнитные системы управления, электронные приборы систем ориентации и стабилизации космических аппаратов, теория автоматического управления.

**Якимовский Дмитрий Олегович**, кандидат технических наук, начальник отдела, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16; доцент кафедры управления в технических системах ГУАП, Россия, 190000, Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, д. 67, лит. А, тел. +7-921-319-30-24. Область научных интересов: системы автоматического управления, прецизионный электропривод, магнитные системы управления.

**Джукич Даниэл Йорданович**, инженер 1 категории отдела разработки магнитных систем сброса кинетического момента космических аппаратов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. +7-921-983-03-87. Область научных интересов: системы автоматического управления, магнитные системы управления.

**Киселёв Сергей Александрович**, инженер 1 категории отдела разработки программного обеспечения, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. +7-812-339-52-46. Область научных интересов: системы автоматического управления.

**Андерсон Андрей Борисович**, инженер отдела разработки магнитных систем сброса кинетического момента космических аппаратов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. +7-921-343-64-19. Область научных интересов: системы автоматического управления, магнитные системы управления.

## UNIFICATION OF ELEMENT MAGNETIC SYSTEMS FOR RESETTING THE KINETIC MOMENT OF A SPACECRAFT

©2021 A. A. Nikolaenko<sup>1</sup>, D. O. Yakimovsky<sup>1,2</sup>, D. Y. Dzhukich<sup>1,3</sup>, S. A. Kiselev<sup>1</sup>,  
A. B. Anderson<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC «Command Devices Research Institute», St-Petersburg

<sup>2</sup>Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, St-Petersburg

<sup>3</sup>D. F. Ustinov Baltic State Technical University, St-Petersburg

This paper considers the issues of unification of the elements of magnetic system for the release of the kinetic moment of the spacecraft. Various compositions of the magnetic system, their main technical characteristics and methods of product unification are presented.

*Magnetic kinetic moment reset system, motion control system, electronic device, software, control and verification equipment.*

### References

1. Kovalenko A. P. Magnetic control system for spacecraft. – M.: Mechanical engineering, 1975.
2. Raushenbach B. V., Tokar' E. N. Spacecraft orientation control. – M.: «The Science», 1974.
3. Yakimovsky D. O., Dzhukich D. Y., Kiselev S. A., Meshchanova A. S. magnetic field meter of the magnetic kinetic moment reset system. – «Actual problems of rocket and space technology» (6<sup>th</sup> Kozlov Readings), part 1, September 30<sup>th</sup> – October 3<sup>th</sup>, 2019, Samara, Russia (p. 270 – 271).

### About the authors

**Nikolaenko Anatoly Aleksandrovich**, head of department, deputy chief designer, JSC «Command Devices Research Institute», Tramway avenue 16, St-Petersburg, Russia, 198216, ph. 8 (911) 955-61-21. Area of research: precision instruments industry, precision electric drive,



magnetic control system, spacecraft attitude and stabilization systems electronic devices, automatic control theory.

**Yakimovsky Dmitriy Olegovich**, Candidate of Technical Sciences, head research department of angular momentum magnetic relief system, JSC «Command Devices Research Institute», Tramway avenue 16, St-Petersburg, Russia, 198216, assistant professor at the department of control in technical systems, Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Bolshaya Morskaya st., Bldg. 67, Block A, St. Petersburg, Russia, 190000, ph. 8 (921) 319-30-24. Area of research: precision instruments industry, precision electric drive, magnetic control system.

**Dzhukich Daniel Yordanovich**, engineer of the 1st category at the department of angular momentum magnetic relief system, JSC «Command Devices Research Institute», Tramway avenue 16, St-Petersburg, Russia, 198216, ph. 8 (921) 983-03-87. Area of research: automatic control systems, magnetic control system.

**Kiselev Sergey Alexandrovich**, engineer of the 1st category at the department of software development, JSC «Command Devices Research Institute», Tramway avenue 16, St-Petersburg, Russia, 198216, ph. 8 (812) 339-52-46. Area of research: software, magnetic control system.

**Anderson Andrey Borisovich**, engineer at the department of angular momentum magnetic relief system, JSC «Command Devices Research Institute», Tramway avenue 16, St-Petersburg, Russia, 198216, ph. 8 (921) 343-64-19. Area of research: automatic control systems, magnetic control system.

## ВАЛИДАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

© 2021 Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, Е.П. Казаков<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов»,  
г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического  
приборостроения, г. Санкт-Петербург

В данной работе рассматриваются вопросы валидации математической модели исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса. Показана значимость соответствия математической модели реальному объекту на этапе разработки и эксплуатации изделия. Представлены результаты валидации математической модели реального электропривода.

*Валидация, математическая модель, исполнительный электропривод, силовой гироскопический комплекс, космический аппарат.*

Силовой гироскопический комплекс (СГК) – это устройство, применяемое, как правило, в качестве исполнительного органа (ИО) в системах ориентации (СО) космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли, обеспечивающее создание управляющего момента прикладываемого к корпусу КА. Как правило, СГК состоит из силового гироскопического прибора (СГП) – силового гироскопа в кардановом подвесе с двумя степенями свободы (гиродина) и электронного прибора (ЭП) – устройства, обеспечивающего обработку заданных СО КА команд управления и передачу телеметрической информации [1].

Современный исполнительный электропривод (ИЭП) СГК строится на основе вентильного двигателя и работает в режиме обратной связи по угловому положению подвеса гироскопа (ПГ). На валу ПГ располагается датчик угла, сообщаящий информацию о направлении вектора кинетического момента СГК в СО КА. Этот датчик угла используется для организации обратной связи по угловому положению ПГ, а также для управления вентильным двигателем [2].

Разработка такого сложного устройства как ИЭП СГК не обходится без применения математического моделирования, позволяющего оценить характеристики будущего изделия до изготовления экспериментального образца, что позволяет сократить сроки и стоимость разработки. Математическое моделирование может применяться не только на стадии разработки, но и во время эксплуатации изделия, например, для выяснения причин возникших нештатных ситуаций и неисправностей. Вышесказанное в полной мере относится также и к математической модели СО КА. Поскольку СГК входит в состав СО КА, его математическая модель также входит в состав математической модели СО, которую используют в своих расчётах разработчики КА. Таким образом, математическая модель изделия должна иметь высокую степень адекватности [3], для чего должна быть проведена процедура валидации (подтверждение адекватности математической модели моделируемому объекту [4]) и уточнения ее параметров на изготовленных образцах изделия.

Для валидации математической модели ИЭП СГК была проведена серия экспериментов на реальном изделии. В качестве оцениваемого параметра была выбрана угловая скорость вращения ПГ – именно она определяет динамику управляющего момента, воздействующего на корпус КА, в режиме ориентации и программных поворотов. На рисунке 1 представлены результаты математического моделирования отработки угловой скорости 8,6 °/с, совмещенные с экспериментальными данными. Из рисунка видно, что результаты моделирования имеют расхождение с экспериментальными данными как в части времени переходного процесса, так и в части декремента затухания переходного процесса.

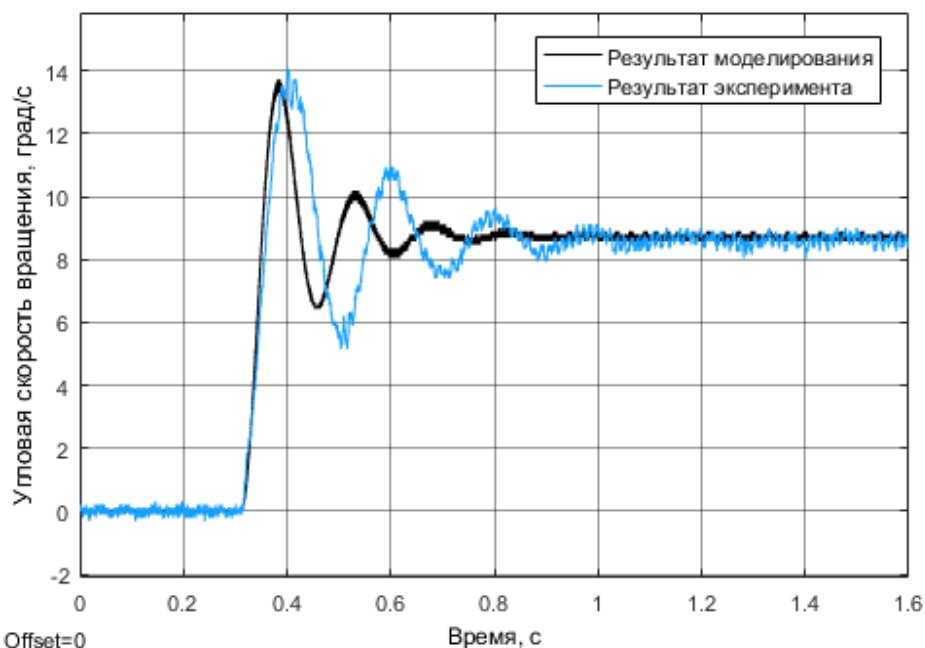


Рис.1 – График переходного процесса обработки угловой скорости вращения 8,6 °/с до корректировки параметров математической модели

Было проведено исследование влияния различных параметров математической модели ИЭП и осуществлен определение параметров математической модели для минимизации различий между результатами моделирования и реальными данными. В процессе исследования варьировались параметры, которые сложно определить расчетным путем, такие как угловые жесткости и коэффициенты трения деталей и узлов СПП, а также коэффициенты полезного действия. При подборе параметров использовались различные методы поиска и оптимизации.

На рис. 2 представлены результаты математического моделирования обработки угловой скорости 8,6 °/с, совмещенные с экспериментальными данными, после корректировки математической модели. Видно, что адекватность модели значительно выросла, по сравнению с результатами, представленными на рис. 1.

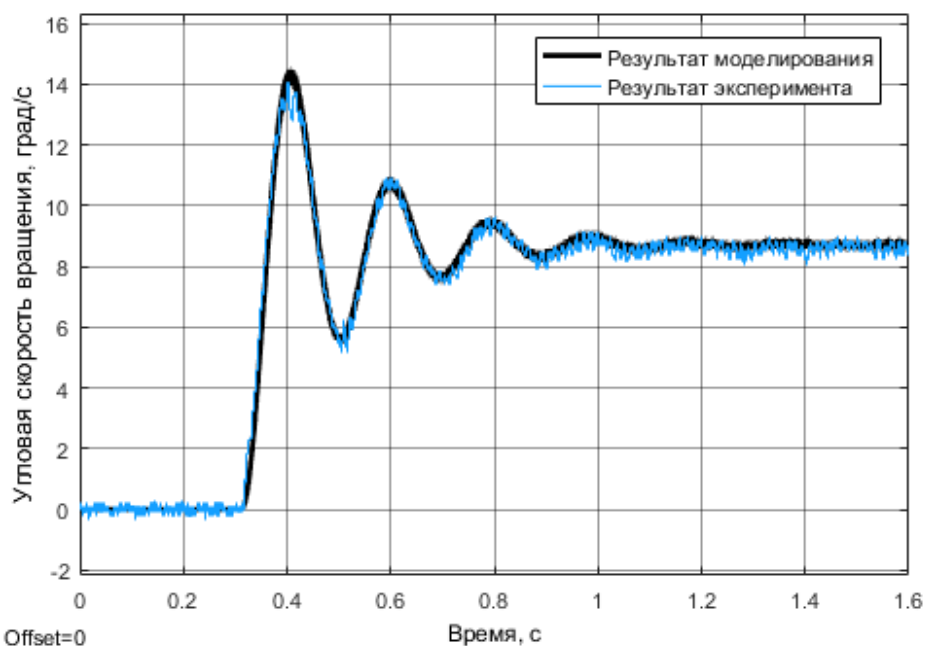


Рис.2 – График переходного процесса обработки угловой скорости вращения 8,6 °/с после корректировки параметров математической модели

Как видно из графиков, численный подбор параметров математической модели на основе экспериментальных данных может значительно улучшить её точность. В данном случае корректировке подверглись следующие параметры: суммарная жесткость элементов конструкции прибора относительно направления гироскопического момента, коэффициент полезного действия ключевого усилителя мощности и момент сухого трения. Кроме повышения адекватности самой математической модели результаты валидации можно использовать в дальнейшем при уточнении методик расчета параметров ИЭП СГК.

#### Библиографический список

1. Положенцев Д.С., Смирнов К.А. Система управления исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2019. № 8. С. 31-38.
2. Положенцев Д.С., Давыдов А.А., Шипов М.Г., Казаков Е.П., Малых Б.И. Проектирование исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса с повышенными требованиями по обеспечению заданных скоростей вращения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 31-38.
3. Черных И.В. Моделирование электротехнических устройств в MATLAB, SimPowerSystems и Simulink. – М.: ДМК Пресс; СПб.: Питер, 2008. – 288 с.: ил.
4. ГОСТ Р 57188-2016. Численное моделирование физических процессов. Термины и определения. М.: Стандартинформ, 2018.

#### Информация об авторах

**Положенцев Дмитрий Сергеевич**, начальник сектора по разработке электроприводов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16; ассистент кафедры управления в технических системах ГУАП, Россия, 190000, Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, д. 67, лит. А, тел. +7-904-647-65-64. Область научных интересов: системы автоматического управления, прецизионный электропривод.

**Казаков Егор Павлович**, инженер сектора по разработке электроприводов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. +7-981-106-51-08. Область научных интересов: теория автоматического управления.

### VALIDATION OF CONTROL MOMENT GYROSCOPE ELECTRIC DRIVE MATHEMATICAL MODEL

© 2021 D.S. Polozhentcev<sup>1,2</sup>, E.P. Kazakov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC «Command Devices Research Institute», St. Petersburg

<sup>2</sup>Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, St. Petersburg

In this paper an issue of validation of a control moment gyroscope electric drive mathematical model was described. Relevance importance of the mathematical model to a real object at the operation and design phases was shown. Validation results of electric drive mathematical model.

*Validation, mathematical model, electric actuator, power gyroscopic complex, spacecraft.*

#### References

1. Polozhentsev D.S., Smirnov K.A. Control system of control moment gyroscope electric drive // Proceedings of Saint Petersburg Electrotechnical University, 2019. № 8. pp. 31-38.
2. Polozhentsev D.S., Davidov A.A., Shipov M.G., Kazakov E.P., Malych B.I. Design of control moment gyro electric drive with strict requirements on ensuring desired rotational velocities // Vestnik of

Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2020, vol. 19, no. 3, pp. 31-38

3. Chernyh I.V. *Modelirovaniye elektrotekhnicheskikh ustroystv v MATLAB, SimPowerSystems i Simulink* [Electrotechnical modeling in MATLAB, SimPowerSystems and Simulink]. Moscow: DMK Press publ., 2008. 288 p.

4. GOST R 57188-2016. Numerical modeling of physical processes. Terms and definitions. Moscow: Standartinform Publ., 2018. (In Russ.)

#### **About the Authors**

**Polozhentsev Dmitriy Sergeevich**, head of department of electric drive design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216; assistant at the department of control in technical systems, Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Bolshaya Morskaya st., Bldg. 67, Block A, St. Petersburg, Russia, 190000, ph. +7-904-647-65-64. Area of research: automatic control systems, precision electric drive.

**Kazakov Egor Pavlovich**, engineer at the department of electric drive design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216, ph. +7-981106-51-08. Area of research: automatic control theory.

## УСТРОЙСТВО ПОВОРОТНОЕ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ДЛЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

© 2021 А.А. Мальцев<sup>1</sup>, Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, Б.И. Малых<sup>1</sup>

<sup>1</sup> АО «НИИ командных приборов», г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup> Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург

Настоящая работа посвящена устройству поворотной солнечной батареи, разработанному в АО «НИИ командных приборов» для перспективного пилотируемого транспортного корабля. Продемонстрирован опытный образец устройства поворотного, описана его конструкция. Подробно рассмотрен исполнительный электропривод разрабатываемого изделия, к которому были предъявлены жесткие требования в части качества обрабатываемых угловой скорости и углового ускорения выходного вала. В работе дано описание разработанной системы управления приводом, представлена его структурная схема, дано описание алгоритма его работы. Приведены экспериментальные результаты испытаний привода в составе устройства поворотного.

*Космический аппарат, пилотируемый транспортный корабль, устройство поворотное солнечной батареи, исполнительный электропривод, следящая система управления по угловому положению ротора двигателя*

Одним из основных направлений деятельности АО «НИИ командных приборов» является разработка и производство устройств поворотных солнечной батареи (УПСБ) для космических аппаратов (КА) различного назначения. Сегодня солнечные батареи (СБ) являются наиболее надёжным, отработанным и распространённым источником первичной электроэнергии, вокруг которого строятся бортовые системы энергопитания (СЭП) КА, так как они способны работать долгое время (10-15 лет), не расходуя какое-либо рабочее тело, и экологически безопасны [1, 2]. Ориентация СБ на Солнце происходит с помощью системы ориентации солнечных батарей, главным электромеханическим исполнительным органом которой и является УПСБ, на выходном валу (ВВ) которого устанавливается панель с СБ.

В АО «НИИ командных приборов» были созданы УПСБ для таких КА как: серии «Ямал-100» и «Ямал-200», «Ангосат», а в настоящее время завершаются научно-производственные работы по разработке УПСБ для перспективного пилотируемого транспортного корабля (ПТК) (изделие представлено на рис. 1) [3, 4].



Рис. 1 – Опытный образец перспективного УПСБ ПТК

УПСБ разработано с применением материалов, комплектующих и элементной компонентной базы отечественного производства. Конструкция изделия представляет из себя моноблок, объединяющий в себе блок управления устройством поворотным и электромеханическую часть УПСБ [4].

Изделие предназначено для передачи электроэнергии с панелей СБ в систему энергоснабжения КА и одноосного вращения без ограничения угла поворота по управляющим сигналам, поступающим от бортового комплекса управления (БКУ) КА, что обеспечивается исполнительным электроприводом (ИЭП), характеристики которого во многом определяют технический облик всего изделия.

Современные ИЭП УПСБ характеризуются низкими рабочими угловыми скоростями ВВ, которые могут не превышать десятых и даже сотых долей градуса в секунду. Также спецификой данных электроприводов является необходимость ограничения развиваемых угловых ускорений на этапах разгона и торможения ВВ изделия, уровень которых не должен превышать сотых, а в некоторых случаях и тысячных долей градуса в секунду за секунду при смене задаваемого БКУ значения угловой скорости и воздействии моментов нагрузки [3, 5, 6]. В табл. 1 представлены основные требования, которые были предъявлены к УПСБ ПТК.

Табл. 1 – Тактико-технические характеристики УПСБ

Параметр	Требуемое значение
Угол поворота ВВ	Реверсивный, неограниченный
Угловая скорость ВВ, °/с	$\pm [0,10 \pm 0,02]$
Время набора/гашения угловой скорости ВВ при смене ее задаваемого значения, с	8...10
Момент нагрузки на ВВ, Н*м	
- в режиме поворотов	10
- режиме удержания	31
Количество сигнальных цепей, шт.	11
Количество силовых транзитных цепей, шт.	4
Максимальный ток в силовой транзитной цепи, А, не более	50
Потребляемая мощность во время вращения ВВ, Вт, не более	10
Масса, кг, не более	11,5

Для обеспечения требуемой точности и динамики была организована система управления приводом, работающая в режиме следящей системы по углу ротора двигателя, при этом обратная связь замыкается через сравнительно малоразрядный ДУП, который дополнительно берет на себя функции датчика положения ротора (ДПР) двигателя.

В отличие от «прямого» ИЭП [7], примененного в УПСБ КА «Ангосат» [5, 6], привод УПСБ ПТК, в силу значительных величин требуемых развиваемых моментов, имеет в своем составе механическую передачу – редуктор, на оси вращения ВВ которого установлен датчик угла, по которому осуществляется передача телеметрической информации в БКУ ПТК. Структурная схема ИЭП УПСБ ПТК представлена на рисунке 2, где Ф – формирователь угловой скорости; И – интегратор угловой скорости; РУ – регулятор угла; БВУ – блок вычисления углового положения; ВШИМ – векторный широтно-импульсный модулятор; МК – микроконтроллер; КУМ – ключевой усилитель мощности; УС – устройство сопряжения; БУП – блок управления приводом; Д – двигатель; Р – редуктор; СБ – панель с солнечной батареей; ДУ Д и ДУ ВВ – датчики углового положения ротора двигателя и

выходного вала, соответственно; ЭП ДУ – электронный преобразователь сигналов датчиков угла.

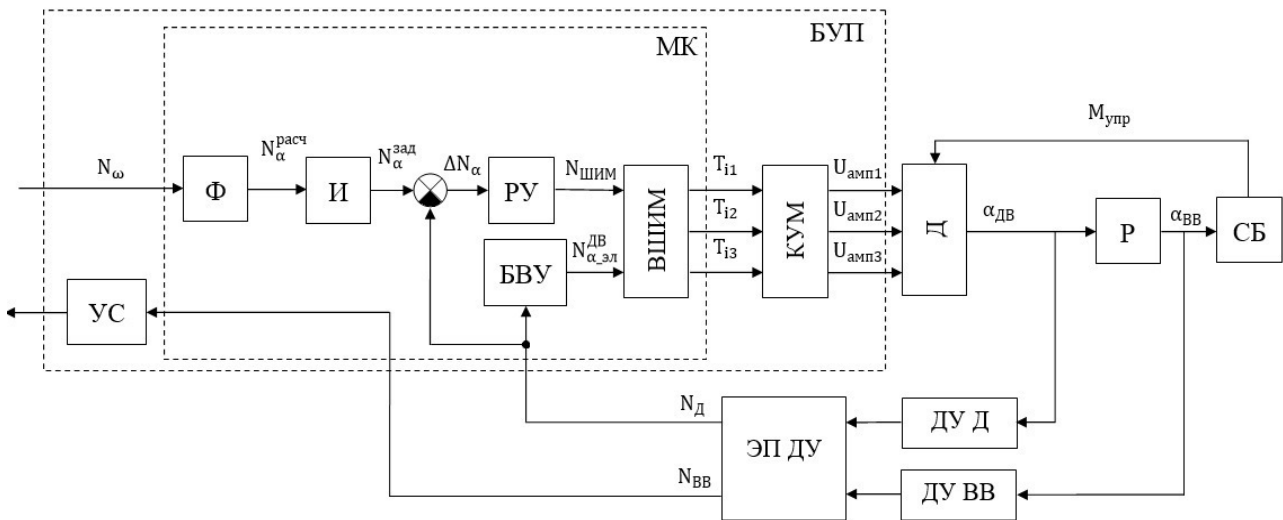


Рис. 2 – Структурная схема привода УПСБ ПТК

На схеме в качестве сигналов, идущих по информационным и энергетическим каналам привода, представлены:  $N_\omega$  – код задаваемой угловой скорости ВВ;  $N_\omega^{расч}$  – расчетный код угловой скорости ротора Д;  $N_\alpha^{зад}$  – задаваемый код углового положения ротора Д;  $\Delta N_\alpha$  – сигнал рассогласования контура углового положения;  $N_{ШИМ}$  – входное значение кода ВШИМ;  $N_{\alpha_{эл}}^{ДВ}$  – код электрического угла Д;  $T_{i1}, T_{i2}, T_{i3}$  – периоды сигналов ШИМ, управляющих КУМ;  $U_{амп1}, U_{амп2}, U_{амп3}$  – амплитудные значения линейных напряжений, подаваемых на Д;  $\alpha_{ДВ}$  – значение углового положения ротора Д;  $\alpha_{ВВ}$  – значение углового положения ВВ;  $M_{упр}$  – момент упругой деформации, вызванный конечной жёсткостью панели СБ;  $N_{Д}$  – код измеренного углового положения ротора Д;  $N_{ВВ}$  – код измеренного углового положения ВВ.

Работа СУ ИЭП УПСБ организована следующим образом: формирователь Ф, исходя из кода задаваемой угловой скорости  $N_\omega$ , определяет ограниченную величину углового ускорения ВВ  $\varepsilon_{ВВ}$ , которая после интегрирования подается на интегратор угловой скорости И в виде расчетного кода угловой скорости ротора Д  $N_\omega^{расч}$  с ограничением на уровне, также соответствующим коду  $N_\omega$ , приведенному к ротору двигателя. Методом численного интегрирования кода  $N_\omega^{расч}$  происходит его преобразование в задаваемый код углового положения ротора Д  $N_\alpha^{зад}$ , который сравнивается с измеренным кодом углового положения двигателя  $N_{Д}$ . Результатом данной операции является полученный сигнал рассогласования  $\Delta N_\alpha$ , по которому ИЭП в дальнейшем управляется в режиме следящей системы по углу.

Подобное построение СУ позволяет обеспечивать высокую точность обработки требуемой угловой скорости ВВ УПСБ. Помимо этого, технические решения, положенные при проектировании ИЭП, позволяют изменять значение обрабатываемой угловой скорости ВВ, а также время ее набора и гашения. При этом корректировке подвергается лишь программная часть блока управления приводом (БУП). На рисунке 3 продемонстрирован график угловой скорости ВВ в режиме разгон-торможение, полученный на этапах экспериментальной обработки УПСБ.



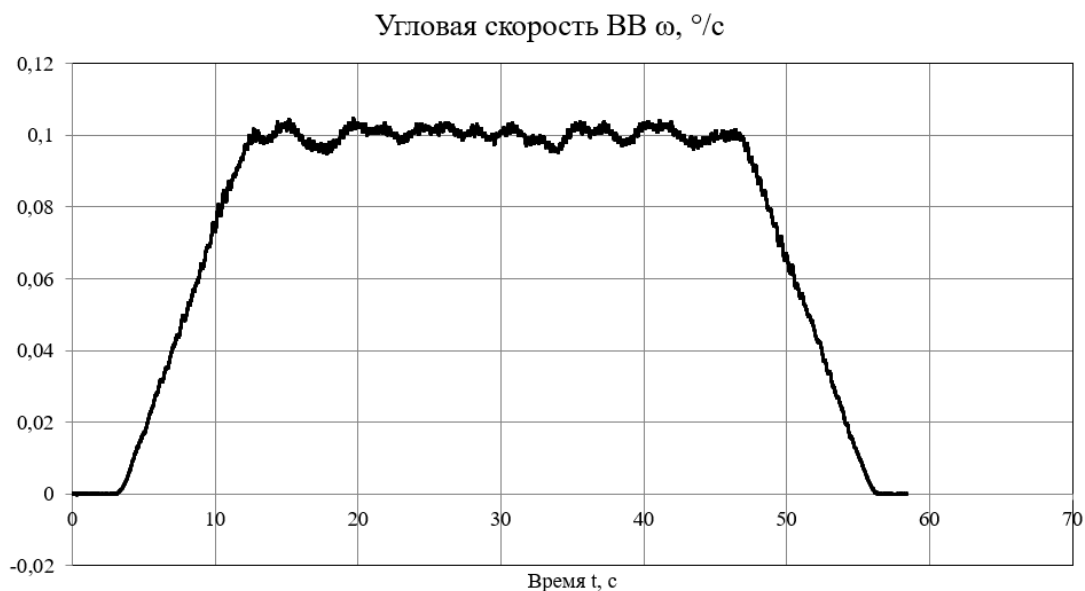


Рис. 3 – Отработка ИЭП заданной угловой скорости ВВ

УПСБ прошло автономно-отрабочные испытания в полном объеме, запланированном в его комплексной программе экспериментальной отработки. Результаты, полученные при проведении автономно-отрабочных испытаний, позволяют сделать вывод о правильности принятых при проектировании данного изделия конструкторских, схемотехнических и алгоритмических решений, а также подтверждают соответствие основных параметров и характеристик УПСБ требованиям технического задания.

#### Библиографический список

1. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.: ил.
2. Разработка систем космических аппаратов / Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. – М.: Альпина Паблишер, 2016. – 764 с.
3. Положенцев Д. С., Малых Б. И., Ногтев С. В. Исполнительный электропривод перспективного поворотного устройства солнечной батареи // Электронные и электромеханические системы и устройства : сб. науч. тр. Томск : Издательство Томского государственного университета, 2021. С. 365-371.
4. Мальцев А. А., Барышева В. Ю., Ногтев С. В. Устройства поворотные солнечной батареи для космических аппаратов различного назначения // Материалы VI Всерос. науч.-техн. конф. «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения). Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. Т. 1. С. 272-274.
5. Положенцев Д. С., Джукич Д. Й., Захаров Д. Н. Система управления исполнительного электропривода устройства поворотного солнечной батареи космического аппарата // Омский научный вестник. 2019. № 5 (167). С. 72 – 76. DOI: 10.25206/1813-8225-2019-167-72-76.
6. Якимовский Д. О., Положенцев Д. С., Джукич Д. Й. Низкоскоростной исполнительный электропривод устройства поворотного солнечной батареи // Завалишинские чтения'2017: XII Международная конференция по электромеханике и робототехнике: сб. докл. – СПб.: ГУАП, 2017. С.
7. Балковой А. П. Прецизионный электропривод с вентильными двигателями / А. П. Балковой, В. К. Цаценкин. – М.: Издательский дом МЭИ, 2010. – 328 с.: ил.

#### Информация об авторах

**Мальцев Альберт Андреевич**, начальник сектора по разработке устройств поворотных солнечной батареи, АО «Научно-исследовательский институт командных

приборов», Российская Федерация, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. (812) 339-51-95, эл. п.: info@niicom.ru. Область научных интересов: проектирование исполнительных электромеханических устройств.

**Положенцев Дмитрий Сергеевич**, начальник сектора по разработке электроприводов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Российская Федерация, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. (812) 339-51-95, эл. п.: info@niicom.ru; ассистент кафедры управления в технических системах, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, Российская Федерация, 190000, г. Санкт-Петербург, Большая Морская ул., 67, лит. А, тел. +7-904-647-65-64. Область научных интересов: системы автоматического управления, прецизионный электропривод.

**Малых Богдан Игоревич**, техник 1 категории сектора по разработке электроприводов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Российская Федерация, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16, тел. (812) 339-51-95, эл. п.: info@niicom.ru. Область научных интересов: системы автоматического управления, современные методы управления, системы приводов, мехатроника, робототехника и кибернетика.

## SOLAR ARRAY DRIVE MECHANISM FOR SPACECRAFT

© 2021 A. A. Maltsev<sup>1</sup>, D. S. Polozhentcev<sup>1,2</sup>, B. I. Malykh<sup>1</sup>

<sup>1</sup> JSC «Command Devices Research Institute», St. Petersburg

<sup>2</sup> Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, St. Petersburg

This paper is devoted to the solar array drive mechanism designed by JSC «Command Devices Research Institute» for piloted transport spaceship «Oryol». Pilot sample of solar array drive mechanism was demonstrated and its design was described. The power electric drive of the developed product with strict requirements in terms of high quality of worked out angular velocity and angular acceleration of output shaft is considered in detail. Designed control system power electric drive was described, structure schematic of electric drive and its operation algorithm is presented. The test results of power electric drive as part of solar array drive mechanism are showed.

*Spacecraft, piloted transport spaceship, solar array drive mechanism, power electric drive, servo control system for the angular position of motor rotor*

### References

1. Gushchin V. N. *Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov: Uchebnik dlya vuzov* [Basics structure of spacecraft]. – Moscow.: Mashinostroenie Publ., 2003. – 272 p.
2. *Spacecraft systems engineering* / edited by Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark. – 4th ed. p. cm.
3. Polozhentcev D. S., Malykh B. I., Nogtev S. V. Power electric drive of perspective solar array drive mechanism. *Sbornik nauchnykh trudov «Elektronnye i elektromekhanicheskie sistemy i ustroystva»* Tomsk: Tomsk Polytechnic University Publ., 2021. P. 365-371. (In Russ.)
4. Maltsev A. A., Barysheva V. Y., Nogtev S. V. Solar array drive mechanisms for spacecraft for various purposes // VI all-Russian scientific and technical conference papers «*Aktual'nye problem raketno-kosmicheskoy tekhniki (VI Kozlovskie chteniya)*». Samara: Samara Federal Research Center of the Russian Academy of Sciences Publ., 2019. B. 1. P. 272-274. (In Russ.)
5. Polozhentsev D. S., Dzhukich D. J., Zakharov D. N. Control system of spacecraft solar array drive assembly actuator // *Omsk Scientific Bulletin*. 2019. No. 5 (167). P. 72-76. DOI: 10.25206/1813-8225-2019-167-72-76. (In Russ.)
6. Yakimovsky D. O., Polozhentcev D. S., Djukich D. Y. Low speed power electric drive of solar array drive mechanism // *Zavalishin's Readings'2017 – SPb.: SUAI*, 2017. pp. 88-94. (In Russ.)
7. Balkovoy A. P. *Pretyzionnyy elektroprivod s ventil'nnyimi dvigatelyami* [Precision electric drive with brushless AC motor]. – Moscow.: MPEI Publ, 2010. – 328 p.

### **About the authors**

**Albert A. Maltcev**, head of the department of solar array drive mechanism design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russian Federation, 198216, ph. (812) 339-51-95, e-mail: info@niicom.ru. Area of scientific interests: executive electromechanical devices development.

**Dmitri S. Polozhentsev**, head of the department of electric drive design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216; assistant at the department of control in technical systems, Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Bolshaya Morskaya st., Bldg. 67, Block A, St. Petersburg, Russia, 190000, ph. +7-904-647-65-64. Area of scientific interests: automatic control systems, precision electric drive.

**Bogdan I. Malykh**, first category technician of the department of electric drive design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russian Federation, 198216, ph. (812) 339-51-57, e-mail: info@niicom.ru. Area of scientific interests: automatic control systems, advanced control methods, drives systems, mechatronics, robotics and cybernetics.

## КОНТРОЛЬ ГЕОМЕТРИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОБЪЕКТОВ ПРИ ПОМОЩИ НАВИГАЦИОННЫХ РАДИОСИГНАЛОВ

©2021 А.В. Пичкалёв<sup>1</sup>, А.В. Гребенников<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетёва),  
Красноярский край, г. Железногорск

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет, г. Красноярск

В статье представлен принципиально новый способ контроля геометрии крупногабаритных космических объектов, основанный на высокоточном определении относительных координат различных точек объекта по результатам фазовых измерений радиосигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Этот способ позволит контролировать геометрию объектов, перемещающихся и поднимающихся над поверхностью Земли до несколько десятков тысяч километров. Предлагаются возможные варианты его использования.

*Ключевые слова:* глобальные навигационные спутниковые системы, геометрия крупногабаритных объектов, радиоугломерная навигационная аппаратура, интерферометрический (фазовый) принцип измерений.

С 1980-х гг., благодаря разворачиванию глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), появился новый инструмент – геодезический спутниковый приёмник. Дальнейшее развитие технологий ГНСС привело к появлению приборов, позволяющих решать на новом уровне многие традиционные задачи. В настоящее время невозможно представить себе создание геодезических сетей без использования спутниковых приёмников. Что касается мониторинга деформаций зданий, сооружений и других крупногабаритных объектов, то первоначально применение радионавигационных технологий для этих целей вызывало трудности, связанные с ограниченной точностью измерений. По мере развития GPS, ГЛОНАСС, Galileo, BeiDou и других ГНСС, совершенствования методов приема сигналов навигационных космических аппаратов (НКА) и обработки данных, оказалось возможным достичь точности измерения пространственных координат в несколько миллиметров. По сравнению с оптическими средствами измерений радионавигационные технологии имеют ряд преимуществ, таких как всепогодность, относительная простота автоматизации процесса измерения, сравнительно небольшая себестоимость и возможность высокоточной привязки к глобальным и локальным опорным геодезическим сетям [1].

Современная геодезическая радионавигационная аппаратура собирает данные радионавигационных измерений, выполненных размещенными на объекте приёмниками сигналов ГНСС, и обрабатывает их с целью привязки точек установки приемных антенн к геоцентрической и локальной системам координат. Оценивается наличие помех и их влияние на качество измерений. Проводится анализ стабильности положения опорных пунктов на объекте мониторинга, планируемых использоваться при определении деформаций. По полученным в результате обработки координатам оценивают возможные смещения пунктов сети на объекте мониторинга. Чем большая точность требуется, тем продолжительнее должны быть интервалы измерений, результаты которых накапливаются и обрабатываются для каждого цикла мониторинга деформаций на объекте [2].

Применение радионавигационных технологий для мониторинга деформаций здания позволяет получить результаты даже в условиях неблагоприятного расположения антенн спутниковых приёмников. В геологической отрасли радионавигация вообще не имеет эффективных альтернатив и широко применяется для навигационно-геодезического обеспечения практически всех видов работ. Существующие навигационно-геодезические технологии позволяют выявлять смещения, превышающие случайные и систематические погрешности измерений, но это требует накопления результатов измерений за достаточно длительный интервал времени – до месяца и более. Что касается точности, которой можно достичь при мониторинге деформаций крупногабаритного объекта, то среднеквадратическая

погрешность при абсолютном определении координат составляет около 3-5 м, в отличие от позиционирования дифференциальным и относительным методами, позволяющими обеспечить погрешность в несколько сантиметров [3].

Такие ограничения вполне приемлемы для мониторинга деформаций зданий, плотин и других стационарных объектов, изменения геометрии которых происходят постепенно и очень медленно. В ситуации, когда объекты движутся и меняют высоту относительно поверхности Земли (или же изменение их геометрии происходит относительно быстро, например, в течение нескольких часов), то навигационно-геодезические технологии становятся просто неприменимы для контроля геометрии таких объектов.

Так объекты, находящиеся за пределами атмосферы Земли, характеризуются не только высокой скоростью движения, но и интенсивным неравномерным нагревом их поверхности Солнцем, что приводит к значительным деформациям их конструкций. Причем, перемещение зоны нагрева Солнцем приводит к соответствующему изменению деформаций на поверхности конструкции. Для таких объектов нужны технологии, не требующие длительного накопления данных и позволяющие быстро регистрировать изменение взаиморасположения узловых точек их конструкций, отражающее характер деформаций. Например, вместо радионавигационного мониторинга абсолютных координат крупногабаритных объектов можно контролировать относительные изменения пространственных координат их узловых точек по тем же навигационным радиосигналам.

В геодезии хорошо известны и широко применяются методы высокоточного определения относительных координат по навигационным радиосигналам на основе измерений разности фаз несущего колебания сигналов НКА, принятых разнонесенными в пространстве антеннами, использующие несколько приёмников. Ключевой проблемой при использовании фазовых измерений при расстоянии между антеннами, превышающем длину волны сигнала НКА, является проблема разрешения неоднозначности измерения разности фаз (необходимо определить целое число циклов фазы, соответствующее разности хода сигнала между двумя антеннами). В геодезической аппаратуре данная задача решается динамическим методом с использованием информации об изменении на некотором интервале времени положения НКА и разностей значений беззапросной дальности («псевдодальности») измеряемых по фазе несущей частоты сигналов НКА разнонесенными в пространстве антеннами геодезических приемников. Использование такого варианта разрешения фазовой неоднозначности затруднено на подвижных объектах, а также в ситуации, когда наблюдения НКА доступны в течение короткого интервала времени (например, для космических аппаратов на геостационарной орбите, находящихся в разрывном поле ГНСС).

В отличие от геодезического подхода в серийно выпускаемой радиоугломерной навигационной аппаратуре (РУНА) реализованы алгоритмы, которые позволяют при использовании угломерной антенной системы состоящей, как минимум, из трех антенн разрешить фазовую неоднозначность по набору измерений разности фаз между антеннами, полученному на один момент времени [4]. Разрешение фазовой неоднозначности в такой РУНА выполняется методом перебора, при этом учитываются априорные сведения о конфигурации антенной системы. Такой подход многократно ускоряет процесс измерений относительных координат и существенно повышает их точность.

Использование алгоритмов РУНА позволяет предложить для контроля геометрии крупногабаритных объектов принципиально новый радиоугломерный способ, который основан на интерферометрическом принципе фазовых измерений радиосигналов ГНСС ГЛОНАСС и GPS (а также сигналов систем, функционально им аналогичных) в узловых точках конструкции контролируемых объектов.

Специалистами АО «ИСС» совместно с Сибирским федеральным университетом для крупногабаритных объектов (в том числе – космических), недоступных для стандартных инструментальных измерений, был разработан такой способ, который позволяет проводить оперативный контроль геометрии объектов даже при ограниченном времени доступа к

сигналам ГНСС. Контроль пространственных координат узловых точек конструкции таких объектов осуществляется с помощью навигационных радиосигналов, принимаемых несколькими антеннами, подключенными к РУНА. РУНА обеспечивает определение взаимных координат антенн относительно источников навигационного сигнала (что дает возможность контролировать их взаимное расположение) по набору измерений разности фаз между антеннами, полученному на один момент времени [5]. С учетом того, что взаимные координаты антенн могут быть получены как в системе координат, связанной с объектом (ССК), так и в геоцентрической системе координат, в которой определены координаты НКА ГНСС, одновременно с контролем геометрии обеспечивается нахождение пространственной ориентации строительных осей ССК объекта.

Преимуществом РУНА, обеспечивающим одномоментное разрешение фазовой неоднозначности, является проведение измерений по всем антеннам относительно единой шкалы времени РУНА, а также возможность нормирования значений систематической погрешности измерения разности фаз между антеннами угломерной антенной системы. Данное преимущество обусловлено тем, что в РУНА все антенны угломерной антенной систем подключаются к одному приёмному устройству, а в комплекте геодезической аппаратуры каждая антенна подключена к своему приемнику.

Недостатком серийно выпускаемой РУНА, как средства контроля геометрии объектов, является ограничение на максимальные размеры контролируемых объектов, определяемое максимальной длиной кабелей между антеннами угломерной антенной системы и приемным устройством. Для существующих серийных РУНА максимальная длина кабелей составляет, ориентировочно, 30 м.

Дополнительным ограничением существующих методов разрешения фазовой неоднозначности в РУНА выступает диапазон допустимых перемещений антенн относительно априорной конфигурации. Имеющиеся алгоритмы обеспечивают работоспособность при отклонениях взаимных координат относительно априорной конфигурации до 9 см.

Среднеквадратическая погрешность определения РУНА относительных координат антенн по результатам одномоментных измерений не превышает 2-3 мм. Дальнейшее уменьшение погрешности определения взаимного положения антенн может быть обеспечено с использованием фильтрации относительных координат антенн, полученных в одномоментных измерениях, с использованием, например, различных модификаций фильтра Калмана. Предложенный подход позволяет оценить относительные координаты антенн с погрешностью не более 1 мм.

Таким способом обеспечивается оперативный контроль геометрии крупногабаритных объектов при помощи радиосигналов ГНСС ГЛОНАСС и GPS, а также сигналов систем, функционально им аналогичных. Применение в нём разрешения фазовой неоднозначности по набору измерений разности фаз между антеннами, полученному на один момент времени, позволяет использовать его для контроля геометрии объектов, движущихся практически с любой достижимой скоростью, в том числе, находящихся в разрывном навигационном поле ГНСС, т.е. на околоземных орбитах с высотой более 5000 км. Благодаря этому контролируемые данным способом объекты могут свободно перемещаться по поверхности Земли, а также подниматься над ней на высоту до нескольких десятков тысяч километров, что практически не повлияет на точность измерений.

Использование рассматриваемого подхода весьма актуально для контроля геометрии крупногабаритных зеркальных антенн космических аппаратов (КА). Решение задачи высокоточного определения деформации антенных зеркал усложняется по мере увеличения размеров антенны, которые могут достигать десятков метров. Увеличение рабочей частоты при фиксированных размерах зеркала приводит к уменьшению ширины диаграммы направленности (ДН) антенны, что повышает требования к погрешности формы «полотна» зеркала антенны, погрешности установки облучателя относительно «полотна» и т.д. При увеличении габаритов конструкции антенны закономерно увеличивается ее деформация под

воздействием внешних факторов. Искажения исходной конфигурации антенны (искривление зеркала, смещение облучателя) могут быть невелики относительно габаритов антенны: например 1 см для 10-метрового зеркала. Однако даже такие искажения могут приводить к заметному искажению ДН, а также – с учетом малой ширины ДН – к критичному непредсказуемому отклонению направления ДН от расчетного. При использовании крупногабаритных зеркальных антенн на КА указанные факторы могут свести на нет все потенциальные достоинства, связанные с большим коэффициентом усиления, достигаемым увеличением размеров антенны.

Предложенный способ контроля геометрии крупногабаритных объектов при помощи навигационных радиосигналов ГЛОНАСС/GPS, а также сигналов систем, функционально им аналогичных, позволяет решить проблему высокоточного определения деформации больших трансформируемых антенных систем в космосе при их неравномерном нагревании Солнцем и переориентировании в полете. Конкретная практическая реализация способа потребует создания более многоканальной аппаратуры, чем ныне существующие РУНА, предназначенные для выполнения только угломерных задач, а также решения задачи размещения ее приемных антенн на крупногабаритной конструкции, геометрию которой необходимо контролировать.

### **Библиографический список**

1. Иодис В.Я. Система мониторинга деформаций компании JAVAD GNSS // Геопрофи. – 2015. – № 3. – С. 4-8.
2. Иодис В.Я., Бойков А.В., Конева А.А. Использование аппаратуры JAVAD GNSS для оценки пространственных смещений здания «Триумф Палас» // Геопрофи. – 2016. – № 2. – С. 10-13.
3. Косарев Н.С., Мелеск А.Х., Шевчук С.О. Исследования точности метода PPP для навигационно-геодезического обеспечения геофизических работ // Геопрофи. – 2016. – № 3. – С. 10-15.
4. Фатеев Ю.Л., Дмитриев Д.Д., Тяпкин В.Н., Гребенников А.В., Бондарев В.Н. Разрешение фазовой неоднозначности в угломерной навигационной аппаратуре ГЛОНАСС/GPS // Успехи современной радиоэлектроники. 2014. № 5. С. 67-70.
5. Патент РФ № 2713633 МПК G01S 5/14 (2006.01), G01S 19/14 (2010.01), G01S 19/44 (2010.01). «Способ контроля геометрии крупногабаритных объектов». Авторы: Пичкалёв А.В., Гребенников А.В. Патентообладатель: Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва». Заявка: 2019124891, 06.08.2019. Дата начала отсчета срока действия патента: 06.08.2019. Опубликовано: 05.02.2020 Бюллетень № 4.

### **Информация об авторах**

**Пичкалёв Александр Валерьевич**, начальник сектора проектирования, отработки и сопровождения специальной испытательной аппаратуры и отработки ПО приборов с вычислителями отдела проектирования и испытаний РЭА, Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», Россия, 662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, 52, Телефон (3919) 76-41-93. Область научных интересов: автоматизированные системы управления и контроля.

**Гребенников Андрей Владимирович**, кандидат технических наук, заведующий базовой кафедрой «Радиоэлектронная техника информационных систем», Институт инженерной физики и радиотехники Сибирского федерального университета, Россия, 660041, г. Красноярск, пр. Свободный, 79, Телефон 902-992-15-14. Область научных интересов: радионавигация и высокоточные радиоизмерения.

# CONTROL OF GEOMETRY OF LARGE-SIZED OBJECTS BY MEANS OF NAVIGATING RADIOSIGNALS

© 2021 A.V. Pichkalev<sup>1</sup>, A.V. Grebennikov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> JSC «Academician M.F. Reshetnev «Information satellite system», Zheleznogorsk  
<sup>2</sup> Siberian federal university, Krasnoyarsk

In article essentially new way of control of geometry of the large-sized space objects, based on high-precision definition of relative co-ordinates of various points of object by results of phase measurements of radio signals of global navigating satellite systems is presented. It is based on a principle of phase measurements of radio signals of navigating systems. This way will allow to supervise geometry and such objects which can move and rise over a surface of the Earth on some tens thousand kilometers. Possible variants of its use are offered.

*Key words: global navigating satellite systems, geometry of large-sized objects, radiogoniometric navigating equipment, phase principle of measurements.*

## References

1. Iodis, V.J. System of monitoring of deformations of the company JAVAD GNSS. *Geoprofy.* 2015. № 3. P. 4-8. (In Russ.)
2. Iodis, V.J., Boikov, A.V., Koneva, A.A. Use of equipment JAVAD GNSS for an estimation of spatial displacement of a building «Triumph Palace». *Geoprofy.* 2016. № 2. P. 10-13. (In Russ.)
3. Kosarev N.S., Melesk A.H, Shevchuk S.O. Researches of accuracy of method PPP for navigating-geodetic maintenance of geophysical works. *Geoprofy.* 2016. № 3. P. 10-15. (In Russ.)
4. Fateev J.L., Dmitriev D.D., Tjapkin V.N., Grebennikov A.V., Bondarev V.N. Successes of modern radio-electronics. The permission of phase ambiguity in goniometric navigating equipment GLONASS/GPS. 2014. № 5. P. 67-70. (In Russ.)
5. The patent of the Russian Federation № 2713633 Int. Cl. G01S 5/14 (2006.01), G01S 19/14 (2010.01), G01S 19/44 (2010.01). Method of controlling geometry of large-size objects. Inventors: Pichkalev Alexander Valerevich, Grebennikov Andrei Vladimirovich. Proprietor: Aktsionernoe obshchestvo «Informatsionnye sputnikovye sistemy» imeni akademika M.F.Reshetneva» (RU). Application: 2019124891, 06.08.2019. Effective date for property rights: 06.08.2019. Date of publication: 05.02.2020 Bull. № 4

## About the authors

**Pichkalev Alexander Valerevich**, the chief of sector of designing of special test equipment, JSC «Academician M.F. Reshetnev «Information satellite system», 662972, Russia, Krasnoyarsk region, Zheleznogorsk, ph. (3919) 76-41-93. Area of research: the automated control systems and control of test equipment.

**Grebennikov Andrei Vladimirovich**, Candidate of Engineering, manager of base chair «Radio-electronic technics of information systems», Institute of engineering physics and radio-engineering SFU, 660041, Russia, Krasnoyarsk, prosp. Svobodniy, 79, ph. 902-992-15-14. Area of research: radio-navigation and high-precision radio-measurements.



## МЕТОД ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

© 2021 П.С. Семенюта

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье рассмотрена методика обработки сигналов спутниковой радионавигационной системы, построенная на базе нейронной сети и позволяющая нивелировать последствия нестабильности навигационного поля. Представлен алгоритм работы блока первичной обработки навигационного приёмника.

*Обработка сигнала СРНС, нестабильность навигационного поля, нейронная сеть.*

Необходимость определения пространственного положения – одна из важнейших технических задач в современном мире. Знание точных координат важно и для управления сложными техническими системами (в том числе современными транспортными средствами), и в различной профессиональной деятельности, и даже для решения некоторых бытовых задач.

Требования к точности определения пространственного положения со временем всё более повышаются. Для современных летательных аппаратов на задачу определения точного местоположения накладываются условия высокой скорости движения, и, соответственно, высокой скорости выдачи навигационного решения.

Для решения целевой задачи большинства космических аппаратов необходимо определение точного пространственного положения в любой момент времени полёта. К тому же, в настоящее время всё более увеличивается число малых космических аппаратов с высокой динамикой движения. Малые размеры, высокая скорость и тенденция установки на малые космические аппараты средств для коррекции движения задают высокие требования по скорости и точности решения навигационной задачи.

Оптимальным для решения задачи определения пространственного положения является использование спутниковых радионавигационных систем (СРНС) ГЛОНАСС и GPS. Однако, имеющиеся на настоящий момент приёмники СРНС имеют низкую способность парировать фактор резкого изменения пространственного положения объекта и разрывы навигационного поля, приводящие к срыву слежения за навигационными параметрами с переходом в режим поиска навигационного решения.

В современных приёмниках СРНС решение задачи получения оценки параметров навигационного сигнала базируется на теории оптимальной нелинейной фильтрации и реализуется использованием следящей системы, построенной на основе вычисления рассогласования оцениваемого параметра и формируемого управляемым генератором опорного сигнала [1].

В цифровом вычислителе данный алгоритм реализуется при помощи корреляционной обработки в многоканальном корреляторе и вычислении дискриминирующей функции. Результат работы дискриминатора поступает через сглаживающий фильтр в цепь обратной связи для формирования управляющих генераторами сигналов и в блоки вторичной обработки для решения навигационной задачи.

Одним из возможных способов реализации поиска сигнала ГНСС является построение схемы с последовательным поиском доплеровского смещения частоты и задержки сигнала на основе корреляторов, применяемых для слежения за сигналом. Практическая реализация данного метода из-за необходимости плавной перестройки параметров в широком диапазоне имеет сложную структуру, требует много аппаратных ресурсов и, как следствие, процесс поиска проходит медленно. Наиболее прямой метод ускорения поиска – использование большого количества параллельно работающих корреляторов. Однако реализация данного

подхода требует ещё больших аппаратных ресурсов: большой пропускной способности линий обмена и производительного процессора.

В современных навигационных приёмниках данная задача решается применением блоков быстрого поиска на основе специализированных версий корреляторов, предназначенных исключительно для поиска. Известно большое количество разных вариантов реализации алгоритма быстрого поиска с различной структурой (с применением согласованных фильтров, аппарата дискретной свёртки, быстрого преобразования Фурье, и.т.д.). Скорость поиска при этом ограничивается возможностями цифровой реализации. Однако особенностью методов быстрого поиска является невозможность выделить модулирующий сигнал навигационного сообщения.

Использование свойства нейронной сети проводить классификацию входных данных [2] позволяет построить алгоритм поиска, реализующего принцип распараллеливания обработки. Аппарат нейронных сетей позволяет обеспечить совмещение решения задачи поиска и задачи сопровождения сигнала СРНС в каждом из частотных каналов навигационного приёмника.

Навигационный сигнал от одного навигационного спутника можно описать следующим выражением:

$$s(t) = A \cdot h_{\text{дк}}(t - \tau(t)) \cdot h_{\text{нс}}(t - \tau(t)) \cdot \cos\left(\omega_0 t + 2\pi \int_0^t f_d(v) dv + \varphi_0\right) + n(t), \quad (1)$$

где  $h_{\text{дк}}(t)$  – последовательность дальномерного кода,  $h_{\text{нс}}(t)$  – последовательность навигационного сообщения,  $\omega_0$  – значение несущей частоты навигационного спутника,  $f_d$  и  $\tau(t)$  – доплеровское смещение частоты и задержка принятого навигационного сигнала,  $\varphi_0$  – случайная начальная фаза на момент приёма,  $n(t)$  – белый гауссовский шум на входе приёмника.

Поскольку в аналоговом тракте приёмника происходит понижение частоты принятого сигнала, сократим составляющую  $\cos(\omega_0 t)$ , которая представляет собой сигнал несущей частоты.

Преобразуем данный сигнал в комплексную форму:

$$s(t) = \frac{A}{2} \cdot h_{\text{дк}}(t - \tau(t)) \cdot h_{\text{нс}}(t - \tau(t)) \cdot e^{j2\pi f_d t} \cdot e^{j\varphi_0} + \frac{A}{2} \cdot h_{\text{дк}}(t - \tau(t)) \cdot h_{\text{нс}}(t - \tau(t)) \cdot e^{-j2\pi f_d t} \cdot e^{-j\varphi_0} + n(t). \quad (2)$$

Обозначим спектр модулирующей функции за  $S_m(\omega)$ :

$$S_m(\omega) = F[h_{\text{дк}}(t - \tau(t)) \cdot h_{\text{нс}}(t - \tau(t))], \quad (3)$$

где  $F[\cdot]$  - преобразование Фурье.

Комплексный спектр навигационного сигнала при этом можно представить в следующей форме:

$$S(\omega) = \frac{A}{2} \cdot S_m(\omega - 2\pi \cdot f_d) \cdot e^{j\omega\tau} \cdot e^{j\varphi_0} + \frac{A}{2} \cdot S_m(\omega + 2\pi \cdot f_d) \cdot e^{-j\omega\tau} \cdot e^{-j\varphi_0} + F[n(t)]. \quad (4)$$

Исходя из формулы (4), при рассмотрении по-отдельности амплитудного и фазового спектра навигационного сигнала, можно проследить изменение доплеровской частоты  $f_d$  в виде сдвига амплитудного спектра, а изменение задержки сигнала  $\tau$  в виде изменения фазового спектра.

Также в формуле присутствует компонент, зависящий от разности фаз генераторов приёмника и передатчика навигационного сигнала. Введение данного параметра в качестве переменной при классификации входных данных нейронной сетью позволит обеспечить фазовую синхронизацию и, в итоге, обеспечить выделение сигнала навигационного сообщения.

Применение оценки начальной фазы принятого сигнала позволяет представить предложенный метод как вариант реализации метода дополнительной переменной [1], что

даёт возможность построения высокоточной оценки параметров сигнала в режиме реального времени.

На базе вышеописанного метода можно составить обобщённый алгоритм работы навигационного приёмника (рис. 1).

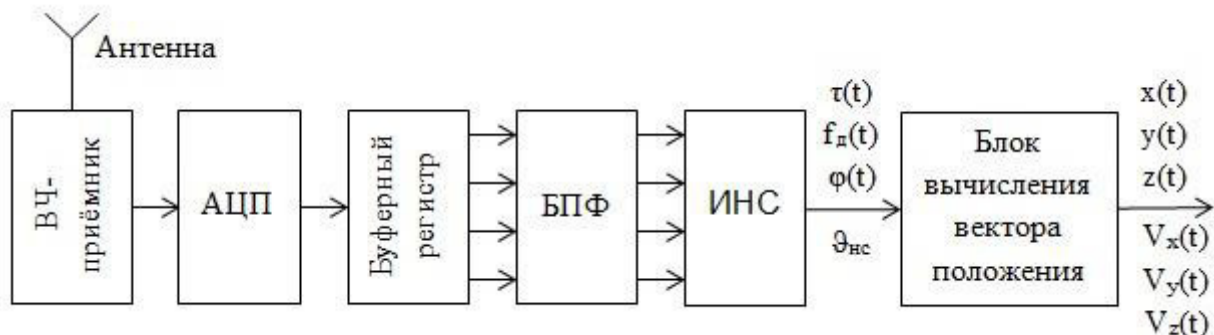


Рис. 1 – Обобщённая структурная схема навигационного приёмника на базе нейронной сети

Отсчёты сигнала с выхода АЦП ВЧ-приёмника поступают на буферный регистр так, чтобы разница во времени первого и последнего отсчёта соответствовала периоду следования импульсов дальномерного кода навигационного сигнала.

Затем набор отсчётов с выхода регистра подвергается быстрому преобразованию Фурье и тензор отсчётов спектра принятого сигнала поступают на вход многослойной искусственной нейронной сети (ИНС).

Одним из возможных вариантов реализации ИНС является применение ИНС свёрточного типа, состоящий из входного, выходного и набора свёрточных слоёв (рис. 2).

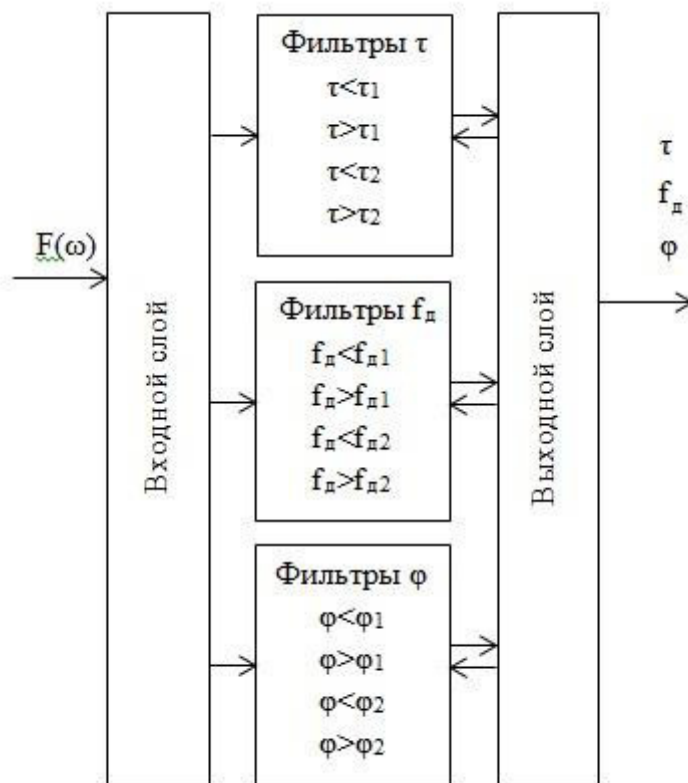


Рис. 2 – Обобщённая структурная схема варианта нейронной сети для обработки навигационного сигнала

Первый, входной слой ИНС, необходим для передачи кадра выборок спектра навигационного сигнала в виде исходных данных в последующие слои и хранения кадра в неизменном виде до завершения процесса извлечения информации.

Последующие слои представляют собой ряд параллельно работающих свёрточных нейронных сетей. Структурно они делятся на три группы по искомым параметрам (для задержки, доплеровского смещения частоты и значения фазы) по четыре фильтра («ядра» свёртки). Каждый из фильтров свёрточных слоёв обучен классификации входных данных по определённому значению искомого параметра.

Выходной слой предназначен для обеспечения поиска искомого параметра навигационного сигнала. На вход слоя поступает информация о том, в каких пределах лежат искомые параметры относительно заданных при обучении. Далее фильтры свёрточных слоёв перезаписываются так, чтобы новое пересечение классов лежало внутри полученного на предыдущем этапе. Когда разность между границами классов становится меньше заданного шага, итерационный процесс завершается и на выход поступают значения искомого параметра.

Учитывая нахождение оценки начальной фазы принятого сигнала, выделение навигационного сообщения возможно применением дополнительных фильтров с большим периодом выдачи информации.

Описанный метод позволяет повысить точность навигационного решения за счёт применения одновременной обработки амплитудного и фазового спектра навигационного сигнала.

В навигационных приёмниках, построенных на базе нейронной сети по приведённому алгоритму, в сравнении с навигационными приёмниками, построенными на базе следящих систем, отсутствует явление срыва слежения за счёт совмещения алгоритма поиска и извлечения навигационной информации.

#### **Библиографический список**

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования // Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
2. Рутковский Л. Методы и технологии искусственного интеллекта // Пер. с польск. И.Д. Рудинского. М.: Горячая линия-Телеком, 2010. 520 с.

#### **Информация об авторе**

**Семенюта Павел Сергеевич**, аспирант СНИУ им. С.П. Королёва, инженер-конструктор первой категории сектора по курированию аппаратуры навигационно-синхронизирующих систем, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», e-mail: lindauer@rambler.ru. Область научных интересов: космическая навигация, нейронные сети.

## **METHOD OF PROCESSING GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM SIGNAL BASED ON NEURAL NETWORK**

© 2021 P.S. Semenjuta

JSC «RSC «Progress», Samara

This article discusses a method for processing GNSS signals, based on a neural network to neutralize the effects of discontinuities in the navigation field. Also, the article presents a variant of the algorithm for the operation of the primary processing unit of the navigation receiver, based on a neural network.

*GNSS signal processing, discontinuities navigation field, neural network*

#### **References**

1. GLONASS. Principles of construction and functioning // Edited by A.I. Perov, V.N. Kharisov. 4th edition, revised and enlarged. M.: Radiotekhnika, 2010. 800p.
2. Rutkowski L. Methods and technologies of artificial intelligence // Translated from Polish by I.D. Rudinsky. M.: Hotline-Telecom, 2010. 520 p.

#### **About the author**

**Semenjuta Pavel Sergeevich**, the graduate student of SNIU of S.P. Korolev, the 1st category design engineer, JSC «RSC «Progress», Samara, Russian Federation, e-mail: lindauer@rambler.ru. Research interests are space navigation, neuro network.

## РАСЧЁТ И МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2021 В.Д. Рябов, А.А. Давыдов, Е.В. Чугунков

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В тезисах приведены данные теоретического расчета электрических и механических характеристик магнитной системы. Произведен обзор проблем теоретического расчета и необходимости верификации расчетов в специальных программах физического моделирования.

*Стабилизация космического аппарата, расчет электромагнита, модель исполнительного органа, магнитная стабилизация, численное моделирование.*

Известно что в состав космических аппаратов (КА) как отечественного, так и иностранного производства, входит магнитная система, которая используется для торможения вращения КА относительно центра масс, а также для сброса накопленного кинетического момента системы «КА+ИО». Данный класс систем широко распространен за счет использования возобновляемого источника энергии (магнитного поля Земли) [1].

Для моделирования работы магнитной системы используется специальное программное обеспечение (СПО), которое имитирует стабилизацию углового движения КА за счет взаимодействия магнитного момента  $L_m$ , формируемого магнитным исполнительным органом (МИО), с магнитным полем Земли (МПЗ)  $B$ , создавая при этом управляющий механический момент  $M$ , который определяется по формуле (1) [2]:

$$M = L_m \times B \quad (1)$$

При этом характеристики магнитной системы стабилизации во многом зависят от качества формирования магнитного момента  $L_m$ , который в свою очередь зависит от материала магнитопровода и обмотки, геометрических характеристик и управляющего воздействия в виде тока  $i$ . Упрощенно указанную выше зависимость магнитного момента можно описать выражением (2) [3]:

$$L_m = \pi r^2 N i \left( 1 + \frac{\mu - 1}{1 + (\mu - 1) N_d} \right) [A \cdot m^2] \quad (2)$$

где  $r$  – радиус магнитопровода;

$N$  – число витков,

$i$  – управляющий ток,

$N_d = \frac{4(\ln(\frac{l}{r}) - 1)}{(\frac{l}{r})^2 - 4 \ln(\frac{l}{r})}$  – демагнетизация.

Магнитная индукция  $B$  МИО определяется выражением (3):

$$B = \frac{N_b \cdot i \cdot \mu_0 \mu}{l (1 + N_d (\mu - 1))} [Тл] \quad (3)$$

На рисунке 1 и 2 показаны семейства зависимостей магнитного момента от геометрических размеров (радиуса и длины) исполнительного органа при постоянном управляющем токе.

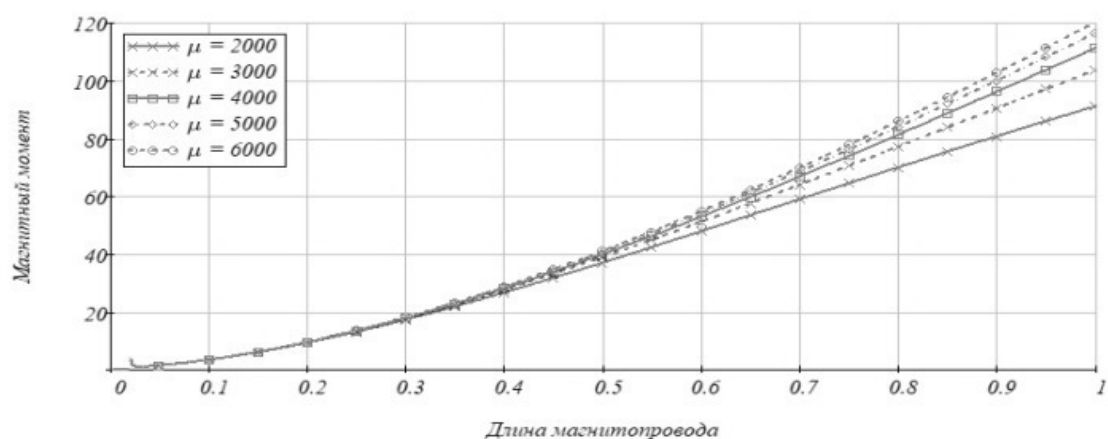


Рисунок 1 – Зависимость магнитного момента от длины магнитопровода

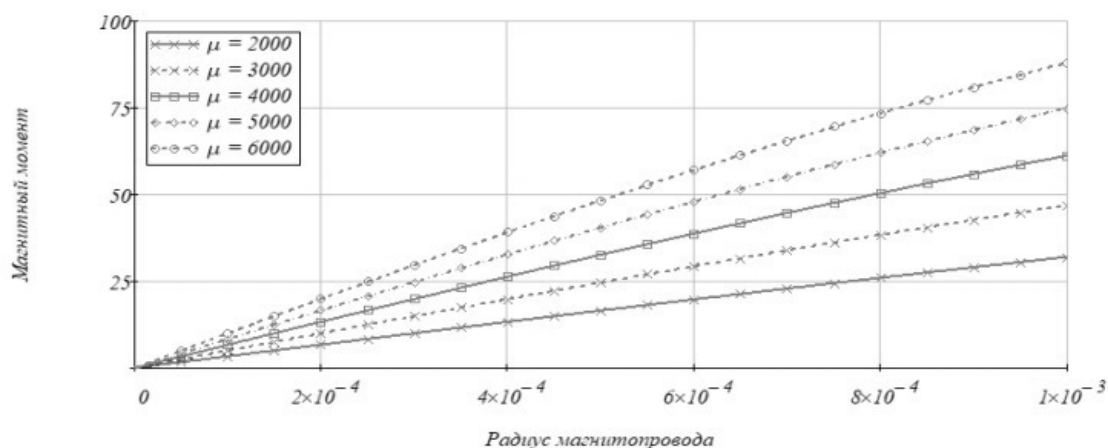


Рисунок 2 – Зависимость магнитного момента от радиуса магнитопровода

Сложность расчета параметров магнитной системы заключается в том, что различные методики расчета не учитывают ряд факторов, таких как нелинейная зависимость магнитной проницаемости ферромагнетика  $\mu$  от напряженности поля  $H$  и температуры  $T$  [4]. Однако данных недостатков лишены численные методы моделирования, которые используются в специальных программах физического моделирования, таких как COMSOL и ANSYS, которые осуществляют расчет на основе занесенных экспериментальных данных. Средняя разница между теоретическим расчетом и моделированием может достигать до 30%.

В результате приведенных исследований электрических и механических параметров методами численного моделирования получены оптимальные характеристики электромагнитных исполнительных устройств.

#### Библиографический список:

1. Овчинников М.Ю. Магнитные системы ориентации малых спутников [Текст] / М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин, Д.С. Иванов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. – 366 с.
2. Шипов М.Г. Гашение угловых скоростей космического аппарата «АИСТ-2Д» с использованием системы сброса кинетического момента // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 121-127.
3. Mehrjardi M.F., Mirshams M. Design and Manufacturing of a Research Magnetic Torquer Rod // Contemporary Engineering Sciences, Т. 3, № 5, 2010. С. 227-236.
4. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. Москва: Машиностроение, 1975. 248 с.

### **Сведения об авторах:**

**Рябов Виктор Дмитриевич**, магистр «Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева», инженер-конструктор в АО «РКЦ «Прогресс», т. (846) 228-90-68, E-mail: 145042@students.ssau.ru. Область научных интересов: радиотехника, информационные системы и технологии.

**Давыдов Артем Анатольевич**, ведущий инженер-конструктор в АО «РКЦ «Прогресс», т. (846) 228-90-68, E-mail: artemyaya@gmail.com. Область научных интересов: проектирование систем управления движением космических аппаратов, оптимизация алгоритмов управления угловым движением космических аппаратов, математические методы и моделирование динамики космических аппаратов.

**Чугунков Евгений Владимирович**, магистр «Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева», инженер-конструктор в АО «РКЦ «Прогресс», т. (846) 228-90-68, E-mail: chugunkov97@mail.ru. Область научных интересов: конструирование радиоэлектронных систем и комплексов.

## **CALCULATION AND MODELLING OF ACTUATOR OF MAGNET SYSTEM OF STABILIZATION OF THE SPACECRAFT**

© 2021 V.D. Ryabov, A.A. Davydov, E.V. Chugunkov

JSC «RSC «Progress», Samara

*These theses present the main aspects of theoretical calculation of actuator of magnet system of stabilization of the spacecraft. The review of problems of theoretical calculation and need of verification of calculations in special programs of physical modeling is made.*

*Stabilization of the spacecraft, calculation of an electromagnet, model of actuator, magnetic stabilization, computational modeling.*

### **References:**

1. Ovchinnikov M.Y. Magnet systems of orientation of small satellite [Text] / M.Y. Ovchinnikov, V.I. Penkov, D.S. Roldygin, D.S. Ivanov. – М.: ИРМ им. М.В. Келдыш, 2016. – 366 p.
2. Shipov M.G. Clearing of angular speeds of the AIST-2D spacecraft with use of system of reset of the kinetic moment // Bulletin of the Samara University. Space equipment, technologies and mechanical engineering. 2019. V. 18, № 2. P. 121-127.
3. Mehrjardi M.F., Mirshams M. Design and Manufacturing of a Research Magnetic Torquer Rod // Contemporary Engineering Sciences, T. 3, № 5, 2010. C. 227-236.
4. Kovalenko A.P. Magnet systems of control of space aircraft. Moscow: Mechanical engineering, 1975. 248 p.

### **Information about authors:**

**Ryabov Viktor Dmitrievich**, master of the Samara National Research University named after academician S.P. Korolev ", design engineer at JSC «RSC «Progress», т. (846) 228-90-68, E-mail: 145042@students.ssau.ru. Research interests: Radio engineering, information systems and technologies.

**Davydov Artem Anatolyevich**, lead design engineer at JSC «RSC «Progress, т. (846) 228-90-68, E-mail: artemyaya@gmail.com. Research interests: design of motion control systems of the space satellites, optimization of control algorithms of the angular movement space satellites, mathematical methods and modeling of dynamics space satellites.

**Chugunkov Evgeniy Vladimirovich**, master of the Samara National Research University named after academician S.P. Korolev ", design engineer at JSC «RSC «Progress», т. (846) 228-90-68, E-mail: chugunkov97@mail.ru. Research interests: designing of radio-electronic systems and complexes.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ АДДИТИВНОЙ И МУЛЬТИПЛИКАТИВНОЙ СОСТАВЛЯЮЩИХ ГАРМОНИЧЕСКОГО СИГНАЛА

© 2021 А.В. Вopiлин, Р.Р. Халилов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В докладе представлен алгоритм нахождения аддитивной и мультипликативной составляющей гармонического сигнала по данным полученным от отсчетов анализируемого сигнала. Также в докладе представлен анализ возможности определения аддитивной составляющей гармонического сигнала на фоне белого гауссовского шума. Проведен статистический анализ моделирования и получены зависимости определения аддитивной составляющей гармонического сигнала от уровня белого гауссовского шума и количества тактов в интервале анализа.

*Ключевые слова:* АЦП, сигнал, цифровая обработка сигналов.

Сейчас существует значительное количество алгоритмов поиска составляющих гармонического сигнала [1-6]. Однако необходимо отметить алгоритм представленный в [1], он позволяет определить величину аддитивной составляющей сигналов по неполному периоду, при этом его возможно реализовать программно. Данное решение удобно использовать при меняющейся во времени величине аддитивной составляющей, при наличии интервалов локальной стационарности, которые могут быть и меньше тактового интервала  $T$ . Авторами данной публикации предлагается использовать основу алгоритма представленного в [1] для поиска мультипликативной составляющей сигнала. В настоящее время значительное распространение получили платформы Arduino и STM32, которые используют как для расчётов, так и согласования устройств, предлагаемый алгоритм позволит использовать устройства на базе платформ Arduino и STM32 без аппаратной развязки.

Запишем входной сигнал в следующем виде:

$$R(t) = A + M \sin(\omega_0 t + \varphi_0) \quad (1)$$

где:  $A$  - аддитивная составляющая,  $M$  - мультипликативная составляющая,  $\varphi_0$  - начальная фаза,  $\omega_0$  - частота. Анализ ведётся на интервале локальной стационарности и характеристики  $M$  и  $A$  постоянны.

Отсчёты сигнала запишем в виде:

$$R_i = A + M \sin \varphi_i \quad (2)$$

где  $\varphi_i = \varphi_0 + \alpha$ ,  $\varphi_{i+1} = \varphi_i + \alpha$ , здесь значение, определяющие величину интервалов квантования.

Для нахождения  $\varphi_i$  возьмём последовательно 3 значения:

$$\begin{cases} R_i = A + M \sin \varphi_i \\ R_{i+1} = A + M \sin \varphi_{i+1} \\ R_{i+2} = A + M \sin \varphi_{i+2} \end{cases} \quad (3)$$

Определим  $\varphi_i$  исходя из отношения  $\frac{R_i - R_{i+1}}{R_i - R_{i+2}}$ . Проводя некоторые преобразования,

получим следующие решение:



$$\varphi_i = \arctg \left( \frac{(R_i - R_{i+2}) \sin \alpha - (R_i - R_{i+1}) \sin 2\alpha}{(R_i - R_{i+2})(1 - \cos \alpha) - (R_i - R_{i+1})(1 - \cos 2\alpha)} \right) + \pi n \quad (4)$$

По полученным значениям  $\varphi_i$  найдём  $M$  из разницы  $R_i$  и  $R_{i+1}$ , тогда

$$M = \frac{R_i - R_{i+1}}{\sin \varphi_i - \sin \varphi_{i+1}} \quad (5)$$

Как показано в [1]  $A$  можно получить из следующей формулы:

$$A = \frac{R_i - 2R_{i+1} \cos \alpha + R_{i+2}}{2(1 - \cos \alpha)} \quad (6)$$

Иногда задачи определения аддитивной составляющей возникает при наличии шума, тогда входной сигнал будет записан следующим образом:

$$z(t) = R(t) + n(t) = A + M \sin(\omega_0 t + \varphi_0) + n(t) \quad (7)$$

где  $n(t)$  - белый гауссовский шум.

Для определения  $A$  расширим интервал анализа  $T_a$  до  $k$  элементов сигнала  $T_a = kT$ , отсчётов на интервале анализа будет  $kn$ , где  $n$  количество отсчётов в  $T$ .

Тогда формулу для определения  $\hat{A}$  запишем в следующем виде:

$$\hat{A} = \frac{1}{kn} \sum_{i=1}^{kn} A_i, \quad (8)$$

где  $A_i$  определяется по формуле (7).

Для оценки качественных характеристик решения получаемого по формуле (8), было проведено статистическое имитационное моделирование. В моделирование считалась правильно оцененная величина,  $\hat{A}$  если её значение попадало в интервал  $A \pm 5\%$  и  $A \pm 10\%$ , при этом моделировалось отношение сигнал/шум от 1 до 10 в раз, при моделировании также изменялось количество отсчётов на такт, статистика анализировалась из 100000 опытов для каждой точки графика. Результаты моделирования представлены на рис. 1, 2 и 3.

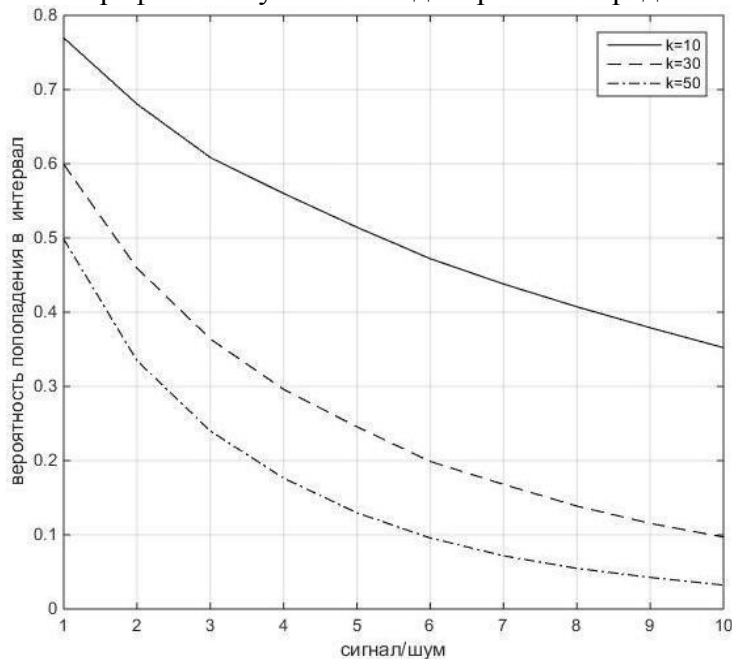


Рис. 1 – Зависимость вероятности попадания в интервал от отношения сигнал/шум при различном количестве тактов в интервале анализа

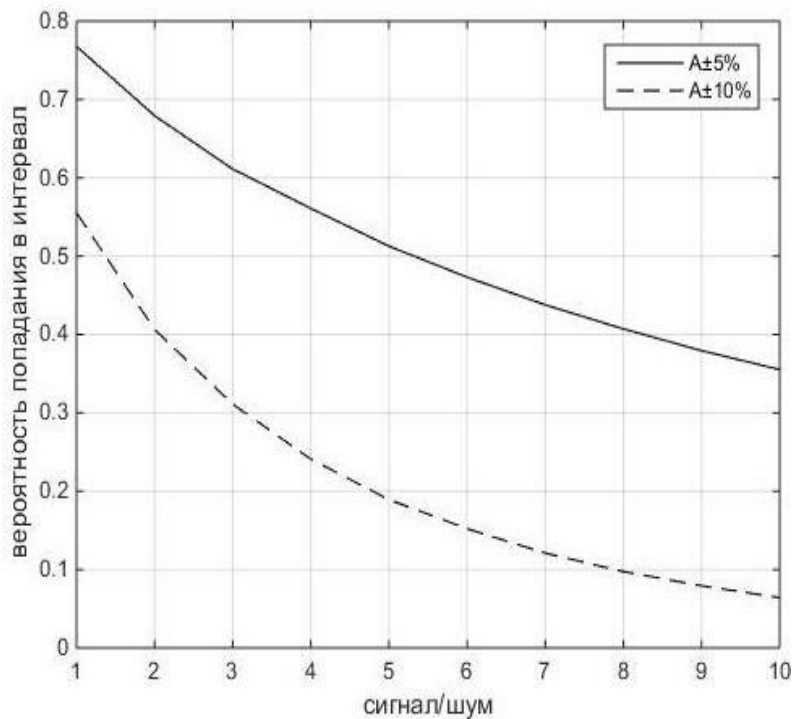


Рис. 2 – Зависимость вероятности попадания в интервал от отношения сигнал/шум при ширине интервал допустимой погрешности

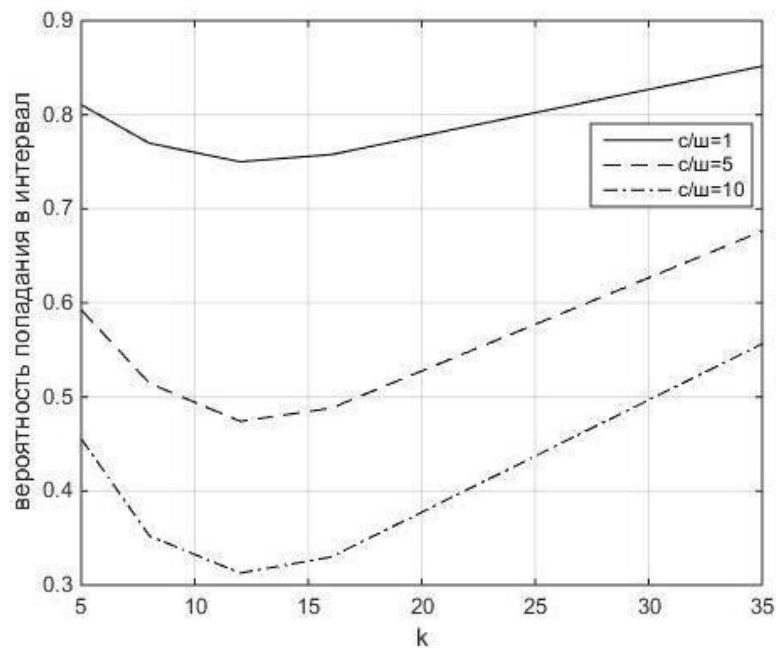


Рис. 3 – Зависимость вероятности попадания в интервал от количества тактов в интервале анализа при различном отношении сигнал/шум

Результаты моделирования показали:

1. Возможно, выделить аддитивную составляющую сигнала на фоне шума по правилу представленному в формуле (8).
2. С увеличением интервала анализа повышается качество определения величины  $A$ .
3. Увеличение интервала допустимого расхождения оцениваемой величины от реальной, значительно повышает скорость определения величины  $A$ .
4. С увеличением числа отсчётов в такте вероятность попадания в заданный интервал несколько увеличивается, но с дальнейшим увеличением количества отсчетов на такт ухудшает вплоть до невозможности определения  $A$ . Это объясняет неопределенностью, которая формируется наличием  $n(t)$ .

### Библиографический список

1. Шаповалов Г.А. Устройство для измерения сигнала на фоне помехи // пат. 720750 СССР, 1980. Бюл. № 9.
2. Мелик-Шахнозаров А.М., Шаповалов Г.А. Способ определения амплитуды синусоидального напряжения // пат. 789792 СССР, 1980. Бюл. № 47.
3. Гаев Г.П., Смирнов А.Б., Герасимов В.С. Способ определения амплитуды и фазы гармонических составляющих сигнала // пат. 1613897 СССР, 1990. Бюл. № 46.
4. Гаджибабаев Г.Р. Способ определения постоянной составляющей напряжения // пат. 2 028 623 Российская Федерация, 1995. Бюл. № 33.
5. Гольдштейн Е.И., Сулейманов А.О., Бацева Н.Л., Панкратов А.В. Способ определения сдвига фаз между двумя синусоидальными сигналами // пат. 2 264 631 Российская Федерация. 2005. Бюл. № 32.
6. Муссонов Г.П. Способ идентификации типа искажения гармонических сигналов и определения параметров искажения при мультипликативном воздействии // пат. 2 543 934 Российская Федерация. 2015. Бюл. № 7.

### Сведения об авторах

**Халилов Ринат Рашидович**, кандидат технических наук, начальник ЦПОИ «Самара», акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, т. (846) 228-98-38, e-mail: [halilovr82@mail.ru](mailto:halilovr82@mail.ru). Область научных интересов: цифровая обработка сигналов, наземная инфраструктура дистанционного обслуживания КА.

**Вопилин Антон Владимирович**, инженер-конструктор 1 категории ЦПОИ «Самара», акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. (846)–228-91-01, e-mail: [appoloxvi@gmail.com](mailto:appoloxvi@gmail.com). Область научных интересов: цифровая обработка сигналов, наземная инфраструктура дистанционного обслуживания КА.

## DEFINITION OF ADDITIVE AND MULTIPLICATIVE COMPONENTS OF THE HARMONIC SIGNAL

© 2021 A.V. Vopilin, R.R. Khalilov

JSC «RSC «Progress», Samara

The report presents an algorithm for finding the additive and multiplicative component of a harmonic signal from the data obtained from the samples of the analyzed signal. The report also presents an analysis of the possibility of determining the additive component of a harmonic signal against the background of white Gaussian noise. The statistical analysis of the simulation is carried out and the dependences of the definition of the additive component of the harmonic signal on the level of white Gaussian noise and the number of clock cycles in the analysis interval are obtained.

*Key words: ADC, signal, digital signal processing.*

### References

1. Shapovalov G.A. A device for measuring a signal against a background noise // Pat. 720750 USSR, 1980. Byull. No. 9.
2. Melik-Shakhovzarov A.M., Shapovalov G.A. Method for determining the amplitude of sinusoidal voltage // Pat. 789792 USSR, 1980. Bul. No. 47.
3. Gaev G.P., Smirnov A.B., Gerasimov V.S. Method for determining the amplitude and phase of the harmonic components of the signal // Pat. 1613897 USSR, 1990. Bul. No. 46.
4. Hajibabaev G.R. Method for determining the constant voltage component // Pat. 2 028 623 Russian Federation, 1995. Bul. No. 33.

5. Goldstein E.I., Suleimanov A.O., Batseva N.L., Pankratov A.V. Method for determining the phase shift between two sinusoidal signals // Pat. 2 264 631 Russian Federation. 2005. Bul. No. 32.

6. Mussonov G.P. Method for identifying the type of distortion of harmonic signals and determining the parameters of distortion under multiplicative action // Pat. 2 543 934 Russian Federation. 2015. Bul. No. 7.

#### **About the authors**

**Rinat R. Khalilov**, Candidate of Engineering Sciences, Head of the «Samara» Earth remote sensing data acquisition, processing and distribution centre (hereinafter – TsPOI «Samara»), Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, ph. (846) 228-98-38, e-mail: [halilovr82@mail.ru](mailto:halilovr82@mail.ru). Area of expertise: digital signal processing, spacecraft ground-based remote service infrastructure

**Anton V. Vopilin**, 1st category Design Engineer TsPOI «Samara», Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, ph. (846) 228-91-01, E-mail: [appoloxvi@gmail.com](mailto:appoloxvi@gmail.com). Area of expertise: digital signal processing, spacecraft ground-based remote service infrastructure.

## ПРИЕМНОЕ АНТЕННО-ФИДЕРНОЕ УСТРОЙСТВО АВТОМАТИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

© 2021 С.Б. Филиппов, А.С. Мальцев

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В данной работе проведены результаты математического моделирования приемного антенно-фидерного устройства (АФУ) автоматической идентификационной системы космического базирования. В ходе проведенных исследований представлена оптимальная схема построения антенной системы.

*Космический аппарат, турникетная антенна, штыревая антенна, коэффициент стоячей волны (КСВ), диаграмма направленности (ДН), коэффициент направленного действия, антенная система.*

В последние годы во всем мире проводятся исследования, направленные на создание принципиально новых систем мониторинга морских судов на основе данных автоматической идентификационной системы (АИС), полученных из космоса. Принцип спутниковой АИС заключается в приеме сигналов судовой АИС приемником космического базирования и последующей передаче информации через наземную станцию потребителям (рис. 1). Судовая автоматическая идентификационная система (АИС) предназначена для обмена навигационной и рейсовой информацией между судами и береговыми станциями и создавалась с целью обеспечения безопасности судоходства. Передатчиками АИС оборудованы все танкеры, пассажирские суда, а также все суда на международных рейсах вместимостью от 300 тонн [1].

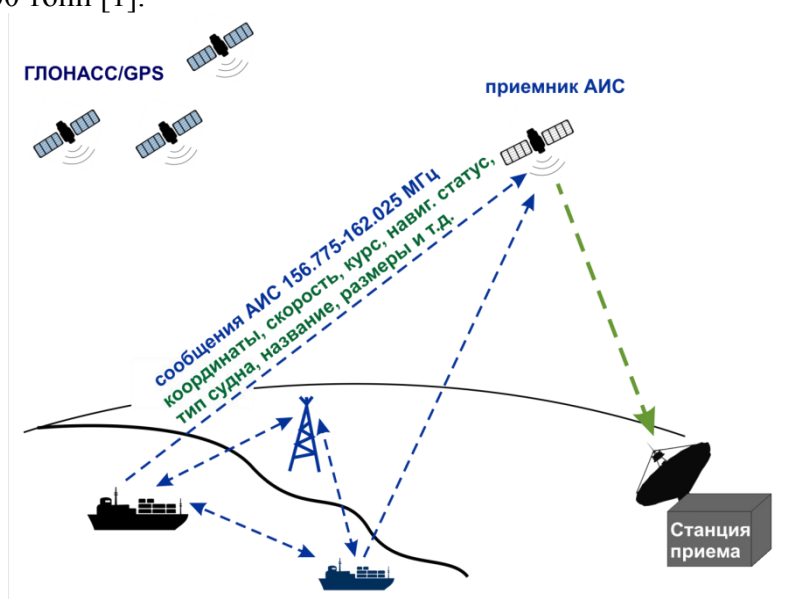


Рис. 1 – Принцип спутниковой АИС

С учетом особенностей бортовых радиотехнических систем космического аппарата (РТС КА) и его конфигурации необходимо разработать приемное антенно-фидерное устройство (АФУ), со следующими основными требованиями:

- формировать требуемую зону радиовидимости (ЗРВ) на поверхности Земли (диаграмму направленности);
- иметь минимальные габаритные размеры и массу;
- иметь требуемое значение коэффициента направленного действия (КНД) в ЗРВ;
- иметь минимальный КСВ в полосе рабочих частот.

Для выбора оптимальной конструкции антенной системы было проведено математическое моделирование в программе трехмерного электромагнитного моделирования.

С учетом результатов моделирования для обеспечения качественного приёма информации АИС были рассмотрены три варианта построения антенной системы:

- турникетная антенна;
- две антенны расположенные на корпусе КА по углом 30 градусов с длиной  $\lambda/4$ ;
- две штыревые антенны, расположенные на корпусе КА по углом 45 градусов (в качестве одного полукомплекта).

Турникетная антенна принимает круговую поляризацию правого и левого направления вращения. Также при обработке сигнала от каждого плеча антенны отдельно и сложении этих сигналов с соответствующей фазой возможен приём сигнала с линейной поляризацией произвольного направления. В результате математического анализа ДН на поверхность Земли видно, что данный тип антенны решает задачи стоящие перед АФУ АИС.

Пара штыревых антенн принимают две линейные ортогональные поляризации (горизонтальную и вертикальную). Штыревая антенна расположена на поверхности КА с углом поворота 30 или 45 градусов. По диаграмме направленности видно, что установка антенны под углом 30 градусов к направлению на Землю, приводит к искажению диаграммы направленности и смещению максимума ДН относительно направления на Землю, данное смещение приводит к смещению ЗРВ относительно КА.

В результате математического анализа видно, что установка антенны под углом 45 градусов к направлению на Землю, приводит к формированию диаграммы направленности с направлением одного из максимумов на Землю, данная конфигурация формирует ЗРВ близкой к оптимальной.

В результате анализа параметров антенн АФУ были выявлены следующие достоинства и недостатки каждого варианта конструкции.

Четвертьволновый штырь. Достоинства: простота конструкции и малый вес, диаграмма направленности имеет вид тора, что позволяет осуществлять пространственную селекцию при пролёте КА. Недостатки: малый коэффициент усиления.

Турникетная антенна. Достоинства: большой КНД (коэффициент усиления). Недостатки: большие габариты и вес, более сложная конструкция и схема подключения к приёмникам.

Исходя из массы, габаритов и электрических характеристик рассматриваемых антенных систем, оптимальным вариантом построения антенной системы представляется использование 2-х ортогональных штыревых антенн с независимой обработкой сигнала от каждой из них и расположенные на корпусе КА по углом 45 градусов.

### **Библиографический список**

1. А.М. Кузнецов, А.А. Романов, А.Е. Тюлин, Н.Р. Стратилатов, К.В. Борисов А.А. Романов Перспективы использования космического АИС в интересах различных потребителей в России // Доклад на 66-м Международном аэрокосмическом конгрессе. — Иерусалим, Израиль, 12-16 октября 2015.

### **Сведения об авторах**

**Филиппов Сергей Борисович**, кандидат технических наук, начальник сектора разработки антенно-фидерных устройств РН, БВ и КА, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. (846) 228-95-68, e-mail: fsb-progress@yandex.ru. Область научных интересов: антенно-фидерные устройства, приборы СВЧ, методы согласования.

**Мальцев Андрей Сергеевич**, ведущий специалист сектора разработки антенно-фидерных устройств РН, БВ и КА, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. (846) 228-95-68, e-mail: Malcev-tsskb@mail.ru Область научных интересов: антенно-фидерные устройства, приборы СВЧ, методы согласования, методы электродинамического моделирования.

# RECEPTION ANTENNA-FEEDER STRUCTURE OF AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM OF SPACE BASING

© 2021 S. B. Filippov, A.S. Maltsev

JSC «RSC «Progress», Samara

In this work results of mathematical modeling of the receiving antenna-feeder device (AFD) of automatic identification system of space basing are carried out. During the conducted researches the optimum scheme of creation of antenna system is provided.

*The spacecraft, the turnstile antenna, the antenna, the coefficient of a standing wave, the directional pattern, coefficient of the directed action, antenna system.*

## References

1. A.M. Kuznetsov, A.A. Romanov, A.E. Tyulin, N. R. Stratilatov, K.V. Borisov A.A. Novels of Perspective of use of space AIS for the benefit of different consumers in Russia//the Report on the 66th International space congress. — Jerusalem, Israel, on October 12-16, 2015.

## About the authors

**Filippov Sergey Borisovich**, Candidate of Technical Sciences, chief of sector of development of the RN, BV and KA antenna-feeder device, JSC «RSC «Progress», t. (846) 228-95-68, e-mail: fsb-progress@yandex.ru. Area of scientific interests: antenna-feeder device, microwave ovens devices, coordination methods.

**Maltsev Andrey Sergeevich**, leading expert of sector of development of the RN, BV and KA antenna-feeder device, JSC «RSC «Progress», t. (846) 228-95-68, e-mail: Malcev-tsskb@mail.ru Area of scientific interests: antenna-feeder device, microwave ovens devices, coordination methods, methods of elektrodinamiche-sky modeling.

## НАСТРОЙКА ИДЕНТИЧНЫХ АНТЕНН, РАЗМЕЩАЕМЫХ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

© 2021 С.Б. Филиппов, А.С. Мальцев

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В данной работе рассмотрен метод согласования двух идентичных антенн радиотехнических систем (РТС) размещаемых на космическом аппарате. Приведен пример настройки антенной системы, расчет длин трансформаторов, а также короткозамкнутых шлейфов и шлейфов холостого хода.

*Космический аппарат, антенная система, входное сопротивление антенны, коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности, линии передачи.*

Задачей согласования линий передачи является такое преобразование входных сопротивлений антенн, которое обеспечивало бы наиболее оптимальную работу подключаемых к ним радиотехнических устройств. При этом имеется в виду, что в согласованном режиме передающее устройство отдает максимальную мощность, увеличивается стабильность частоты источника излучения, повышается электрическая прочность линии передачи и достигается минимальная величина затухания высокочастотного сигнала, что эквивалентно работе в режиме бегущей волны. Поэтому согласование в антенно-фидерной системе является важной задачей при разработке новых РТС [1].

При размерах объектов, в частности космических аппаратов, соизмеримых с длиной рабочей волны передатчиков РТС, в антенной системе, состоящей из нескольких антенн, неизбежно возникает связь между ними, которая вносит коррективы в параметры входного сопротивления  $Z_{вх}$  или входной проводимости  $Y_{вх}$  взаимодействующих антенн. Это значит, что  $Z_{вх}$  или  $Y_{вх}$  автономной антенны не соответствует  $Z_{вх}$  или  $Y_{вх}$  каждой из идентичных антенн питаемых в фазе или противофазе и образующих антенную систему. Поэтому, для правильной настройки необходимо измерить  $Z_{вх}$  или  $Y_{вх}$  с учетом взаимного сопротивления запитываемых антенн.

Рассмотрим вариант настройки антенной системы, состоящей из двух идентичных антенн (рис. 1), обеспечивающих оптимальное согласование и равное деление мощности между антеннами для создания ненаправленной диаграммы излучения (диаграммы направленности).

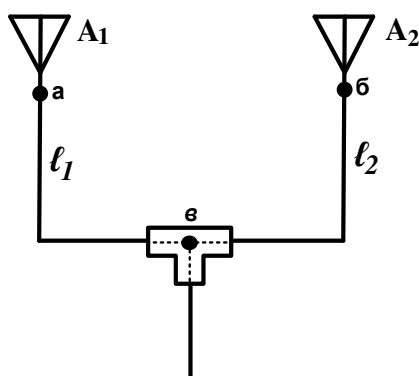


Рис. 1 – Антенная система

Антенны  $A_1$  и  $A_2$  соединены через тройник. Длины  $l_1$  и  $l_2$  технологических кабелей соответствуют  $\frac{\lambda_{\text{каб}}}{2}$  для синфазной схемы питания.



Для противофазной схемы:

$$\ell_2 = \ell_1 + \frac{\lambda_{\text{каб}}}{2} = \lambda_{\text{каб}} \quad (1)$$

Входная проводимость  $Y_{\text{вх1}}$  ( $Z_{\text{вх1}}$ ) антенны  $A_1$  из точки «а» без изменений трансформируется в точку «в», так как кабель длиной  $n \cdot \frac{\lambda_{\text{каб}}}{2}$  трансформирует проводимость (сопротивление) со входа на выход без искажений, при  $n=1,2,\dots$ . Точно так же входная проводимость  $Y_{\text{вх2}}$  ( $Z_{\text{вх2}}$ ) антенны  $A_2$  из точки «б» трансформируется в точку «в» без искажений. Таким образом в точке «в» (рис. 1) формируется суммарная проводимость  $Y_{\Sigma}$  антенн  $A_1$  и  $A_2$  с учетом их взаимного влияния.

Входная проводимость  $Y_{\text{вх1}}$  ( $Z_{\text{вх1}}$ ) антенны  $A_1$  из точки «а» без изменений трансформируется в точку «в», так как кабель длиной  $n \cdot \frac{\lambda_{\text{каб}}}{2}$  трансформирует проводимость (сопротивление) со входа на выход без искажений, при  $n=1,2,\dots$ . Точно так же входная проводимость  $Y_{\text{вх2}}$  ( $Z_{\text{вх2}}$ ) антенны  $A_2$  из точки «б» трансформируется в точку «в» без искажений. Таким образом в точке «в» (рис. 1) формируется суммарная проводимость  $Y_{\Sigma}$  антенн  $A_1$  и  $A_2$  с учетом их взаимного влияния.

Учитывая идентичность антенн, можно записать:

$$Y_{\text{вх1}} = Y_{\text{вх2}} = \frac{Y_{\Sigma}}{2} \quad (2)$$

$$Y_{\text{вх1}} = Y_{\text{вх2}} = \frac{g_{\Sigma}}{2} + j \frac{b_{\Sigma}}{2} \quad (3)$$

Рассмотрим схему, представленную на рисунке 1, и определим длину штатных кабелей  $\ell_1$  и  $\ell_2$ , обеспечивающих оптимальное согласование и равное деление мощности между антеннами для создания ненаправленной диаграммы направленности. Для решения этой задачи используются круговые диаграммы полных сопротивлений и проводимостей (диаграммы Вольперта-Смита), которые позволяют заменить довольно трудоемкие методы расчета графическими методами решения. В качестве цепей согласования конструктивно используются элементы с распределенными параметрами – трансформаторы и шлейфы [2].

Суммарная проводимость антенн  $A_1$  и  $A_2$ , измеренная в точке «в», допустим равна  $Y_{\Sigma}=1,5-j0,7$  (рис. 3, точка «1»), а

$$Y_{\text{вх1}} = Y_{\text{вх2}} = \frac{Y_{\Sigma}}{2} = 0,75 - j0,35 \text{ (рис. 3, точка «2»)}.$$

Входные проводимости антенн  $Y_{\text{вх1}}$  и  $Y_{\text{вх2}}$  при синфазном питании штатными трансформаторами  $\ell_1$  и  $\ell_2$  длиной  $0,094\lambda$  ( $34^\circ$ ) переводятся на активную верхнюю полуось диаграммы Вольперта-Смита (рис. 3, точка «3»), где они суммируются без реактивной составляющей (рис. 3, точка «4»):

$$Y_{\Sigma}=0,6+0,6+j0=1,2.$$

При противофазном питании входную проводимость  $Y_{\text{вх1}}$  переводим в точку «3» (рис 2) трансформатором  $\ell_1=0,094\lambda$  ( $34^\circ$ ), а  $Y_{\text{вх2}}$  в ту же точку трансформатором  $\ell_2=0,594\lambda$  ( $34^\circ+180^\circ=214^\circ$ ), при этом суммарная проводимость равна  $Y_{\Sigma} = 1,2$ . Определим  $\ell_{\text{пр}}$  и  $\ell_{\text{ин}}$  (рис. 2).

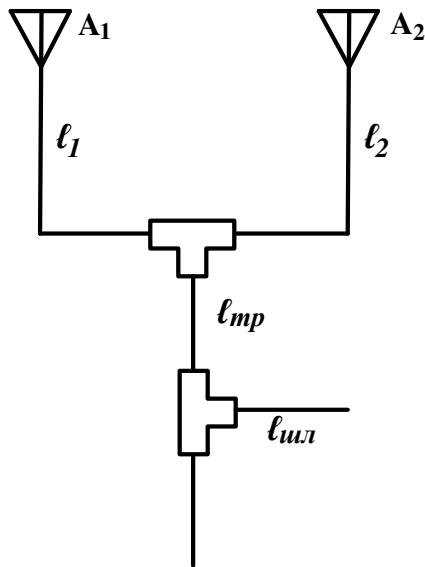


Рис. 2 – Антенная система с цепью согласования

Суммарную проводимость антенн  $Y_{\Sigma} = 1,2$  переводим трансформатором  $l_{mp}=0,114\lambda$  ( $41^{\circ}$ ) на окружность единичной проводимости в точку «5» (рис.3):  $Y_{\Sigma}=1-j0,2$ .

Для компенсации реактивной составляющей  $-j0,2$  шлейф должен иметь реактивность  $+j0,2$ . Такой реактивностью обладает шлейф холостого хода (ХХ) длиной  $0,03\lambda$  ( $11^{\circ}$ ) или короткозамкнутый (КЗ) шлейф длиной  $0,28\lambda$  ( $90^{\circ}+11^{\circ}=101^{\circ}$ ).

Если увеличить  $l_{mp}$  до  $0,386\lambda$  ( $139^{\circ}$ ), то суммарная проводимость  $Y_{\Sigma} = 1,2$  переместиться в точку  $Y_{\Sigma} = 1 + j0,2$ . Для компенсации этой реактивности шлейф должен иметь реактивность  $-j0,2$ . Такой реактивностью обладает короткозамкнутый шлейф длиной  $0,219\lambda$  ( $79^{\circ}$ ) или шлейф холостого хода длиной  $0,469\lambda$  ( $180^{\circ}-11^{\circ}=169^{\circ}$ ).

При выполнении вышеприведенных условий система состоящая из двух идентичных антенн, настроена.

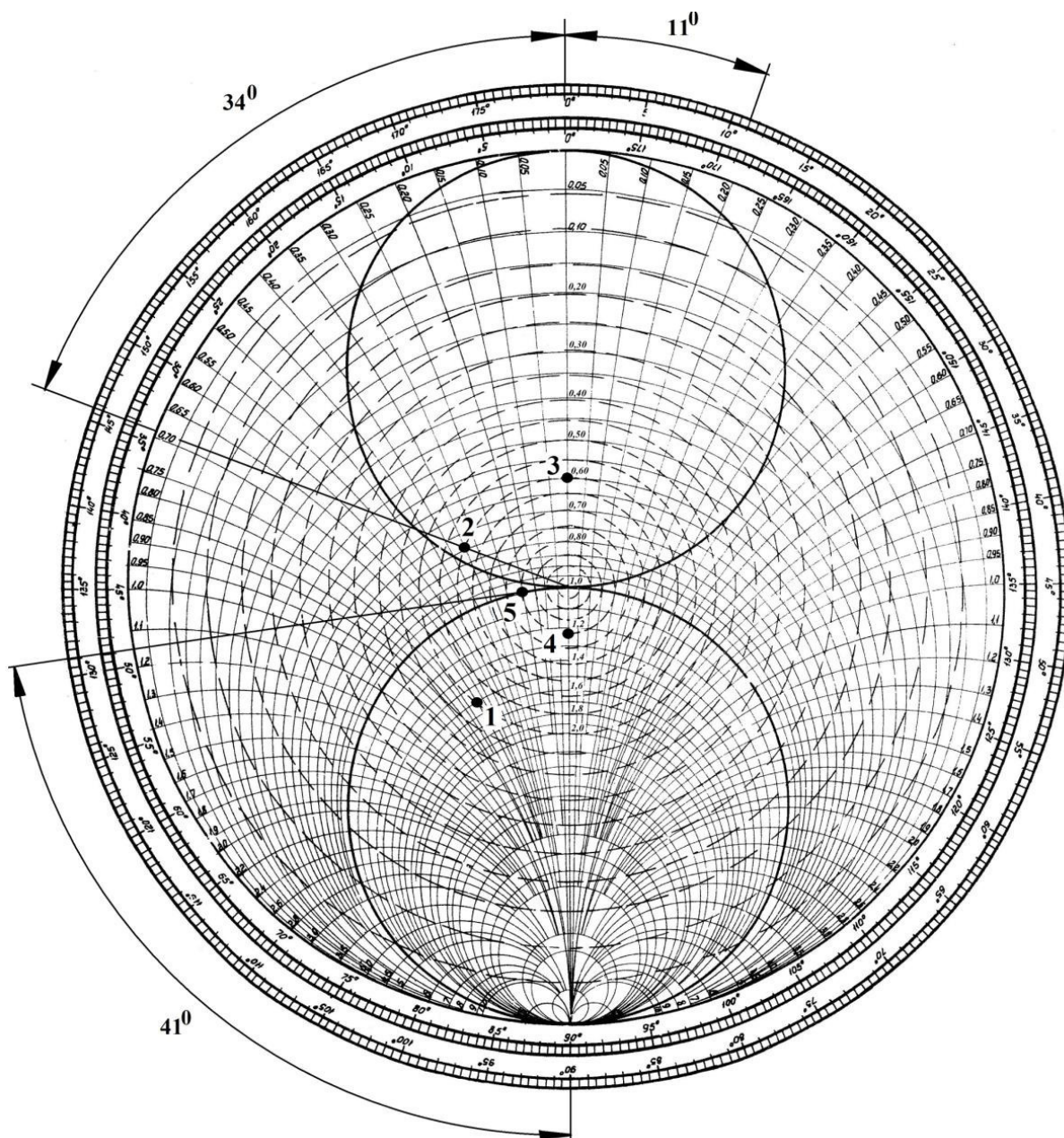


Рис. 3 – Диаграмма входных сопротивлений:

- 1 - суммарная проводимость  $Y_{\Sigma}$  антенн  $A_1$  и  $A_2$  в точке «в» рисунок 3;
- 2 - проводимость антенн  $A_1$  и  $A_2$  с учетом их взаимного влияния;
- 3 - проводимость антенн  $A_1$  и  $A_2$  после подключения трансформатора  $34^{\circ}$  при синфазном питании;
- 4 - суммарная проводимость антенн  $A_1$  и  $A_2$  после подключения трансформатора  $34^{\circ}$ ;
- 5 - суммарная проводимость антенн  $A_1$  и  $A_2$  после подключения трансформатора  $41^{\circ}$ .

### Библиографический список

1. Неганов В.А., Яровой Г.П. Теория и применение устройств СВЧ. М: Радио и связь, 2006. С.145.
2. Ефимов И.Е. Радиочастотные линии передачи. М: Связь, 1977. С77-82.

### Сведения об авторах

**Филиппов Сергей Борисович**, кандидат технических наук, начальник сектора разработки антенно-фидерных устройств РН, БВ и КА, АО «Ракетно-космический центр

«Прогресс», т. (846) 228-95-68, e-mail: fsb-progress@yandex.ru. Область научных интересов: антенно-фидерные устройства, приборы СВЧ, методы согласования.

**Мальцев Андрей Сергеевич**, ведущий специалист сектора разработки антенно-фидерные устройства РН, БВ и КА, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. (846) 228-95-68, e-mail: Malcev-tsskb@mail.ru Область научных интересов: антенно-фидерное устройство, приборы СВЧ, методы согласования, методы электродинамического моделирования.

## SETUP OF IDENTICAL ANTENNAS PLACED ON THE SPACECRAFT

© 2015 S. B. Filippov, A.S. Maltsev

JSC «RSC «Progress», Samara

In this work the method of approval of two identical antennas of the radio engineering systems placed on the spacecraft is considered. The example of setup of an antenna system, calculation of lengths of transformers, and also short-circuited loops and loops of idling is given.

*Remote sensing, digital elevation model, stereo imagery, DEM accuracy*

### References

1. Neganov V.A., Summer G. P. Theory and use of microwave ovens devices. M: Radio and communication, 2006. Page 145.
2. Yefimov I.E. Radio-frequency transmission lines. M: Communication, 1977. p.77-82.

### About the authors

**Filippov Sergey Borisovich**, Candidate of Technical Sciences, chief of sector of development of the RN, BV and KA antenna-feeder device, JSC «RSC «Progress», т. (846) 228-95-68, e-mail: fsb-progress@yandex.ru. Area of scientific interests: antenna-feeder device, microwave ovens devices, coordination methods.

**Maltsev Andrey Sergeevich**, leading expert of sector of development of the RN, BV and KA antenna-feeder device, JSC «RSC «Progress», т. (846) 228-95-68, e-mail: Malcev-tsskb@mail.ru. Area of scientific interests: antenna-feeder device, microwave ovens devices, coordination methods, methods of elektrodin.

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 4: Двигатели. Энергетические установки  
и системы терморегулирования КА**

## **ВЛИЯНИЕ НЕГЕРМЕТИЧНОСТИ РАЗЪЕМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ НА РАБОТУ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

© 2021 В.В. Захаров

АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко», г.Москва

**Аннотация:** Герметичность разъемных соединений является важным событием в изготовлении жидкостного ракетного двигателя. Имеется большое количество наименований уплотнительных элементов, но все они проходят гальваническую обработку, которая в свою очередь обеспечивает качественное и надежное соединение. Не герметичность узлов и агрегатов влечет за собой аварийные ситуации, вплоть до уничтожения двигателя, что существенно влияет на экономику и имидж предприятия, а самый главный фактор, что герметичность двигателя сохраняет жизни космонавтов.

*Уплотнительные элементы, герметичность, турбонасосный агрегат, гальваническое покрытие, насос окислителя, насос горючего, разъемные соединения.*

### **1. Введение**

Жидкостный ракетный двигатель представляет собой сложную взаимосвязанную систему узлов и агрегатов, характеризующуюся множеством сложных процессов, проходящих в этих узлах, взаимодействующих друг с другом и вызывающих крупномасштабную реакцию, изменяющую характеристики датчиков, преобразовательных устройств, управляющих основными процессами двигателя. При создании таких систем (жидкостных ракетных двигателей) одной из важнейших задач, которую нужно решить, является обеспечение высокой надежности герметичности разъемных соединений, так как в ходе испытаний и дальнейшей эксплуатации, жидкостной ракетный двигатель испытывает высочайшие нагрузки на узлы и агрегаты. Высокая стоимость изготовления двигателя, а также высокая цена останова двигателя во время эксплуатации, исключает право на ошибку. Огневое испытание ЖРД, как правило, длится до 260 секунд, за этот короткий промежуток времени турбонасосный агрегат набирает обороты в 14000 об/мин и пропускает через себя 1760 кг/сек высокотемпературного окислительного газа, давление подачи кислорода составляет 600атм, давление подачи керосина от 500 до 900атм, максимальная температура рабочей среды в газовых магистралях выходит на отметку в 750-800 °С. Для обеспечения вышеуказанных показателей используют уплотнительные элементы различной конфигурации и состава.

### **2. Уплотнительные элементы**

Уплотнительный элемент- это устройства сложной конфигурации, не редко состоящие из составных частей, которое предотвращает или уменьшает утечку жидкостей, газов, путем создания преград в местах соединения между деталями, узлами или агрегатами.

При разработке и построении жидкостного ракетного двигателя применяются уплотнительные элементы, такие как, для обеспечения многократного запуска насосов окислителя, или насоса горючего, на валах используются кольцевые стояночные уплотнения, а также уплотнения постоянного скольжения. Для обеспечения герметичности рабочего колеса турбины используются неподвижные уплотнения.

Для обеспечения герметичности соединений и недопущения выброса рабочих жидкостей, состояние которых фиксировано под избыточным давлением, в полости между крыльчаткой и корпусом, применяют бесконтактные уплотнения.

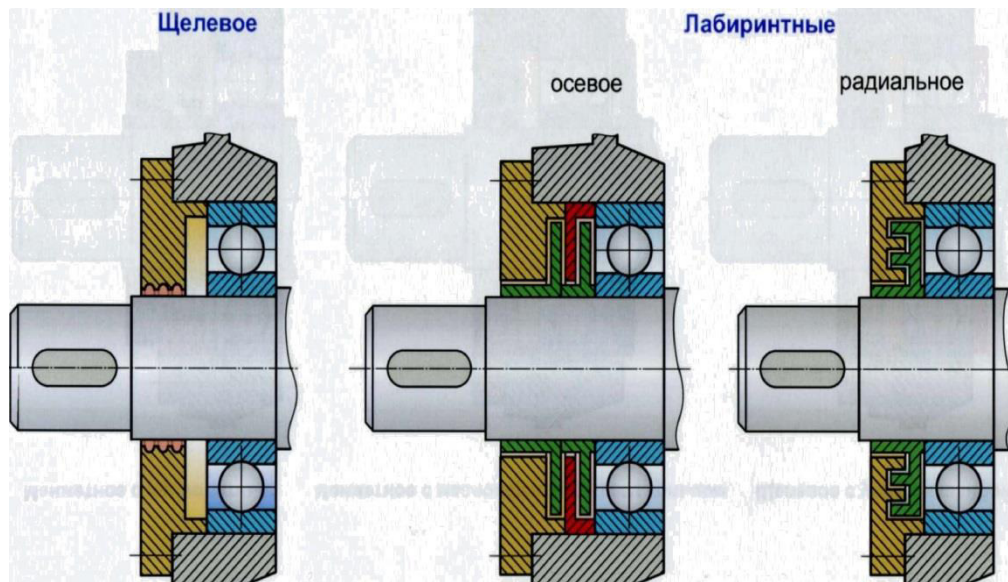


Рис. 1 – Бесконтактные уплотнения

Для исключения попадания жидкости из полости высокого давления в газовую полость низкого давления используют импеллерные уплотнения. Также обеспечивает герметичность полостей уплотнения манжетного типа.



Рис. 2 – Уплотнения импеллерные и манжетного типа

Защиту газовой полости турбины обеспечивают уплотнения в виде разрезных сегментных колец. Кольцевые уплотнительные элементы, которые устанавливаются в торцевую часть валов обеспечивают достаточную герметичность при условии, когда давление уплотнения на контактной поверхности немного превышает разность давлений с обеих сторон уплотнения и не вызывает надиров на поверхности трения.



Рис.3 Торцевые уплотнения и сегментные кольца

Герметичность между камерой сгорания и трубопроводом газоведа обеспечивает специальный подвижный герметизирующий узел, изготовленный в виде сферического уплотнительного соединения, а также применен кольцевой уплотнительный элемент.

Для обеспечения ресурсности турбины турбонасосного агрегата используют двухстороннее радиальное лабиринтное уплотнение гребешкового типа

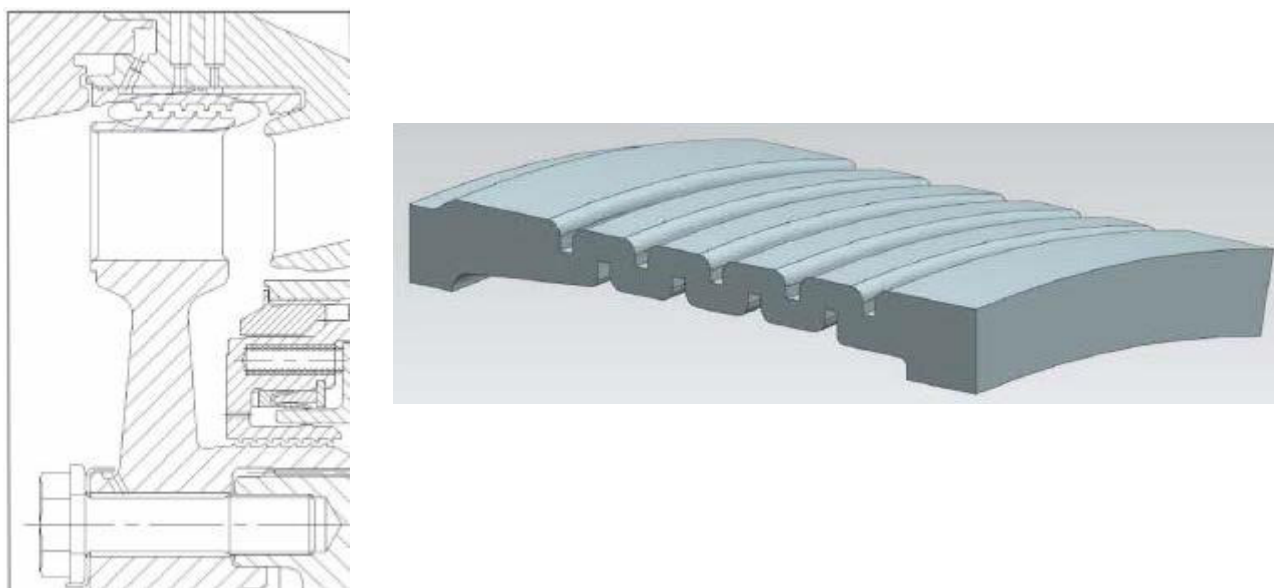


Рис. 4 – Двухстороннее радиальное лабиринтное уплотнение

Уплотнительные элементы в частности изготавливаются из жаропрочных сплавов. Для лучшего прилегания и коррозионной стойкости кольца покрывают кадмием, серебром, а если температура позволяет - пленкой пластика или резины. Уплотнительные кольца с меднофторопластовым покрытием работают в диапазоне температур от  $-220$  до  $+250^{\circ}\text{C}$  и давлений до  $350 \text{ кг/см}^2$ , а чисто с медносеребряным покрытием при давлении  $1400 \text{ кг/см}^2$  до  $1000^{\circ}\text{C}$ .

Технологический процесс нанесения гальванического серебряного покрытия имеет ряд этапов, таких как подготовка поверхности уплотнительного элемента, это пескоструйная обработка частицами электрокорунда, далее электрохимическое обезжиривание и заключительная фаза- травление в двух кислотах. Серебро наносится толщиной  $\sim 40\div 50 \text{ мкм}$  непосредственно на подготовленную поверхность уплотнения, либо на поверхность подслоя никелевого и медного покрытий, имеющих толщину  $\sim 1 \text{ мкм}$  и  $5 \text{ мкм}$  соответственно.

### 3. Анализ эффективности применения уплотнительных элементов

Аварийная остановка жидкостного ракетного двигателя, может быть санкционирована не только из-за изменения основных параметров и характеристик при отклонении элементов конструкции от заданных конструкторским документом, но и нарушение герметичности, приводит к разрушению узлов и прогоранию корпусных деталей, при этом возникает неустойчивость в работе двигателя в виде колебаний, вызванных кавитацией, вибрационного горения. Также не маловажную роль при работе двигателя играют многократные огневые испытания без съема двигателя с испытательного стенда, что может привести к многочисленным повреждениям узлов и агрегатов, в том числе и уплотнительные соединения между ними, ведущие к цикловой усталости металла. В результате многократного использования двигателя увеличивается динамическая нагруженность на изменения прочности соединений подвижных элементов, узлов и агрегатов, и трубопроводов, изменения гидравлического сопротивления смесительной головки газогенератора, тракта охлаждения камеры сгорания. При нахождении разъемного соединения под экранно-вакуумной теплоизоляцией криогенной емкости, незначительная негерметичность соединения может привести к натеканию криогенного компонента в



теплозащиту, что приведет к потерям криогенного компонента из-за увеличения теплопритоков к криогенной емкости.

Из практики эксплуатации жидкостных ракетных двигателей установлено, что более 50% неисправностей в работе ЖРД связано с негерметичностью трактов горячего газа и топливных магистралей. В виду этого очень важным обстоятельством является скорость срабатывания реакции на такие случаи, которая должна иметь прямую зависимость с системой управления двигателем. В то же время инерционность работы ЖРД и систем управления зачастую не позволяют осуществить функцию оперативного отключения двигателя в случае возникновения аварийной ситуации такого класса неисправностей.

Устройство и принцип работы жидкостного ракетного двигателя.

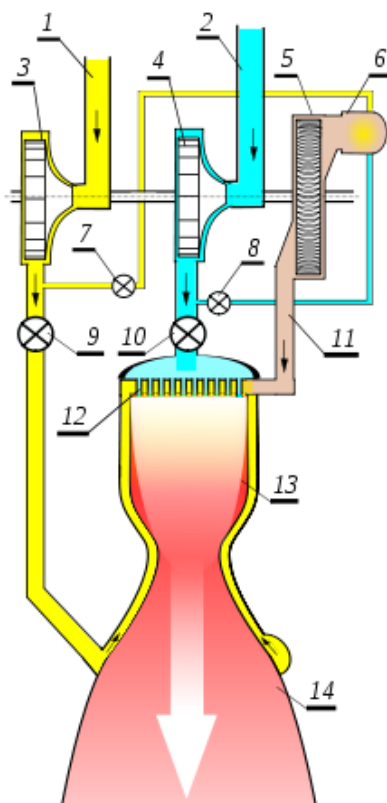


Рис. 5 – Схема оборудования двигателя

Схема оборудования двигателя. Компоненты топлива-горючее-1, окислитель-2 подаются под давлением в насосы окислитель и горючее-3, -4, приводимые в действие газовой турбиной-5, в целом насосы окислителя, горючего и турбина образуют турбонасосный агрегат. Под высоким давлением топливо поступает в газогенератор на сопловую головку-12. Через форсунки компоненты топлива закачиваются в камеру сгорания 13, смешиваются, сгорают и выделяют газообразное рабочее тело, нагретое до высокой температуры. Происходит процесс расширения, выполняется задача преобразования внутренней энергии газа в кинетическую энергию направленного движения. Через юбку камеры сгорания-14 газ выходит с высокой скоростью, приводя двигатель к реактивной тяге.

При расположении турбины между насосами, уплотнения, которые стоят между турбиной и насосами, должны предохранять компоненты от попадания газов из турбины. Насосы между собой разделены турбиной, так что утечки из насоса могут попасть только в корпус турбины. Незначительное просачивание компонентов не приведет к тяжёлым последствиям. А разделение насосов - это положительный фактор, особенно для самовоспламеняющихся компонентов. При перекачке жидкого кислорода нельзя допустить пару алюминий по алюминию, т.к. при возможном попадании алюминиевой стружки в кислород может быть взрыв.

В связи с малым обменом компонентами топлива в импеллере в корпусе формируется значительный подогрев, при прохождении криогенной жидкости — это приведет к вскипанию компонента и потере герметичности. Поэтому, импеллерные уплотнения применяются для высококипящих жидкостей. Для уменьшения температуры жидкости в полости импеллера, через него обеспечивают прокачку, через дозирующее отверстие дренажа, а для поддержания температурного режима в импеллере выполняется отверстие.

Для обеспечения герметичности соединений требуется проведение ряда испытаний узлов и агрегатов, которые покажут качество сборки, сварки, пайки, которые обеспечивают жизнедеятельность двигателя.

Факт утечки устанавливается потоком рабочих веществ через каналы или пористые участки при определенных условиях. Целью испытания на герметичность является определение степени соответствия между фактической утечкой и приемлемой утечкой. Существует разница между полностью герметичным управлением и локально герметичным управлением. Полный контроль утечки - это определение общей утечки из всех доступных микроутечек тестовых объектов.

Локальный контроль герметичности-Определение места утечки или определение негерметичной области на поверхности испытуемого объекта. Одним из наиболее универсальных и широко используемых методов контроля герметичности жидкостных ракетных двигателей и их компонентов является метод контроля газового анализа с высокой чувствительностью. Этот метод позволяет количественно оценить герметичность с помощью газоанализатора, используемого в качестве масс-спектрометрического течеискателя.

#### **Библиографический список**

1. Зимон А.Д., Адгезия пленок и покрытий, М., 1977.
2. Хансен М., Андерко К., Структуры двойных сплавов, т.1, Металлургиздат, 1962, с.34 -35, 50-51.
3. Гальванические покрытия в машиностроении, Справочник, М., Машиностроение, 1985, с. 213 – 220.
4. Смитлз К. Дж., Металлы, Справочник, М., Металлургия, 1980, с. 139 – 161.

#### **Информация об авторах**

**Захаров Владимир Владимирович**, главный диспетчер предприятия, АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко», Россия, 141400, г. Химки, Московская область, г. Химки, ул. Бурденко, д.1., тел.:+7-903-548-20-00 Email: [zakharov\\_vv@cb.npo](mailto:zakharov_vv@cb.npo). Область научных интересов: нанесение гальванических покрытий.

## **THE EFFECT OF LEAKAGE OF DETACHABLE JOINTS ON THE OPERATION OF LIQUID ROCKET ENGINES**

© 2021 V.V. Zakharov

АО «NPO Energomash named after academician V.P. Glushko», Moscow

The tightness of the split joints is an important achievement in the production of liquid rocket engines. Leakage of the components and assemblies leads to accidents, up to the destruction of the engine, which significantly affects the economy and the image of the enterprise, but the key factor is that the tightness of the engine saves the lives of astronauts.

*Sealing elements, tightness, turbo pump unit, galvanic coating, LO2 pumping unit, fuel-pumping unit, split joints.*

#### **References**

1. Zimon A.D., Adhesion of films and coverings, M., 1977.

2. Hansen M., Anderko K., Structures of double alloys, t.1, Metallurgizdat, 1962, page 34 - 35, 50-51.

3. Electroplated coatings in mechanical engineering, the Reference book, M., Mechanical engineering, 1985, page 213 – 220.

4. Smitlz K. Dzh., Metals, the Reference book, M., Metallurgy, 1980, page 139 – 161.

#### **About the authors**

**Zakharov Vladimir Vladimirovich**, Chief Dispatcher of the enterprise, JSC NPO Energomash named after Academician V. P. Glushko, Russia, 141400, Khimki, Moscow region, Khimki, Burdenko str., 1., tel.:+7-903-548-20-00 Email: zakharov\_vv@cb.npo. Research interests: electroplating application

## ШАГОВЫЙ ЭЛЕКТРОПРИВОД ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В СОСТАВЕ УЗЛОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

© 2021 Д.С. Положенцев<sup>1,2</sup>, В.Б. Соколов<sup>1</sup>, А.В. Коноплев<sup>1</sup>, И.А. Пройдина<sup>1</sup>  
Л.А. Тропина<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Научно-исследовательский институт командных приборов»,  
г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения,  
г. Санкт-Петербург

В статье рассмотрен шаговый электропривод, предназначенный для использования в составе узлов перспективных изделий ракетно-космической техники. Приведены основные технические характеристики электропривода, дано описание конструкции и принципа работы его основных составных частей.

*Шаговый электропривод, электродвигатель, блок управления, приемистость, ракетно-космическая техника.*

В АО «НИИ командных приборов» успешно проведена разработка шагового электропривода (ШЭП) для использования в составе узлов перспективных изделий ракетно-космической техники. Примерами узлов могут служить электромеханический узел крышки оптико-электронной аппаратуры или регулятор расхода системы обеспечения температурного режима. Разработка проводилась на основе современных технических решений с учётом требований предъявляемых АО «РКЦ «Прогресс». В ШЭП применены полностью отечественные материалы и электронно-компонентная база. Основные характеристики ШЭП представлены в табл. 1.

Табл. 1

Параметр	Значение
Номинальная приемистость, не менее	200 шаг/с
Номинальный шаг	15°
Токопотребление, не более	0,2 А
Масса: - электродвигателя, не более - блока управления, не более	0,15 кг 0,25 кг
Габаритные размеры: - электродвигателя - блока управления	Ø32x46 мм 96x70x25 мм
Температурный диапазон: - прочность - стойкость	±50 °С ±60 °С
Пониженное давление	10 <sup>-6</sup> мм рт. ст.
Диапазон напряжения питания	23...32 В
Пусковой ток, не более	1 А

Примечания:

1 Учитывая, что максимальный момент электродвигателя достигает 100 гс·см, максимальная приемистость ШЭП может составлять до 1000 шаг/с в зависимости от

параметров нагрузки на валу электродвигателя – момента инерции и момента сопротивления.

2 Электропривод обладает запасами по номинальной приемистости, энергопотреблению, температурному диапазону, напряжению питания и др. Значения параметров могут уточняться путем оформления протоколов разрешения применения в установленном порядке.

Электропривод состоит из двух отдельных функциональных узлов: электродвигателя и блока управления (БУ). Внешний вид составных частей ШЭП представлен на рис. 1.

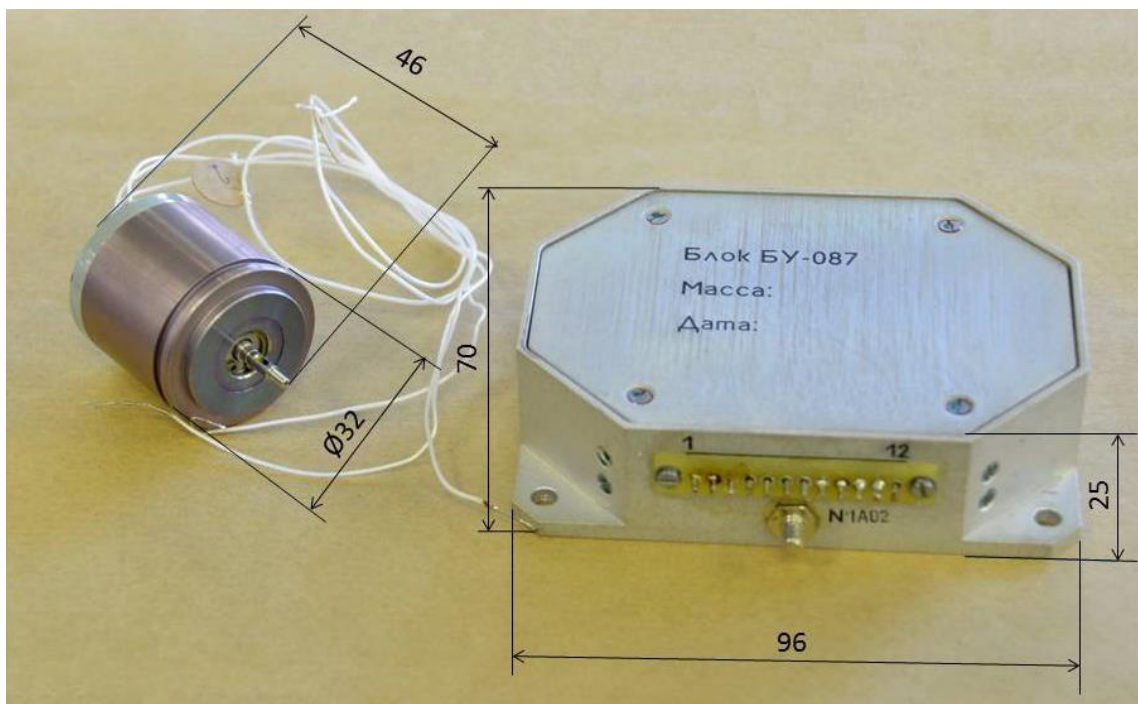


Рис.1 – Внешний вид составных частей ШЭП

Электродвигатель представляет собой синхронную электрическую машину с постоянными магнитами на роторе и предназначен для работы в шаговом режиме. В состав двигателя входят две активные сборочные единицы: статор и ротор, а так же корпус, шарикоподшипниковая опора и выходной вал.

Шихтованный пакет статора собран из листов, изготовленных из магнито-мягкого сплава с высокой магнитной проницаемостью с уложенной в его пазах обмоткой. Обмотка статора является трехфазной двухслойной, выполнена по схеме «звезда» без вывода нулевой точки.

Составной корпус образуют детали корпус и фланец, выполненные из титанового сплава и скрепленные лазерной сваркой по наружному диаметру. Три выводных конца статора, выполненные гибким монтажным проводом, предназначены для соединения с БУ.

В состав ротора входит сердечник из сплава аналогичного листам шихтованного пакета статора, в пазах которого установлено 8 постоянных магнитов. Магниты защищены тонкостенным немагнитным кожухом. Ротор вращается внутри статора на двух шарикоподшипниках. Осевое перемещение ротора ограничивается двумя пружинными стопорными кольцами. Регулировка осевого люфта осуществляется набором прокладок. Со стороны фланца подшипниковый узел ДБ защищен крышкой из титанового сплава. Крышка крепится к фланцу сварным соединением. Выходной конец вала имеет упорный буртик, резьбовую поверхность и установленную шпонку.

Благодаря выбранному соотношению числа фаз – 3 и числа пар полюсов – 4 двигатель за счет естественной коммутации фаз статора обеспечивает требуемую величину шага

электропривода – 15 градусов, а минимальный диаметр ротора – 10 мм обеспечивает высокое быстродействие обработки управляющих сигналов.

БУ служит для осуществления приема и преобразования управляющих импульсов от системы управления для задания вращения двигателя в шаговом режиме по часовой или против часовой стрелки. Функциональная схема БУ показана на рисунке 2.

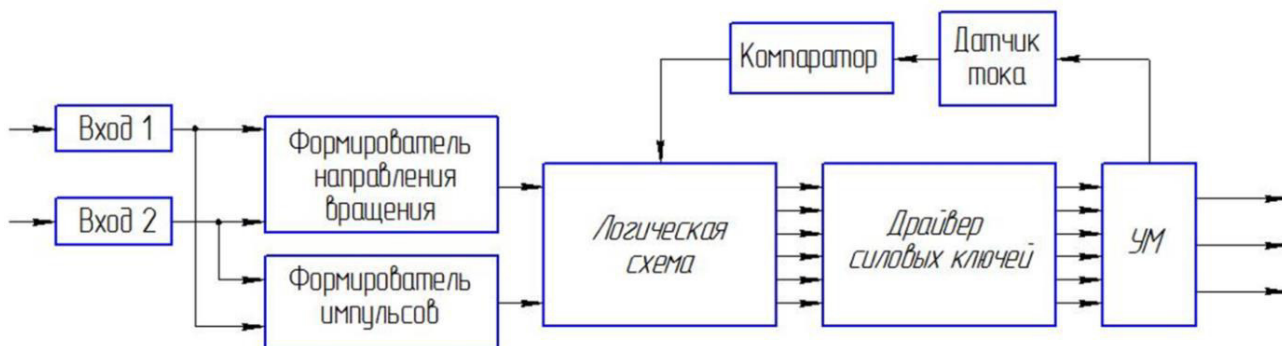


Рис.2 – Структурная схема БУ

Сигнал управления в зависимости от заданного направления вращения подается либо на «Вход 1» или на «Вход 2» БУ. Входные схемы позволяют сохранить работоспособность блока управления при подаче управляющих импульсов на входы при отсутствии поданного питания. В зависимости от того, на какой из входов был подан импульс управления, «Формирователь направления вращения» устанавливает сигнал направления вращения. «Формирователь импульсов» считывает управляющие сигналы с обоих входов и вырабатывает импульсы, задающие дискретный поворот вала двигателя. Эти импульсы поступают на «Логическую схему» и формируют последовательность открытия и закрытия силовых ключей усилителя мощности «УМ» посредством «Драйвера силовых ключей», что приводит к вращению двигателя в заданном направлении. В БУ предусмотрено ограничение тока протекающего в фазах двигателя осуществляемое «Датчиком тока» и «Компаратором». Для питания информационно-логической части блока управления имеется вторичный источник питания, выдающий стабилизированное напряжение +9В.

Трехмерная модель БУ представлена на рисунке 3. БУ состоит из платы управления, платы коммутации, корпуса и крышки. Плата управления представляет из себя двухстороннюю печатную плату (ДПП), установленную на стойках. Плата коммутации – ДПП приклеенная к алюминиевому корпусу. На платы методом пайки установлены электрорадиоизделия. Корпус БУ выполнен из алюминиевого сплава, толщина стенок по периметру составляет 3 мм. Блок закрыт крышкой, выполненной из алюминиевого сплава толщиной 3 мм.

Для внешней коммутации БУ используется клеммная плата, с контактами, выполненными из латуни. Для металлизации прибора в изделии используется стержень с резьбой М4.

Крепление БУ в изделии производится с помощью отверстий в корпусе под болт М4 (4 шт.). Для улучшения теплопередачи при установке БУ в изделии основание корпуса имеет параметр шероховатости Rz20 и допуск плоскостности 0,2 мм.

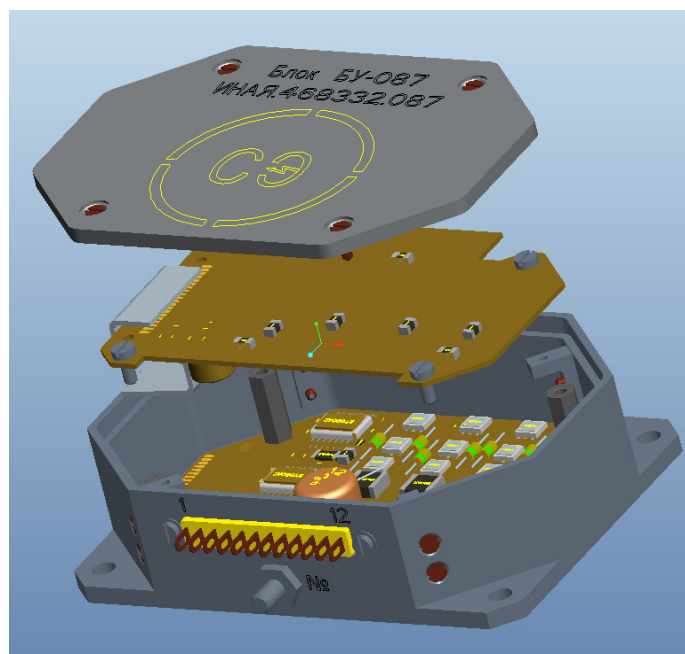


Рис.3 – Трехмерная модель БУ

В обеспечение изготовления опытных (лабораторных) образцов ШЭП в АО «НИИ командных приборов» проведена разработка необходимых технологических процессов, технологической оснастки и приспособлений.

Результаты наземной экспериментальной отработки ШЭП позволяют уверенно утверждать о соответствии его технических характеристик заданным.

#### **Информация об авторах**

**Положенцев Дмитрий Сергеевич**, начальник сектора по разработке электроприводов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16; ассистент кафедры управления в технических системах ГУАП, Россия, 190000, Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, д. 67, лит. А, тел. +7-904-647-65-64. Область научных интересов: системы автоматического управления, прецизионный электропривод.

**Соколов Виталий Борисович**, главный специалист отделения научно-исследовательского отделения разработки комплексов гироскопических приборов и исполнительных электромеханических устройств, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16; тел. +7-922-11-434-66. Область научных интересов: системы автоматического управления.

**Коноплев Александр Владимирович**, начальник отдела проектирования гироскопов, акселерометров, силовых гироскопов, двигателей-маховиков, магнитных систем сброса кинетического момента, систем газового питания и электроэлементов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16. Область научных интересов: приборы и системы ориентации и стабилизации КА.

**Пройдина Ирина Александровна**, инженер-конструктор 1 категории отдела проектирования гироскопов, акселерометров, силовых гироскопов, двигателей-маховиков, магнитных систем сброса кинетического момента, систем газового питания и электроэлементов, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16. Область научных интересов: приборы и системы ориентации и стабилизации КА.

**Тропина Любовь Андреевна**, начальник отдела проектирования электронных устройств, АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», Россия, 198216, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., 16. Область научных интересов: электронные приборы систем ориентации и стабилизации КА.

## **STEPPER ELECTRIC DRIVE TO BE USED AS PART OF FORWARD-LOOKING PRODUCT UNIT OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY**

© 2021 D.S. Polozhentsev<sup>1,2</sup>, V.B. Sokolov<sup>1</sup>, A.V. Konoplev<sup>1</sup>, I.A. Proydina<sup>1</sup>  
L.A. Tropina<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC «Command Devices Research Institute», St. Petersburg

<sup>2</sup>Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, St. Petersburg

In this paper a stepper electric drive to be used as part of a forward-looking product unit of a rocket and space technology was addressed. A main electric drive technical characteristics, design description and principle of operation of electric drive main components are given.

*Stepper electric drive, electric motor, control unit, stepping rate, rocket and space technology.*

### **About the authors**

**Polozhentsev Dmitri Sergeevich**, head of the department of electric drive design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216; assistant at the department of control in technical systems, Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Bolshaya Morskaya st., Bldg. 67, Block A, St. Petersburg, Russia, 190000, ph. +7-904-647-65-64. Area of research: automatic control systems, precision electric drive.

**Sokolov Vitaliy Borisovich**, chief specialist of the research department of gyroscopic devices complexes and an electromechanical device design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216. ph. +7-922-11-434-66. Area of research: automatic control systems.

**Konoplev Aleksandr Vladimirovich**, head of the department of gyroscopic devices, accelerometers, control moment gyroscopes, reaction wheels, magnetic system of kinematic momentum resetting, gas supply systems and electrical devices design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216. Area of research: spacecraft attitude and stabilization systems and devices.

**Proydina Irina Aleksandrovna**, first category design engineer of the department of gyroscopic devices, accelerometers, control moment gyroscopes, reaction wheels, magnetic system of kinematic momentum resetting, gas supply systems and electrical devices design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216. Area of research: spacecraft attitude and stabilization systems and devices.

**Tropina Lyubov' Andreyevna**, head of the department of an electronic devices design, JSC «Command Devices Research Institute», 16 Tramvayny pr., St. Petersburg, Russia, 198216. Area of research: spacecraft attitude and stabilization systems electronic devices.



## ЭКСПЕРТНАЯ ОЦЕНКА ИННОВАЦИОННЫХ КОМПОНОВОК ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2021 Н.В. Родионов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

Аннотация: в данной работе представлены понятия, связанные с оценкой инноваций в рамках осуществления инновационной деятельности космической отрасли, прописан алгоритм проведения оценки инноваций на примере инновационных компонок твердотопливных ракетных двигателей. Алгоритм включает в себя: выбор объектов оценивания, определение источников информации по объектам оценивания, формирование состава экспертно-оценочной комиссии, выбор метода оценки инноваций, а также способа представления результатов оценивания инноваций. Поставлена проблема низкого уровня проведения маркетинговых исследований на предприятиях космической отрасли и предложено решение поставленной проблемы. Определена цель проведения оценки инноваций, а также установлены ключевые задачи в рамках поставленной цели.

*Ключевые слова: инновации, конкурентоспособность, экспертные методы, космическая отрасль.*

В условиях рыночной экономики повышение конкурентоспособности инновационной продукции является ключевым фактором не только повышения престижа промышленного предприятия, но и повышения инновационного национального рейтинга страны. Конкурентоспособность инновационной продукции может достигаться посредством реализации маркетинговой стратегии составным компонентом которой может являться представление сведений об инновациях, используемых при создании инновационной продукции. При реализации маркетинговой стратегии новой или модернизированной инновационной продукции необходимо определять технико-экономические преимущества инноваций как в качественном, так и количественном виде. При этом технико-экономические преимущества инноваций должны соответствовать требованиям потребителей инновационной продукции. В связи с вышеизложенным, качество инноваций определяется соответствием технико-экономических преимуществ потребностям пользователей инноваций [1]. Однако существует проблема низкой реализацией инноваций продукции на мировом рынке. Решением данной проблемы является применение экспертных методов оценки инноваций. Назначением проведения экспертной оценки инноваций является идентификация конкурентоспособности инновационной продукции. При этом задачами экспертной оценки являются:

- установление приоритетных инноваций (разработанных собственными силами и сторонними организациями), с целью отбора для использования наилучших инноваций в инновационной продукции;
- формирование исходных данных с целью проведения прогноза развития характеристик инноваций.

Существуют различные многокритериальные количественные экспертные методы выбора альтернатив такие как: метод анализа иерархий (МАИ), метод ELECTRE и др. [2].

Основные этапы оценки инноваций вышеуказанными экспертными методами приведены в табл. 1.

Табл. 1 – Основные этапы оценки инноваций экспертными методами

№ п/п	Наименование этапа	Описание
1	Выбор объекта оценивания	На данном этапе могут быть выбраны такие изделия ракетно-космической техники (РКТ) как ракето-носитель (РН), космический аппарат (КА), а также их составные части.
2	Выбор метода экспертной оценки	Может быть использован количественный многокритериальный экспертный метод.
3	Формирование состава экспертной комиссии	На данном этапе формируется состав экспертной комиссии из специалистов технических, экономических и иных областей, причастных к созданию как конкретной составной части изделия, так и изделия целиком.
4	Выбор номенклатуры технико-экономических критериев оценки инноваций	На данном этапе выбираются критерия, которые количественно характеризуют инновации. Например: уровень спроса, уровень экономии на материально-трудовых затратах, уровень эксплуатационных показателей, уровень эргономичности, безопасности, эстетичности, экологичности и т.д.
5	Выбор оценочной шкалы инноваций	На данном этапе может быть выбрана например бальная система оценок (от 1 до 9 баллов), где в зависимости от величины балла зависит степень превосходства одной инновации по сравнению с другой.
6	Выбор источников информации об инновациях	Источниками информации об инновациях могут выступать как охранная документация на инновации (патенты, свидетельства), так и литература научно-технического характера (новостные сборники, журналы, монографии и т. д.).
7	Проведение процедуры экспертного оценивания	На данном этапе строится форма для заполнения значений экспертных оценок, а также реализуется правила и порядок осуществления процедуры экспертного оценивания инноваций.
8	Проведение статистической обработки результатов экспертного оценивания	На данном этапе проводится ранжирование инноваций посредством статистических средств.
9	Проведение оценки согласованности результатов работы экспертной комиссии для оценки качества экспертного оценивания	На данном этапе посредством статистических методов проводится оценка согласованности экспертных значений. При этом степень согласованности находится в интервале от 0 до 1: чем значение ближе к 1, тем степень согласованности выше.

Отметим, что процедура экспертного оценивания, включающая этапы, указанные в табл. 1, регламентированы международными стандартами в области инновационного менеджмента [3].

В качестве иллюстрации на практическом примере рассмотрим процесс экспертного оценивания инноваций: компоновок твердотопливных ракетных двигателей. Исходные данные представлены в табл. 2.

Табл. 2 – Исходные данные для оценки твердотопливных ракетных двигателей

№ п/п	Наименование исходных данных	Значение
1	Количество инноваций	5
2	Количество членов в экспертной комиссии	3
3	Объект оценивания	Твердотопливный ракетный двигатель
4	Область применения инноваций	Ракетно-космическая техника
5	Вид инноваций	Изобретения
6	Метод экспертной оценки	Метод анализа иерархий
7	Технико-экономический критерий	Риск реализации инновации
8	Источники информации	Патентная информация
9	Оценочная шкала	Бальная (значения от 1 до 9 баллов)

По табл. 2 отметим, что состав экспертной комиссии формируется из специалистов промышленного предприятия, которые причастны к формированию величин технико-экономических критериев. Например: инженеры, экономисты, планировщики, аналитики. Также стоит отметить, что в качестве технико-экономического критерия выбран критерий риска реализаций инноваций, который характеризует комплекс мероприятий, препятствующих доведению до потребителя инноваций. При этом в данной работе под всеми мероприятиями понимаются все стадии жизненного цикла инноваций, начиная от зарождение идеи до получения инновации потребителем [4].

В дальнейшем число экспертов обозначим как  $N = 3$ . Обозначение эксперта –  $\mathcal{E}_z$ , порядковый номер эксперта  $z \in [1 \dots 3]$ . Сведения об экспертах приведены в табл. 3.

Табл. 3 – Сведения об экспертах

Номер эксперта ( $z$ )	Обозначение эксперта ( $\mathcal{E}_z$ )	Компетенция эксперта
1	$\mathcal{E}_1$	Разработка инновации
2	$\mathcal{E}_2$	Изготовление инновации
3	$\mathcal{E}_3$	Экономическое сопровождение инновации

Число инноваций обозначим как  $n=5$ . Обозначение инноваций  $I_i$ , где  $i$  – порядковый номер инновации  $i \in [1 \dots 5]$ .

Для пояснения таблицы 2 в части вида инноваций представим перечень инноваций, подлежащих экспертной оценки (табл. 4).

Табл. 4 – Перечень инноваций

№ п/п	Номер патентной грамоты	Наименование инновации	Обозначение инновации
1	2527280	Ракетный двигатель твердого топлива	$I_1$
2	2459103	Ракетный двигатель твердого топлива	$I_2$

3	2265747	Твердотопливный ракетный двигатель	И <sub>3</sub>
4	2317664	Ракетный двигатель твердого топлива	И <sub>4</sub>
5	2139438	Твердотопливный ракетный двигатель	И <sub>5</sub>

С целью проведения процедуры экспертного оценивания представим в табл. 5 оценочную шкалу с пояснениями значения баллов.

Табл. 5 – Оценочная шкала инноваций

Значение балла	Описание
1	Характеризует равную значимость
2	Характеризует слабое превосходство (на 0-10 %)
3	Характеризует слабое превосходство (на 10-20 %)
4	Характеризует умеренное превосходство (на 20-30 %)
5	Характеризует значительное превосходство (на 30-40 %)
6	Характеризует наиболее значительное превосходство (на 40-50 %)
7	Характеризует сильное превосходство (на 50-80 %)
8	Характеризует очень сильное превосходство (на 80–100 %)
9	Характеризует абсолютное превосходство (более 100 %)

На основе исходных данных, представленных в табл. 2, сформируем оценочную таблицу (таблице 6) и заполним её значениями экспертных оценок.

Табл. 6 – Заполненная экспертной комиссией матрицы оценивания инноваций

Критерий: риск реализации инновации	И <sub>1</sub>	И <sub>2</sub>	И <sub>3</sub>	И <sub>4</sub>	И <sub>5</sub>
И <sub>1</sub>	1	A <sub>12</sub> (Э <sub>1</sub> – 1 Э <sub>2</sub> – 7 Э <sub>3</sub> – 7)	A <sub>13</sub> (Э <sub>1</sub> – 3 Э <sub>2</sub> – 6 Э <sub>3</sub> – 3)	A <sub>14</sub> (Э <sub>1</sub> – 4 Э <sub>2</sub> – 2 Э <sub>3</sub> – 6)	A <sub>15</sub> (Э <sub>1</sub> – 6 Э <sub>2</sub> – 8 Э <sub>3</sub> – 9)
И <sub>2</sub>	A <sub>21</sub> (Э <sub>1</sub> – 1 Э <sub>2</sub> – 0,14 Э <sub>3</sub> – 0,14)	1	A <sub>23</sub> (Э <sub>1</sub> – 9 Э <sub>2</sub> – 1 Э <sub>3</sub> – 1)	A <sub>24</sub> (Э <sub>1</sub> – 4 Э <sub>2</sub> – 1 Э <sub>3</sub> – 8)	A <sub>25</sub> (Э <sub>1</sub> – 3 Э <sub>2</sub> – 1 Э <sub>3</sub> – 7)
И <sub>3</sub>	A <sub>31</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,33 Э <sub>2</sub> – 0,17 Э <sub>3</sub> – 0,33)	A <sub>32</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,11 Э <sub>2</sub> – 1 Э <sub>3</sub> – 1)	1	A <sub>34</sub> (Э <sub>1</sub> – 6 Э <sub>2</sub> – 3 Э <sub>3</sub> – 2)	A <sub>35</sub> (Э <sub>1</sub> – 3 Э <sub>2</sub> – 3 Э <sub>3</sub> – 3)
И <sub>4</sub>	A <sub>41</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,25 Э <sub>2</sub> – 0,5 Э <sub>3</sub> – 0,17)	A <sub>42</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,25 Э <sub>2</sub> – 1 Э <sub>3</sub> – 0,13)	A <sub>43</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,17 Э <sub>2</sub> – 0,33 Э <sub>3</sub> – 0,5)	1	A <sub>45</sub> (Э <sub>1</sub> – 3 Э <sub>2</sub> – 4 Э <sub>3</sub> – 2)
И <sub>5</sub>	A <sub>51</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,17 Э <sub>2</sub> – 0,13 Э <sub>3</sub> – 0,11)	A <sub>52</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,33 Э <sub>2</sub> – 1 Э <sub>3</sub> – 0,14)	A <sub>53</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,33 Э <sub>2</sub> – 0,33 Э <sub>3</sub> – 0,33)	A <sub>54</sub> (Э <sub>1</sub> – 0,33 Э <sub>2</sub> – 0,25 Э <sub>3</sub> – 0,5)	1

В табл. 6 обозначение  $A_{kj}$  характеризует расположение экспертных значений в оценочной матрице, где  $k$  – порядковый номер строки  $j$  – порядковый номер столбца. В данном примере  $k, j \in [1..3]$ . Также по таблице 6 можно отметить, что в скобках указаны значения, присвоенные членами экспертной комиссии.

Стоит отметить, что процесс экспертного оценивания происходит с верхней строки слева направо в каждой ячейки присваивается значение экспертной оценки. В процессе присвоения экспертных значений по каждой ячейке эксперт сравнивает обозначения инноваций, стоящих на пересечении ячейки. При этом, если эксперт отдает предпочтение обозначению инновации, стоящего в заголовке строки, то в данной ячейке указывается целое число от 1 до 9 баллов, и одновременно обратносимметрично главной диагонали присваивается обратное значение, то есть единица поделённая на значение экспертной оценки. Если эксперт отдает предпочтение обозначению инновации, стоящего в заголовке столбца, то наоборот указывается обратное значение и одновременно обратносимметрично главной диагонали присваивается целое значение от 1 до 9.

Для статистической обработки результатов экспертной оценки использованы следующие формулы по МАИ:

- суммарное значение экспертных оценок каждого из столбцов матрицы:

$$B_j = \sum_{i=1}^n A_{kj}, \quad (1)$$

- среднегеометрические значения экспертных оценок по каждой из строк матрицы:

$$CB_{Иi} = \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n A_{kj}}, \quad (2)$$

- суммарные значения среднегеометрических значений экспертных оценок:

$$F = \sum_{i=1}^n CB_{Иi}, \quad (3)$$

- нормализованные значения экспертных оценок

$$H_{Иi} = \frac{CB_{Иi}}{F}, \quad (4)$$

- суммарные нормализованные значения

$$M = \sum_{i=1}^n H_{Иi}, \quad (5)$$

- значение, которое характеризует результирующее значение рейтинга инновации:

$$L_{Иi} = B_j \times H_{Иi}, \quad (6)$$

- суммарное значение рейтинга инновации

$$Q = \sum_{i=1}^n L_{Иi}, \quad (7)$$

После проведения математической обработки экспертных оценок проводится оценка качества согласованности экспертных оценок по каждому члену экспертной комиссии по следующим 2-м формулам:

$$И_{Cz} = \frac{(Qz-n)}{n-1}, \quad (8)$$

$$У_{Cz} = \frac{И_{Cz}}{\Xi_k}, \quad (9)$$

где  $\Xi_k$  – поправочный коэффициент, значение которого выбирается из табл. 7 в зависимости от размерности матрицы экспертного оценивания.

Табл. 7 – Поправочные коэффициенты

Размерность Матрицы	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Поправочные коэффициенты	0	0	0,58	0,9	1,12	1,24	1,32	1,41	1,45	1,49

Стоит отметить, что полученное значение по формуле (10) не должно превышать 20%. В противном случае должен осуществиться переоценка инноваций.

Для определения качества работы экспертной комиссии в отношении экспертной оценки по каждой инновации можно использовать коэффициент конкордации Кэндалла

$$W_i = \frac{12S_i}{n^2 \times (m^3 - m)}, \quad (10)$$

где  $m$  – количество членов экспертной комиссии;

$S_i$  – стандартное отклонение значений  $L_{И_i}$  всей экспертной комиссии.

$$S_i = \sqrt{\frac{\sum_{z=1}^H (L_{И_i} - \bar{L}_{И_i})^2}{m-1}}, \quad (11)$$

Результаты вычислений статистической обработки полученных значений экспертных оценок представлены в табл. 8.

Табл. 8 – Результаты вычислений математической обработки экспертных оценок

№ п/п	Обозначение показателя	Э <sub>1</sub>	Э <sub>2</sub>	Э <sub>3</sub>	Сумма
1	СВ <sub>И<sub>1</sub></sub>	2,35	3,68	4,08	10,11
2	СВ <sub>И<sub>2</sub></sub>	2,55	0,68	1,52	4,75
3	СВ <sub>И<sub>3</sub></sub>	0,92	1,08	1,15	3,15
4	СВ <sub>И<sub>4</sub></sub>	0,50	0,92	0,46	1,88
5	СВ <sub>И<sub>5</sub></sub>	0,36	0,40	0,31	1,07
6	F	6,69	6,76	7,51	20,96
7	Н <sub>И<sub>1</sub></sub>	0,35	0,54	0,54	1,43
8	Н <sub>И<sub>2</sub></sub>	0,38	0,10	0,20	0,68
9	Н <sub>И<sub>3</sub></sub>	0,14	0,16	0,15	0,45
10	Н <sub>И<sub>4</sub></sub>	0,07	0,14	0,06	0,27
11	Н <sub>И<sub>5</sub></sub>	0,05	0,06	0,04	0,15
12	M	1	1	1	3,00
13	L <sub>И<sub>1</sub></sub>	0,97	1,05	0,95	2,97
14	L <sub>И<sub>2</sub></sub>	1,03	1,10	1,87	4,00
15	L <sub>И<sub>3</sub></sub>	1,86	1,39	0,89	4,14
16	L <sub>И<sub>4</sub></sub>	1,15	0,99	1,07	3,21
17	L <sub>И<sub>5</sub></sub>	0,86	1,01	0,89	2,76
18	Q	5,87	5,54	5,68	17,09
19	И <sub>С<sub>z</sub></sub>	0,22	0,14	0,17	0,53
22	У <sub>С<sub>z</sub></sub>	0,19	0,12	0,15	0,46
23	S <sub>1</sub>	0,05			
24	S <sub>2</sub>	0,47			

25	$S_3$	0,48
26	$S_4$	0,08
27	$S_5$	0,08
28	$W_1$	0,11
29	$W_2$	0,93
30	$W_3$	0,97
31	$W_4$	0,16
32	$W_5$	0,15

Таким образом, проведена экспертная оценка качества инноваций по компоновке твердотопливных ракетных двигателей. По результатам экспертной оценки можно установить, что приоритетными и качественными инновациями по критерию риска реализации в порядке возрастания являются  $I_4, I_2, I_3$ , которые в соответствии с табл. 8 (поз. № 14,15,16) имеют показатели  $L_{I_4} = 3,21, L_{I_2} = 4, L_{I_3} = 4,14$ . При этом можно отметить, что наибольшая согласованность мнений экспертной комиссии в порядке возрастания установлена по инновациям  $I_4, I_2, I_3$ , которые в соответствии с табл. 8 (поз. № 29,30,31) имеют показатели  $W_4 = 0,16, W_2 = 0,93, W_3 = 0,97$ . Стоит отметить, что качественными инновациями, установленными экспертными методами будут являться инновации, обладающие наибольшими значениями экспертных оценок по всей номенклатуре технико-экономических критериев. Маркетинговая стратегия новой или модернизированной инновационной продукции с использованием количественных данных экспертной оценки позволит популяризировать преимущества приоритетных инноваций и как следствие привлечь инвестиции для реализации приоритетных инноваций.

#### Библиографический список

1. Р.А. Фатхутдинов Инновационный менеджмент. Издательство: Питер, 2004, 448 С.;
2. Halder B., Bandyopadhyay J, Banik P/ Assessment of hospital sites suitability by spatial information technologies using AHP and GIS-based multi-criteria approach of Rajpur-Sonarpur Municipality// Modeling Earth Systems and Environment. 2020. V.6 (4), PP. 2581-2596;
3. ГОСТ Р 56273.4-2016/CEN/TS 16555-4:2014 Инновационный менеджмент. Часть 4. Управление интеллектуальной собственностью. М: Стандартиформ, 2017, 25 С.;
4. А.В. Гугелев Инновационный менеджмент. Издательство: Издательский дом «Дашков и Ко», 2007, 552 С.;
5. Гражданский кодекс Российской Федерации, часть 4, 775 С.;
6. URL: <https://www.fips.ru/> [Электронный ресурс] (дата обращения 18.03.2021);
7. В.М. Аньшин, А.А. Дагаев, В.А. Колоколов, Л.Г. Кудинов, Н.В. Шелюбская Инновационный менеджмент: Концепции, многоуровневые стратегии и механизмы инновационного развития. Издательство: М.: Дело. 2007. С. 584;
8. Г. Чесбро Открытые инновации. Издательство: Поколение. 2007, 336 С.;
9. К. Кристенсен, М. Рейнор Решение проблемы инноваций в бизнесе. Издательство: Альпина Диджитал. 2003. 460 С.;
10. Н.В. Родионов, Р.С. Загидуллин Новизна изобретений в философии техники и способы её достижения // В сборнике: Перспективные информационные технологии (ПИТ 2020). Труды Международной научно-технической конференции. 2020. С.454-458;
11. Н.В. Родионов Принципы оценки полезности изобретений в философии техники // В сборнике: Перспективные информационные технологии (ПИТ 2020). Труды Международной научно-технической конференции. 2020. С. 458-462;
12. Н.В. Родионов, Р.С. Загидуллин Анализ экспертных методов оценки качества инноваций // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2020. № 10. С. 105-111.;
13. Р.С. Загидуллин, Баринов П.В., Буркова В.А., Глушков С.В., Митрошкина Т.А. Современные методы улучшения качества проектирования специальной технологической

оснастки для испытания сборочно-защитного блока научно-энергетического модуля // Качество и жизнь. 2019. № 2 (22) С.44-53;

14. Р.С. Загидуллин, Митрошкина Т.А., Высоцкая М.В. Совершенствование процесса градуировки датчиков тепловых потоков для термовакуумных испытаний космических аппаратов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. Т. 21 (90). С. 88-96;

15. Ersoy Y., Dogan N. An integrated model of fuzzy AHP/Fuzzy DEA for measurement of supplier performance: A case study in textile sector // International Journal of Supply and Operations Management. 2020. V. 7 (1), PP. 17-38;

16. Салеев Д.В. Модификация метода анализа иерархий Т. Саати для выбора лучшего технического решения при производстве интегральных схем // Фундаментальные и прикладные исследования в современном мире. 2014. Т.1. № 7. С. 41-44;

17. ГОСТ Р 15.011-96 Система разработки и постановки продукции на производство (СРПП). Патентные исследования. Содержание и порядок проведения. М.: Стандартинформ, 1996. 25 С.;

18. ГОСТ 15.016-2016 Система разработки и постановки продукции на производство. Техническое задание. Требования к содержанию и оформлению. М: Стандартинформ. 2017. 20 С.;

19. ГОСТ Р 56273.4-2016/CEN/TS 16555-4:2014 Инновационный менеджмент. Часть 4. Управление интеллектуальной собственностью. М.: Стандартинформ. 2017, 25 С.;

20. Р.С. Загидуллин, Н.В. Родионов Современные подходы к обеспечению качества гражданской продукции при диверсификации оборонно-промышленного комплекса // Всероссийская научно-техническая конференция «Отечественный и зарубежный опыт обеспечения качества в машиностроении». Т.2. 2020. С. 95-97;

21. Н.В. Родионов, Р.С. Загидуллин Оценка качества инноваций экспертными методами // Всероссийская научно-техническая конференция «Отечественный и зарубежный опыт обеспечения качества в машиностроении» Т.2. 2020. С. 155-157;

22. R.S. Zagidullin, N.I. Zezin, N.V. Rodionov Improving the quality of FDM 3D printing of UAV and aircraft parts and assemblies by parametric software changes IOP Conference Series: Materials Science and Engineering № 1027, PP. 155-161.

#### Сведения об авторе

**Родионов Никита Вадимович**, инженер, Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. (846) 228-58-86, e-mail: nikitarodionov.info@gmail.com.

Область научных интересов: стоимостная оценка нематериальных активов, оценка эффективности инвестиционных проектов, оценка стоимости бизнеса, технико-экономическая оценка качества инноваций.

## EXPERT EVALUATION OF THE INNOVATION CONFIGURATIONS OF SOLID-FUEL ROCKET ENGINES

© 2021 N. V. Rodionov

JSC «RSC «Progress», Samara, Russia

Abstract: in this work the concepts connected with an assessment of innovations within implementation of the innovation activity of the space industry are provided, the algorithm of carrying out an assessment of innovations on the example of the innovation configurations of solid-fuel rocket engines is registered. The algorithm includes: the choice of objects of estimation, determination of information sources on objects of estimation, forming of structure of the expert



and estimated commission, the choice of the valuation method of innovations, and also a method of representation of results of estimation of innovations. The problem of the low level of carrying out marketing researches at the enterprises of the space industry is delivered and the solution of the delivered problem is proposed. A particular purpose of carrying out an assessment of innovations, and also key tasks within an effective objective are established.

Keywords: innovations, competitiveness, expert methods, space industry.

### References

1. R. A. Fatkhutdinov the Innovation management. Publishing house: St. Petersburg, 2004, 448 P.;
2. Halder B., Bandyopadhyay J, Banik P/Assessment of hospital sites suitability by spatial information technologies using AHP and GIS-based multi-criteria approach of Rajpurkk-Sonarpur Municipality//Modeling Earth Systems and Environment. 2020. V.6 (4), PP. 2581-2596;
3. GOST P 56273.4-2016/CEN/TS 16555-4:2014 the Innovation management. Part 4. Management of intellectual property. M: Standartinform, 2017, 25 P.;
4. A.V. Gugelev the Innovation management. Publishing house: Dashkov and To publishing house, 2007, 552 P.;
5. Civil code of the Russian Federation, part 4, 775 P.;
6. URL: <https://www.fips.ru/>[An electronic resource] (date address 18.03.2021);
7. V. M. Anshin, A.A. Dagayev, V.A. Kolokolov, L.G. Kudinov, N. V. Shelyubskaya the Innovation management: Concepts, multi-level strategy and mechanisms of the innovation development. Publishing house: M.: Business. 2007. P 584;
8. G. Chesbro Open innovations. Publishing house: Generation. 2007, 336 P.;
9. K. Christensen, M. Reynor the Problem resolution of innovations in business. Publishing house: Alpina Didzhital. 2003. 460 P.;
10. N. V. Rodionov, R. S. Zagidullin Novizna of inventions in philosophies of equipment and methods of its achievement//In the collection: Perspective information technologies (PIT 2020). Works International scientific and technical konferentsii.2020. PP. 454-458;
11. N. V. Rodionov Valuation principles of usefulness of inventions in equipment philosophy//In the collection: Perspective information technologies (PIT 2020). Works of the International scientific and technical conference. 2020. PP. 458-462;
12. N. V. Rodionov, R. S. Zagidullin Analiz of expert quality evaluation methods of innovations//News of the Tula state university. Technical science. 2020. V. 10. PP. 105-111.;
13. R. S. Zagidullin, Barinov P.V., Burkova V.A., Glushkov S.V., Mitroshkina T.A. Modern methods of improvement of quality of design of special industrial equipment for testing of the assembly and protective block of the scientific and power module//Quality and life. 2019. V. 2 (22) PP.44-53;
14. R. S. Zagidullin, Mitroshkina T.A., Vysotskaya M. V. Improvement of process of graduation of sensors of thermal flows for thermal vacuum tests of spacecrafts//News of the Samara scientific center of the Russian Academy of Sciences. 2019. V. 21 (90). PP. 88-96;
15. Ersoy Y., Dogan N. An integrated model of fuzzy AHP/Fuzzy DEA for measurement of supplier performance: A case study in textile sector//International Journal of Supply and Operations Management. 2020. V. 7 (1), PP. 17-38;
16. Saleev D. V. Modification of a method of the analysis of hierarchies of T. Saaty for the choice of the best technical solution by production of integrated circuits//Basic and application studies in the modern world. 2014. T.1. V. 7. PP. 41-44;
17. The GOST P 15.011-96 System of Development and Setting of Products on production (SRPP). Patent researches. Contents and order of carrying out. M.: Standartinform, 1996. 25 P.;
18. The GOST 15.016-2016 System of Development and Setting of Products on production. Specification. Requirements to contents and design. M: Standartinform. 2017. 20 P.;
19. GOST P 56273.4-2016/CEN/TS 16555-4:2014 the Innovation management. Part 4. Management of intellectual property. M.: Standartinform. 2017, 25 P.;

20. R. S. Zagidullin, N. V. Rodionov Modern approaches to quality assurance of civil products at diversification of defense industry complex//the All-Russian scientific and technical conference "Domestic and Foreign Experience of Quality Assurance in Mechanical Engineering". T.2. 2020. PP. 95-97;

21. N. V. Rodionov, R. S. Zagidullin Quality evaluation of innovations by expert methods//All-Russian scientific and technical conference "Domestic and Foreign Experience of Quality Assurance in Mechanical Engineering" T.2. 2020. PP. 155-157;

22. R.S. Zagidullin, N.I. Zezin, N.V. Rodionov Improving the quality of FDM 3D printing of UAV and aircraft parts and assemblies by parametric software changes IOP Conference Series: Materials Science and Engineering V. 1027, PP. 155-161.

#### **About the author**

Rodionov Nikita Vadimovich, engineer, JSC «RSC «Progress», t. (846) 228-58-86, 8-919-801-35-09, e-mail: nikitarodionov.info@gmail.com.

Area of scientific interests: cost assessment of intangible assets, efficiency evaluation of investment projects, business value assessment, technical and economic quality evaluation of innovations.

## АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ТОКА ДЛЯ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ СИСТЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

© 2021 А.С. Гуртов, А.В. Смородин, В.Р. Шнейдмиллер

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

При создании источников электропитания систем ракет-носителей одним из важнейших требований является обеспечение высокой надежности, а также их эксплуатационные характеристики.

*Источники тока, ракета-носитель, надежность, удельные характеристики, литий-ионные аккумуляторные батареи, топливные элементы, электрохимические генераторы.*

Создание новых источников тока идет значительно медленнее по сравнению, например, с развитием электроники или автотранспорта, для которых они в значительной степени и создаются. Так, топливные элементы разрабатываются уже более 150 лет, литий-ионные системы исследовались 35 лет до первой коммерциализации в 1991 г. Низкие темпы создания новых источников тока обусловлены прежде всего тем, что при организации новых границ раздела фаз, как правило, возникают непредусмотренные деградиционные явления, для преодоления которых необходимы значительное время и усилия исследователей [1].

Аналогично обстоят дела и при применении новых источников питания в изделиях ракетно-космической техники, особенно находящихся на этапе серийной эксплуатации. Так простая замена серебряно-цинковых батарей, требующих создания на космодромах зарядно-аккумуляторных станций (ЗАС), на батареи постоянной готовности на ракетах-носителях (РН) типа «Союз-2» при их адаптации к новому космодрому «Восточный», начатая в 2012 году, будет закончена только в 2022 году после завершения испытаний никель-кадмиевых батарей в реальных условиях хранения.

Опыт применения одноразовых химических источников питания, традиционно применяемых для электропитания систем РН, показал ряд недостатков, присущих батареям серебряно-цинковой и никель-кадмиевой электрохимических систем. К ним относятся:

- низкие удельные энергетические и мощностные характеристики;
- невозможность или ограниченная возможность компенсации израсходованной при электрических проверках РН ёмкости бортовых батарей (ББ) в случае отмены пуска;
- невозможность проведения длительных проверок РН при питании от ББ;
- необходимость замены ББ в случае повторного использования ступеней РН.

Низкие удельные характеристики приводят к увеличению массы батарей и их количеству. Если вопрос увеличения массы ББ не оказывает принципиального значения на целевые характеристики РН, то увеличение количества ББ, особенно для обеспечения электропитания энергоёмких систем, уже создает проблемы с компоновкой отсеков РН, приводит к необходимости установки дополнительных люков, через которые должны устанавливаться ББ в эксплуатирующих организациях.

Ограничения по подзаряду ББ для компенсации снятой с них при проверках РН ёмкости в случае нескольких отмен пуска приводит к использованию ББ увеличенной ёмкости, а следовательно к увеличению размеров и массы ББ.

Для проведения электрических проверок систем РН при применении одноразовых ББ используются наземные источники тока (АС/DC – преобразователи), подключаемые к цепям РН с помощью наземной кабельной сети (НКС). Из-за значительной удаленности наземных источников от РН, особенно на стартовом комплексе, увеличиваются реактивные составляющие комплексного сопротивления кабелей НКС, которые приводят к увеличению помех по цепям питания при изменении токов нагрузки. Для защиты от помех приходится

уже в бортовых системах РН устанавливать дополнительные фильтры, что также приводит к увеличению массы РН.

Появившиеся недавно на рынке литий-ионные аккумуляторные батареи (ЛИАБ), пригодные для применения в ракетно-космической технике, позволяют устранить присущие одноразовым ББ недостатки, с учетом ряда особенностей их применения в составе РН.

Например, разработанные для систем электропитания космических аппаратов литий-ионные аккумуляторы (ЛИА) с использованием катодов на основе  $\text{LiCoO}_2$  имеют высокие показатели по удельной энергии, но низкие мощностные характеристики, а ЛИА на основе катодных материалов с большим содержанием кобальта и/или никеля не безопасны вследствие выделения большего количества тепла при коротком замыкании или механическом повреждении [2].

Положение дел улучшилось после появления в сегменте ЛИА силовых (силовых) аккумуляторов или аккумуляторов высокой мощности, предназначенных для электрического и гибридного транспорта, систем резервного электропитания, систем сглаживания пиковых нагрузок, систем хранения и перераспределения энергии в электростанциях на возобновляемых видах энергии. В данных ЛИА реальную альтернативу существующим материалам электродов составил фосфат железа-лития  $\text{LiFePO}_4$ , уступающий по величине потенциала разряда ( $\sim 3,2$  В против  $\sim 3,8-5$  В), но обладающий целым рядом преимуществ: дешевизна, доступность, слабая токсичность, безопасность и относительно высокая ёмкость. Удельная плотность энергии литий-железофосфатных аккумуляторов в 3...5 раза выше, чем у серебряно-цинковых и никель-кадмиевых аккумуляторов, и при этом они могут обеспечить высокую скорость разряда током до 15С при непрерывном разряде и до 50С в импульсном режиме разряда (где, С – является кратностью тока, отнесенного к номинальному току, условно принимаемому за 1С – т.е. соответствующему заряду или разряду за 1 час) [3].

Во многом проблемы силовых ЛИА с обеспечением надежности, долговечности, безопасности, эксплуатации в широком температурном диапазоне и даже приемлемой стоимости связаны с используемыми в настоящее время электролитными системами. В этой связи вполне очевидна необходимость оптимизации состава стандартных жидких и гелевых электролитов с литий-ионной проводимостью. Одним из важнейших направлений исследований в этой области является поиск альтернативных вариантов для замены традиционного гексафторфосфата лития  $\text{LiPF}_6$  при сохранении базового состава смешанного органического растворителя [4].

Основные особенности и характеристики  $\text{LiFePO}_4$  аккумуляторов:

- отдельные элементы литий-ионных аккумуляторов можно включать параллельно и последовательно для увеличения емкости и напряжения аккумуляторных батарей, а также для повышения надежности АБ за счет применения схем последовательно- параллельного (s-r структура) или параллельно-последовательного (p-s структура) соединения ЛИА в АБ [5];

- высокий уровень безопасности литий-железофосфатных аккумуляторов, для которых отсутствует опасность возгорания или взрыва при механическом повреждении и даже при коротком замыкании, что особенно актуально при падении ступеней РН;

- широкий диапазон рабочих температур от  $-10$  до  $+60^\circ\text{C}$ ;

- практически во время всего процесса разряда литий-железофосфатные аккумуляторы обеспечивают постоянное номинальное значение напряжения 3,2...3,3 В.

Допустимое данным типом ЛИАБ количество циклов полного разряда-заряда (500...1000) позволяет отказаться от запасов ёмкости для компенсации разряда батарей при предстартовых проверках за счет организации их подзаряда от наземных источников питания, а также реализовать проверки систем РН при штатном импедансе в цепях питания. Для этого необходимо реализовать либо проверки с электропитанием от ББ с последующим зарядом их, либо реализовать схему параллельного подключения к нагрузке ББ и наземных источников тока. ББ своим внутренним сопротивлением будут шунтировать высокое значение внутреннего сопротивления наземных источников питания и НКС, а также

воспринимать на себя броски токов нагрузки, тем самым, уменьшая уровень помех в цепях питания, возникающих из-за реактивных составляющих сопротивления кабелей НКС. А наземные источники питания будут обеспечивать постоянную составляющую тока потребления БА и подзаряжать ББ, восстанавливая их ёмкость, снимаемую импульсными токами нагрузки.

Для перспективных РН разработки АО «РКЦ «Прогресс» в настоящее время в АО «Уралэлемент» ведется разработка бортовой батареи 12ЛИЦ-15 с литий-железофосфатными аккумуляторами (с катодом на  $\text{LiFePO}_4$  и анодом на  $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$ ), позволяющей реализовать описанные преимущества перед батареями однократного разряда [6]. Применение этой же батареи рассмотрено для электропитания систем на возвращаемых ступенях.

Если рассмотреть номограмму эффективности использования различных источников электрической энергии (рис. 1), то можно увидеть, что есть энергетические установки (ЭУ) с топливными элементами (ТЭ) сопоставимые по удельной мощности с ЛИА и превосходящие их по удельной энергии.

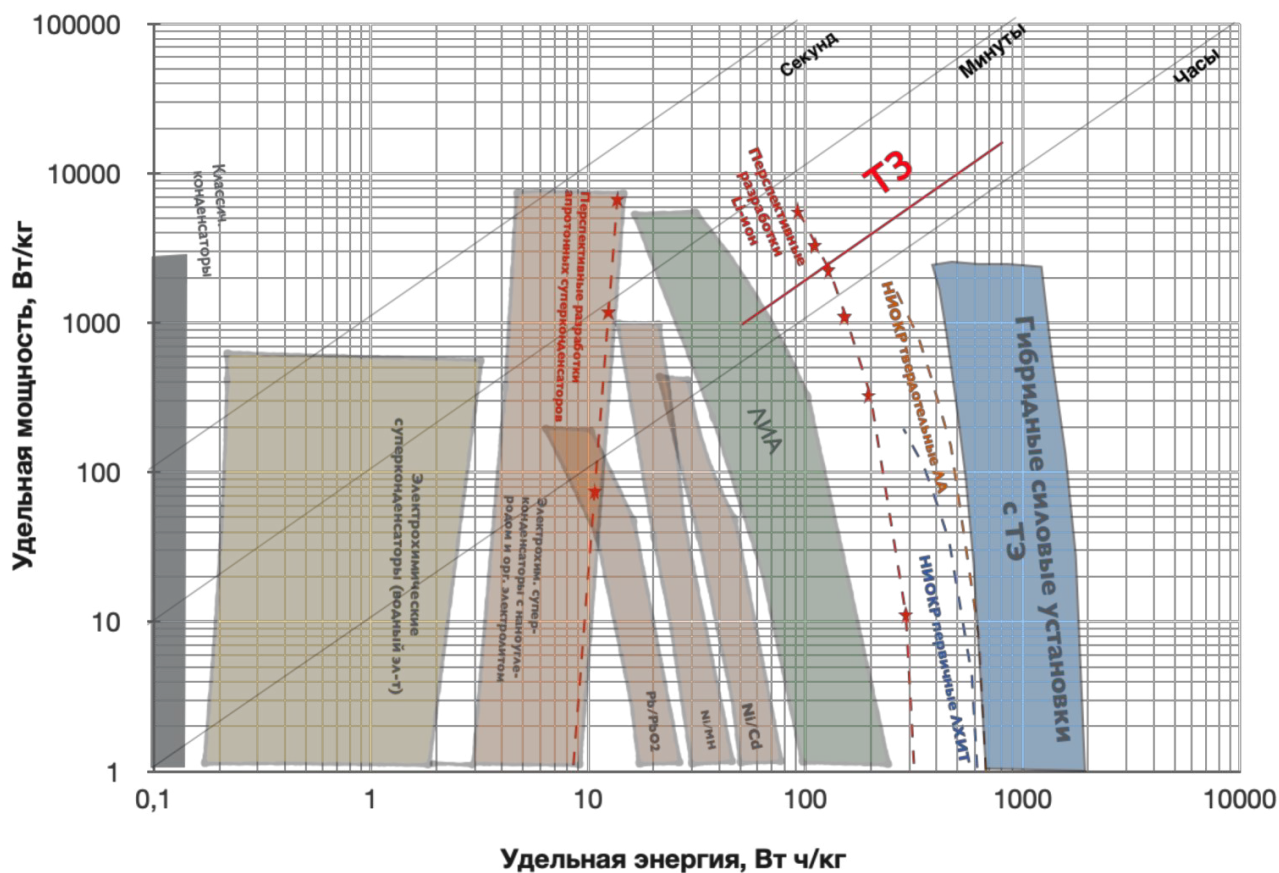


Рис. 1 – Номограмма эффективности источников тока

Если для одноразовых РН со временем полета, измеряемом минутами, использование источников электропитания с величиной удельной энергии более 1000 Вт·ч/кг не целесообразно по экономическим соображениям, то для РН с возвращаемыми ступенями при их многократном повторном использовании, и, особенно, имеющими в своем составе системы с большим токопотреблением, например, системы управления вектором тяги двигательных установок на компонентах ракетного топлива: сжиженный природный газ (СПГ) – жидкий кислород, уже целесообразно рассматривать применение ЭУ с ТЭ или электрохимические генераторы (ЭХГ), использующие те же компоненты ракетного топлива для прямого получения электрической энергии [7].

В рамках работ по созданию РН на компонентах ракетного топлива СПГ – жидкий кислород планируется провести оценку эффективности использования ЭХГ по сравнению с ЛИАБ.

### Библиографический список

1. Тарасевич М. Р., Андреев В. Н., Корчагин О. В., Трипачев О. В.. Литий-кислородные (воздушные) источники тока // Физикохимия поверхности и защита материалов, 2017, том 53, № 1, с. 3–52.
2. Под ред. Коровина Н. В., Скундина А. М. М.: Химические источники тока: Справочник // Изд-во МЭИ, 2003. 740 с.
3. Кулова Т. Л., Скундин А. М. // Электрохимия. 2016. Т. 52. С. 563.
4. Бушкова О. В., Ярославцева Т. В., Добровольский Ю. А.. Новые соли лития в электролитах для литий-ионных аккумуляторов // Электрохимия, 2017, том 53, № 7, с. 763–787.
5. Груздев А.И. Опыт эксплуатации и перспективы использования литий-ионных аккумуляторных батарей в ракетно-космической технике // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ Т. 171 № 4 2019.с.14-23.
6. Черепанов В.Б. и др. Разработка аккумуляторных батарей на основе анода  $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$  для обеспечения питания систем перспективной ракеты-носителя // Инженерная записка АО «Уралэлемент», 2017, С. 1-19.
7. Ахметов Р.Н. и др. Создание на космодроме «Восточный» космического ракетного комплекса с ракетой-носителем среднего класса на сжиженном природном газе // Пояснительная записка Общие сведения и основные характеристики по КРК «Амур-СПГ» 281КС.0000-0ПЗ (Эскизный проект), 2020, С. 198-206.

### Сведения об авторах

**Гуртов Александр Сергеевич**, ведущий специалист отдела проектирования систем электроснабжения АО «РКЦ «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, д. 18. т. (846) 228-92-84, [Gurtov.AS@samspace.ru](mailto:Gurtov.AS@samspace.ru). Область научных интересов: системы электропитания, аккумуляторные батареи, батареи фотоэлектрические, автоматика систем электропитания

**Сморodin Алексей Валерьевич**, главный конструктор АО «РКЦ «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, д. 18. т. 8(846) 228-59-07, [d1056@samspace.ru](mailto:d1056@samspace.ru).

**Шнейдмиллер Виктор Робертович**, инженер-конструктор третьей категории отдела проектирования систем электроснабжения АО «РКЦ «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, д. 18. т. 8(846) 228-93-93, [d1501@samspace.ru](mailto:d1501@samspace.ru). Область научных интересов: системы электропитания, аккумуляторные батареи, батареи фотоэлектрические, автоматика систем электропитания

## ALTERNATIVE CURRENT SOURCES FOR POWER SUPPLY OF SYSTEMS OF PERSPECTIVE LAUNCH VEHICLES

© 2021 A.S. Gurtov, A.V. Smorodin, V.R. Shnaidmiller

JSC «RSC «Progress», Samara

Under designing of power-supply sources for Launch Vehicle systems one of the most important requirement is providing of high reliability and operability.

*Current sources, launch vehicle, reliability, specific performances, lithium-ion batteries, fuel cells, chemical generator.*

### References

1. Tarasevich M. R., Andreyev V. N., Korchagin O. V., Tripachev O. B. Lities-oxygen (air) sources of current//Physical chemistry of surface and protection of materials, 2017, volume 53, No. 1, page 3-52.
2. Bushkova O. V., Yaroslavtsev T. Century, Dobrovolsky Yu. A. Lithium nuevos soles in electrolytes for lities - ion accumulators//Electrochemistry, 2017, volume 53, No. 7, page 763-787.

3. Under the editorship of Korovin N. V., Skundina A. M. M.: Chemical sources of current: Reference book//MEI Publishing house, 2003. 740 pages.
4. Kulova T. L., Skundin A. M.//Electrochemistry. 2016. T. 52. C. 563.
5. Khrustalyov D. A. Accumulators//Moscow: Emerald, 2003. – 224 pages.
6. Profatilov V. I., Serdyuk T. N., Gavrilyuk V. I. Features of operation of modern accumulators and batteries.//Elektromagn\_tna sum\_sn\_st that bezpeka on zal\_znichny transport i, 2014, No. 7
7. Zvonarev, E. To 2000 cycles «charge-the category»: lithium-zhelezofosfatnye EEMV accumulators [Text] / E. Zvonarev//electronics News. – 2012. – No. 2. Page 41-44.
8. Gruzdev A.I. Operating experience and perspectives of use of lities - ion rechargeable batteries in the missile and space equipment//electromecanics Questions. Works VNIIEM T. 171 No. 4 2019.s.14-23
9. Khromov A.V. Lities-ion rechargeable batteries of low-orbit spacecrafts.//Questions electricians T. 152. 2016, page 20-27.

#### **About authors**

**Gurtov Aleksandr Sergeevich**, Senior Specialist, Department of designing of power-supply systems, JSC «RSC «Progress», 18, ul. Zemetsa, Samara, 443009, Russia tel. 8(846) 228-92-84, [rtov.AS@samspace.ru](mailto:rtov.AS@samspace.ru). Sphere of scientific interest: power-supply systems, rechargeable batteries, photoelectric batteries, automatics of power-supply systems.

**Smorodin Aleksey Valerievich**, Chief Designer of JSC «RSC «Progress», 18, ul. Zemetsa, Samara, 443009, Russia tel. T. 8(846) 228-59-07, [d1056@samspace.ru](mailto:d1056@samspace.ru).

**Shneidmiller Viktor Robertovich**, Design Engineer of the IIIrd grade, Department of designing of power-supply systems, JSC «RSC «Progress», 18, ul. Zemetsa, Samara, 443009, Russia, tel. 8(846) 228-93-93, [d1501@samspace.ru](mailto:d1501@samspace.ru). Sphere of scientific interest: power-supply systems, rechargeable batteries, photoelectric batteries, automatics of power-supply systems.

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 5. Испытания ракетно-космической техники**



## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ СООТВЕТСТВИЯ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

© 2021 Г.В. Абраменков, И.С. Новиков, Д.М. Купцов

ГК «Роскосмос», г. Москва

В настоящей статье рассмотрены основные направления работы Госкорпорации «Роскосмос» по внесению изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации и развитию нормативно-правового регулирования в целях совершенствования системы оценки соответствия космической техники.

*Ключевые слова: оценка соответствия, система оценки соответствия, нормативно-правовое регулирование оценки соответствия*

С каждым годом в решении задачи повышения конкурентоспособности отечественных продукции и услуг на мировом рынке все большее значение приобретает их качество.

Особое внимание всегда уделяется вопросам обеспечения качества и надежности продукции высокотехнологичных отраслей промышленности, таких как авиационная, атомная, ракетно-космическая, для которой характерны высокая суммарная степень риска причинения вреда, техническая сложность, значительная совокупность предъявляемых к ней требований.

Обеспечение качества и надежности продукции и услуг в таких отраслях невозможно без организации эффективных инструментов оценки соответствия.

С момента вступления в силу в 2003 году Федерального закона от 27 декабря 2002 г. № 184-ФЗ «О техническом регулировании» в вопросе установления обязательных требований и организации обязательной оценки соответствия космической техники (за исключением космической техники военного назначения) существовала правовая неопределенность.

Положения Федерального закона от 27 декабря 2002 г. № 184-ФЗ «О техническом регулировании» не допускали установление особенностей технического регулирования в отношении космической техники, несмотря на специальный характер такой продукции. При этом особый порядок технического регулирования всегда был предусмотрен для целого ряда иной продукции специального назначения, например, для оборонной продукции, авиационной техники, продукции атомной промышленности.

За последние 2 года реализован ряд законодательных инициатив Госкорпорации «Роскосмос», направленных на устранение указанной правовой неопределенности и создания правовых основ для организации сертификации космической техники и услуг в области космической деятельности:

в Федеральный закон от 28 декабря 2013 г. № 412-ФЗ «Об аккредитации в национальной системе аккредитации» включена норма (часть 8 статьи 2), согласно которой порядок аккредитации в области космической деятельности должен устанавливаться законодательством Российской Федерации в области космической деятельности, что создает нормативные основы для наделения Госкорпорации «Роскосмос» статусом самостоятельного органа по аккредитации;

в Федеральный закон от 27 декабря 2002 г. № 184-ФЗ «О техническом регулировании» включена отдельная статья 5.6, предусматривающая возможность установления особенностей технического регулирования в области космической деятельности в соответствии с Законом Российской Федерации от 20 августа 1993 г. № 5663-1 «О космической деятельности».

Таким образом, впервые за долгое время законодательно закреплено право устанавливать особенности технического регулирования и порядок аккредитации

в области космической деятельности в соответствии с законодательством в области космической деятельности, что открывает возможности для решения задачи совершенствования нормативной правовой базы в целях обеспечения эффективного функционирования системы сертификации космической техники и услуг в области космической деятельности.

До реализации данных норм законодательно сохранено действие Федеральной системы сертификации космической техники.

В целях реализации указанных инициатив Госкорпорацией «Роскосмос» подготовлен проект федерального закона «О внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации по вопросам оценки соответствия космической техники» (далее – законопроект).

30 марта 2021 г. законопроект внесен в Правительство Российской Федерации. В августе 2021 г. законопроект должен быть внесен в Государственную Думу Федерального Собрания Российской Федерации.

Законопроектом вносятся изменения в Закон Российской Федерации от 20 августа 1993 г. № 5663-1 «О космической деятельности» и Федеральный закон от 13 июля 2015 г. № 215-ФЗ «О Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» в части установления особенностей технического регулирования в области космической деятельности и определения полномочий Правительства Российской Федерации и Госкорпорации «Роскосмос» в этой сфере регулирования.

Реализация законопроекта потребует разработки и принятия ряда постановлений Правительства Российской Федерации, а также целой серии нормативных правовых актов Госкорпорации «Роскосмос» и документов по стандартизации, регламентирующих в том числе процедуру сертификации данных ДЗЗ и продуктов на их основе. Их разработка будет осуществляться во взаимодействии с организациями ракетно-космической отрасли и головными научно-исследовательскими институтами.

Общая структура нормативных правовых актов, необходимых для реализации законопроекта, представлена на рисунке 1.

В частности, потребуется разработка и принятие постановления Правительства Российской Федерации «Об аккредитации в области космической деятельности», которым будет определен порядок аккредитации Госкорпорацией «Роскосмос» органов по сертификации и испытательных лабораторий (центров), а также порядок аттестации экспертов по аккредитации, привлекаемых для выполнения этих работ.

Отдельным постановлением Правительства Российской Федерации будет определен общий порядок проведения работ по сертификации объектов сертификации в ракетно-космической отрасли. Перечень объектов сертификации будет определен отдельным приказом Госкорпорации «Роскосмос».

В настоящее время разработана структура нормативных правовых актов, необходимых для реализации законопроекта. Их разработка будет осуществляться во взаимодействии с организациями отрасли и головными научно-исследовательскими институтами.

Принятие и последующая реализация указанного комплекса законодательных и нормативных правовых актов позволит:

организовать аккредитацию органов по сертификации и испытательных лабораторий (центров), повысив их ответственность за выполнение работ по сертификации;

установить порядки проведения работ по сертификации в отношении отдельных видов космической техники, не оказывающие избыточной административной нагрузки на организации отрасли, но обеспечивающие необходимый уровень объективности и достоверности результатов сертификации;

с использованием инструментов корпоративной стандартизации Госкорпорации «Роскосмос» и сертификации повысить эффективность системы оценки соответствия в ракетно-космической отрасли в целом.

Отдельным направлением работы Госкорпорации «Роскосмос» в области оценки соответствия является организация сертификации данных ДЗЗ и продуктов, создаваемых на их основе, а также услуг системы ГЛОНАСС.

Целью данной работы является обеспечение всех заинтересованных сторон достоверной информацией о соответствии продуктов ДЗЗ и услуг системы ГЛОНАСС установленным требованиям (заявленным показателям качества). С использованием инструмента сертификации решается также задача обеспечения юридической значимости данных ДЗЗ, применяемых в различных сферах деятельности.

В 2018 году Госкорпорацией «Роскосмос» создана и введена в действие система добровольной сертификации данных ДЗЗ. В текущем году планируется создание системы добровольной сертификации глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС.

Функционирование данных систем позволит осуществлять сертификацию данных ДЗЗ и услуг системы ГЛОНАСС в добровольном порядке до вступления в силу законопроекта, отработывая при этом механизмы сертификации и нарабатывая правоприменительную практику, необходимую для подготовки отрасли к переходу к обязательной сертификации после вступления в силу законопроекта.

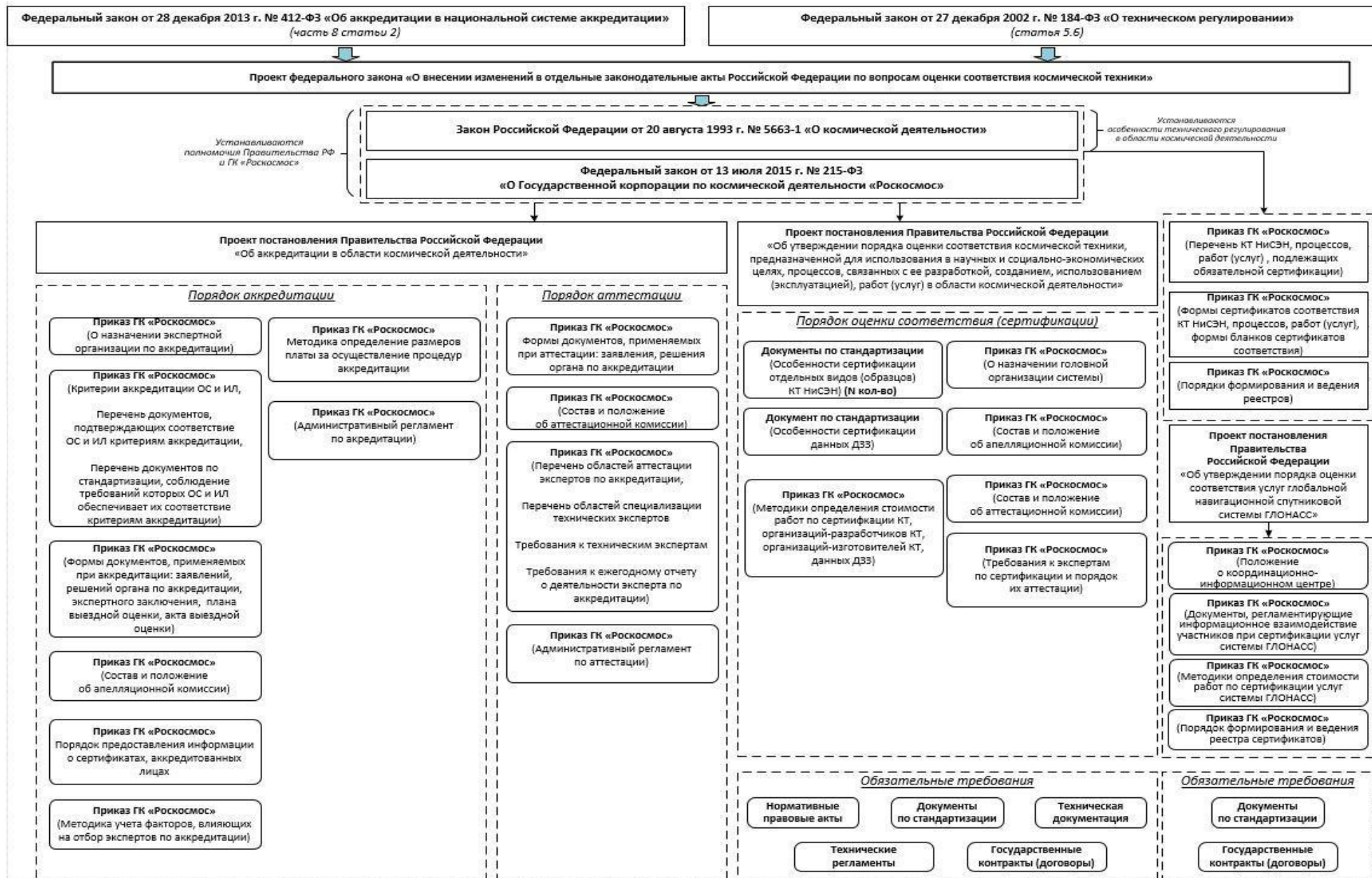


Рис. 1 – Общая структура нормативных правовых актов, необходимых для реализации законопроекта

### **Информация об авторах**

**Абраменков Геннадий Владимирович**, Российская Федерация, Госкорпорация «Роскосмос», 107996, улица Щепкина 42, директор Департамента сертификации, стандартизации и лицензирования, [Abramenkov.GV@roscosmos.ru](mailto:Abramenkov.GV@roscosmos.ru), 8 (495) 631-90-09 (2364)

**Новиков Илья Сергеевич**, Российская Федерация, Госкорпорация «Роскосмос», 107996, улица Щепкина 42, заместитель директора Департамента сертификации, стандартизации и лицензирования, [NovikovISer@roscosmos.ru](mailto:NovikovISer@roscosmos.ru), 8 (495) 631-90-09 (3286)

**Купцов Дмитрий Михайлович**, Российская Федерация, Госкорпорация «Роскосмос», 107996, улица Щепкина 42, главный специалист Департамента сертификации, стандартизации и лицензирования, [Kuptsov.DM@roscosmos.ru](mailto:Kuptsov.DM@roscosmos.ru), 8 (495) 631-90-09 (2129)

## **IMPROVEMENT OF COMPLIANCE ASSESSMENT SYSTEM IN SPACE INDUSTRY**

© 2021 G.V. Abramenzov, I.S. Novikov, D.M. Kuptsov

SSC «Roscosmos», Moscow

This article presents the main directions, which the State Corporation «Roscosmos» undertakes to introduce amendments in legal acts in order to improve compliance assessment system in space industry.

*Key words are: compliance assessment, compliance assessment system, legal regulation of compliance assessment.*

### **About the authors**

Abramenkov Gennadiy Vladimirovich, Russian Federation, State Space Corporation «ROSCOSMOS», 42, Shchepkina St, Moscow, GSP-6, 107996, Russia, Director Department of certification, standardization and licensing, [Abramenkov.GV@roscosmos.ru](mailto:Abramenkov.GV@roscosmos.ru), 8 (495) 631-90-09 (2364)

Novikov Ilya Sergeevich, Russian Federation, State Space Corporation «ROSCOSMOS», 42, Shchepkina St, Moscow, GSP-6, 107996, Russia, Deputy Director Department of certification, standardization and licensing, [NovikovISer@roscosmos.ru](mailto:NovikovISer@roscosmos.ru), 8 (495) 631-90-09 (3286)

Kuptsov Dmitriy Mikhailovich, Russian Federation, State Space Corporation «ROSCOSMOS», 42, Shchepkina St, Moscow, GSP-6, 107996, Russia, main specialist of Department of certification, standardization and licensing, [Kuptsov.DM@roscosmos.ru](mailto:Kuptsov.DM@roscosmos.ru), 8

## ОЦЕНКА КОЭФФИЦИЕНТА ГОТОВНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ НА ЭТАПЕ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ С УЧЁТОМ РЕЗУЛЬТАТОВ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

© 2021 В.В. Гончаров, Ю.Л. Клименко, А.А. Кучеров

«НИИ КС имени А.А. Максимова» - филиал  
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г.Королёв Московской области

В статье рассматриваются вопросы интервальной оценки коэффициента готовности космического ракетного комплекса (КРК) на этапе лётных испытаний с учётом априорной информации, полученной на ранних этапах его создания. В качестве решения предложен алгоритм на основе байесовского подхода к оценке интенсивности отказов и восстановлений КРК

Приведён пример оценки коэффициента готовности КРК, демонстрирующий эффективность предложенного метода.

*Космический ракетный комплекс, байесовский подход, коэффициент готовности, интенсивность отказов и восстановлений, комплексные испытания (КИ), лётные испытания (ЛИ).*

Задание требований к показателям надёжности КРК и их изделий в ТТЗ (ТЗ), согласно [1] включает:

- определение номенклатуры показателей надёжности;
- задание количественных значений показателей надёжности;
- задание значений контрольных уровней показателей надёжности и доверительных вероятностей, с которыми контрольные уровни показателей надёжности должны быть подтверждены к моменту завершения ЛИ;
- задание порядка и условий контроля и подтверждения требований к показателям надёжности.

Контрольные уровни показателей надёжности могут быть установлены отдельным техническим решением головного разработчика и заказчика, согласованным с головными научно-исследовательскими организациями заказчика и ракетно-космической промышленности.

Требования к показателям надёжности КРК в целом предъявляют в одном из следующих видов:

- обобщённого показателя надёжности;
- обобщённого показателя и совокупности основных показателей надёжности для отдельных наиболее важных периодов функционирования;
- совокупности основных показателей для всех периодов функционирования КРК.

В [1] для КРК рекомендовано требования к показателям надёжности КРК задавать в виде совокупности основных показателей для всех периодов функционирования КРК: дежурства (вероятность нахождения КРК в состоянии готовности к выполнению операций подготовки ракеты космического назначения (РКН) к пуску - коэффициент готовности), подготовки РКН к пуску на техническом комплексе (ТК) и стартовом комплексе (СК) (вероятность подготовки РКН на ТК и СК к пуску из различных готовностей за заданное время), выведения космического аппарата (КА) на заданную орбиту (вероятность успешного выведения КА на заданную орбиту).

Требования к показателям надёжности КРК и их изделий устанавливаются в ТТЗ (ТЗ) в виде:

- нормативного значения показателя надёжности;
- контрольного уровня показателя надёжности (нижней односторонней доверительной границы, толерантного предела, если улучшению надёжности соответствует большее

значение показателя надёжности, и верхней односторонней доверительной границы, толерантного предела, если улучшению надёжности соответствует меньшее значение показателя);

- нормативного значения доверительной вероятности, с которой должен быть подтверждён контрольный уровень показателя надёжности к моменту завершения ЛИИ.

В табл. 1 приведены периоды функционирования, выходные эффекты и основные показатели надёжности КРК.

Табл. 1 – Периоды функционирования, выходные эффекты и основные показатели надёжности КРК.

Наименование изделия	Период функционирования	Выходной эффект	Основные показатели надёжности
КРК	Дежурство (готовность к выполнению операций подготовки РКН к пуску)	Нахождение КРК в состоянии готовности к выполнению операций подготовки РКН к пуску	Вероятность нахождения КРК в состоянии готовности к выполнению операций подготовки РКН к пуску (коэффициент готовности) $K_r$
	Подготовка РКН к пуску на техническом и стартовом комплексах (ТК, СК)	Проведение операций по подготовке РКН к пуску в течение установленного времени $\tau_n$	Вероятность подготовки РКН на ТК и СК к пуску из различных готовностей за установленное время $P(\tau_n)$
	Выведение КА на заданную орбиту (доставка КА в заданную область космического пространства)	Решение задачи выведения КА на заданную орбиту в течение заданного времени $\tau_b$	Вероятность успешного выведения КА на заданную орбиту (доставка КА в заданную область космического пространства) $P(\tau_b)$

Как правило, контрольные уровни показателей надёжности КРК подтверждаются в три этапа:

1 этап - по результатам наземной экспериментальной отработки;

2 этап - по результатам лётных испытаний;

3 этап - по результатам начального этапа эксплуатации (10÷20 применений РКН).

Для каждого этапа требования по надёжности КРК считаются выполненными, если выполняется условие

$$R_\gamma \geq R_n,$$

где  $R_\gamma$  – оценка контрольного уровня показателя надёжности в виде нижней односторонней доверительной границы, определённой с доверительной вероятностью  $\gamma$ ;

$R_n$  – контрольный уровень показателя надёжности для каждого этапа.

Для получения достоверных результатов уровень доверительной вероятности  $\gamma$  устанавливается не ниже 0,8 - 0,9.

При определении контрольных уровней показателей надёжности необходимо учитывать нормативные значения показателей надёжности, заданных в ТТЗ, а также прогнозные значения, полученные по результатам эскизного (технического) проектирования.

В табл. 2 приведены диапазоны значений контрольных уровней показателей надёжности КРК, характерные для современных комплексов.

Табл. 2 – Контрольные уровни показателей надёжности КРК

Показатель надёжности	Этап, по результатам которого проводится контроль показателей надёжности		
	Наземная экспериментальная отработка	Лётные испытания	Эксплуатация (начальный этап 10 ÷ 20 пусков)
Коэффициент готовности комплекса к применению по назначению в момент поступления команды на проведение пуска из соответствующей готовности	0,9 ÷ 0,91 при $\gamma = 0,9$	0,92 ÷ 0,95 при $\gamma = 0,9$	0,96 ÷ 0,97 при $\gamma = 0,9$
Вероятность подготовки и проведения пуска РКН из соответствующей готовности за нормативное время	0,95 ÷ 0,96 при $\gamma = 0,9$	0,965 ÷ 0,97 при $\gamma = 0,9$	0,975 ÷ 0,98 при $\gamma = 0,9$
Вероятность сохранения работоспособного состояния РКН в процессе выведения	0,92 ÷ 0,95 при $\gamma = 0,9$	0,93 ÷ 0,97 при $\gamma = 0,9$	0,95 ÷ 0,98 при $\gamma = 0,9$

Из вышеизложенного следует, что процесс оценки и контроля показателей надёжности КРК и его элементов должен представлять собой поэтапное их определение, начиная с этапа проектирования – точечная оценка показателя (математическое его ожидание, прогнозная оценка  $\hat{R}$ ), полученная расчётным путём, которая может быть использована в некоторых случаях как априорная для получения расчётно-экспериментальных оценок надёжности на последующих этапах. Общая схема получения оценок показателей надёжности представлена на рисунке 1.

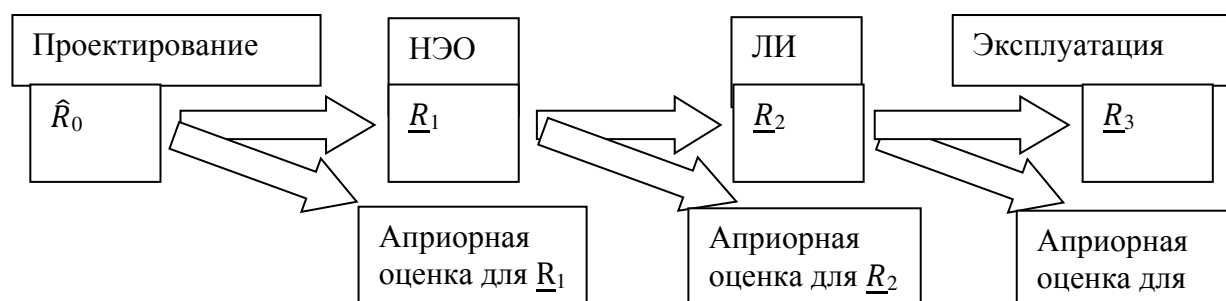


Рис. 1 – Поэтапное оценивание контрольных уровней показателей надёжности КРК.

Приведённая схема получения оценок показателей надёжности предполагает последовательный полный учёт информации о надёжности КРК, что предполагает использование байесовских процедур интервального оценивания, что совпадает с требованиями ГОСТ РО 1410-001-2009, п.7.6 [1].

Вместе с тем, следует отметить, что если для единичных основных показателей надёжности КРК байесовские процедуры интервального оценивания хорошо проработаны [2], то для таких показателей, как коэффициент готовности, представляющий из себя комплексный показатель, отражающий два свойства: безотказность и ремонтпригодность, данные процедуры отсутствуют. Поэтому разработка байесовских процедур оценивания в указанном случае является актуальной и представляет как практическую, так и научную ценность.

Аналитические выражения и конструктивные вычислительные схемы для определения коэффициента готовности КРК как системы с восстановлением могут быть получены для тех



случаев, когда все распределения наработки до отказа и времени восстановления отдельных элементов являются экспоненциальными, т.е. процесс функционирования КРК описывается однородным марковским процессом.

Следует отметить, что предположение об экспоненциальности не всегда оправдано. Однако, согласно [3], если наработка до отказа элементов значительно больше времени ремонта, при определении коэффициента готовности КРК его функционирование можно описать однородным марковским процессом.

Предположение об экспоненциальности распределений наработки до отказа и времени восстановления подтверждается результатами многолетней эксплуатации КРК.

Тогда справедлива следующая постановка задачи – требуется определить точечные и интервальные оценки коэффициента готовности КРК как функции оценок интенсивности отказов и восстановлений КРК.

В свою очередь, для определения контрольных уровней коэффициента готовности КРК необходимо разработать алгоритмы для вычисления точечных и интервальных оценок параметра экспоненциального распределения на основе байесовского подхода с учётом специфики их использования для определения коэффициента готовности КРК.

В рассматриваемом случае наработка до отказа (время восстановления) имеет экспоненциальное распределение. Если интенсивность отказов равна  $\lambda$  (или интенсивность восстановлений равна  $\mu$ ), то число отказов  $r$  (или восстановлений  $d$ ) за общее время функционирования КРК  $T$  (суммарное время восстановлений КРК  $T_1$ ) имеет пуассоновское распределение

$$P(r / \lambda) = \frac{(T\lambda)^r e^{-T\lambda}}{r!}, \quad r = 0, 1, 2, \dots \quad (1)$$

Представляющий интерес параметр  $\lambda$  и априорная уверенность в отношении величины этого параметра описывается гамма – распределением [2]. Плотность априорного гамма – распределения имеет вид

$$h(\lambda) = \frac{\varepsilon^s \lambda^{s+1} e^{-\varepsilon\lambda}}{\Gamma(s)}, \quad \lambda \geq 0, s \geq 0, \varepsilon \geq 0. \quad (2)$$

Плотность априорного распределения случайной величины  $\lambda$  при появлении  $r$  отказов за время  $T$  находится с помощью теоремы Байеса. Требуется найти

$$k(\lambda/r) = \frac{h(\lambda)P(r/\lambda)}{f_2(r)}, \quad (3)$$

где  $f_2(r)$  - безусловное распределение случайной величины  $r$ .

Плотность совместного распределения случайных величин  $r$  и  $\lambda$  находится по формуле

$$f(r, \lambda) = h(\lambda)P(r/\lambda),$$

которая в рассматриваемом случае принимает вид

$$f(r, \lambda) = \frac{\varepsilon^s T^r}{\Gamma(s)\Gamma(r+1)} \lambda^{s+r-1} e^{-\lambda(\varepsilon+T)}, \quad \lambda \geq 0. \quad (4)$$

Тогда случайная величина  $r$  имеет следующее безусловное распределение

$$f_2(r) = \frac{\varepsilon^s T^r}{\Gamma(s)\Gamma(r+1)} \int_0^\infty \lambda^{s+r-1} e^{-\lambda(\varepsilon+T)} d\lambda. \quad (5)$$

Если положить  $u = \lambda(\varepsilon+T)$ , то формула (5) принимает вид

$$f_2(r) = \frac{\varepsilon^s T^r}{\Gamma(s)\Gamma(r+1)(\varepsilon+T)^{s+r}} \int_0^\infty u^{s+r-1} e^{-u} du. \quad (6)$$

Очевидно, что интеграл в формуле (6) является гамма – функцией.

Таким образом,

$$f_2(r) = \frac{\varepsilon^s T^r \Gamma(s+r)}{\Gamma(s)\Gamma(r+1)(\varepsilon+T)^{s+r}}, \quad r = 0, 1, 2, \dots \quad (7)$$

Подставляя формулу (4) и формулу (7) в формулу (3), получаем:

$$k(\lambda/r) = \frac{(P+T)^{s+r}}{\Gamma(s+r)} \lambda^{s+r-1} e^{-\lambda(\varepsilon+T)}, \quad \lambda \geq 0. \quad (8)$$

Имеем плотность гамма – распределения с параметрами  $(\varepsilon + T)$  и  $(s + r)$ .

Байесовская точечная оценка для  $\lambda$  представляет собой математическое ожидание апостериорного гамма – распределения, заданного формулой (8), и имеет вид

$$\hat{\lambda} = \frac{s+r}{\varepsilon+T}. \quad (9)$$

Байесовская точечная оценка для интенсивности восстановлений  $\mu$  будет иметь аналогичный вид

$$\hat{\mu} = \frac{s_1+d}{\varepsilon_1+T_1}, \quad (10)$$

где  $s_1, \varepsilon_1$  – параметры априорного гамма - распределения,  $d$  - количество восстановлений,  $T_1$  – суммарное время восстановлений.

Следует отметить, что для КРК характерно равенство:

$$r = d.$$

Для получения верхней границы для  $\bar{\lambda}$  и нижней границы для  $\underline{\mu}$  необходимо с помощью апостериорного распределения, заданного формулой (8), найти такие значения  $\bar{\lambda}$  и  $\underline{\mu}$ , что

$$\int_{\bar{\lambda}}^{\infty} k(\lambda / r) d\lambda = 1 - \gamma;$$

$$\int_0^{\underline{\mu}} k(\mu / r) d\mu = \gamma.$$

Тогда  $\bar{\lambda}$  и  $\underline{\mu}$  будут определять 100 ( $\gamma$ )% односторонние, соответственно, верхнюю байесовскую доверительную границу для  $\lambda$  и нижнюю байесовскую доверительную границу для  $\mu$ .

Так как апостериорным распределением является гамма - распределение, то соотношение

$$Z = 2\lambda(\varepsilon + T), \quad (11)$$

подставленное в формулу (8), даёт случайную величину  $Z$ , имеющую распределение хи - квадрат с  $2(s + r)$  степенями свободы. Таким образом, для определения доверительных границ могут использоваться табличные значения хи – квадрат [4]. Тогда, с использованием формулы (11), можно записать

$$P[\chi_{1-\gamma; 2(s+r)}^2 \leq 2\lambda(\varepsilon + T)] = 1 - \gamma, \quad (12)$$

а после преобразований получим искомое неравенство для  $\bar{\lambda}$

$$\frac{\chi_{1-\gamma; 2(s+r)}^2}{2(\varepsilon+T)} \geq \bar{\lambda}. \quad (13)$$

Это 100 (1- $\gamma$ )%-ная байесовская верхняя граница для интенсивности отказов  $\lambda$ .

Аналогично для нижней границы  $\mu$  будем иметь

$$\frac{\chi_{\gamma; 2(s_1+r)}^2}{2(\varepsilon_1+T_1)} \leq \underline{\mu}. \quad (14)$$

Представим формулу для оценки коэффициента готовности в виде

$$K = 1 / (1 + \rho), \quad (15)$$

где  $\rho = \frac{\lambda}{\mu}$ .

В соответствии с [3]

$$\underline{K} = 1 / (1 + \bar{\rho}), \quad (16)$$

где  $\underline{K}$  - нижняя граница коэффициента готовности КРК при доверительной вероятности  $\gamma$ ;  $\bar{\rho}$  - верхняя граница соотношения  $\frac{\lambda}{\mu}$  при доверительной вероятности  $\gamma$ .

Воспользовавшись принципом гарантированного результата, можем представить формулу (16) в виде

$$\underline{K} = 1 / (1 + \frac{\bar{\lambda}}{\underline{\mu}}). \quad (17)$$

В формуле (17)  $\bar{\lambda}$  и  $\underline{\mu}$  вычисляются по формулам (13) и (14).

Рассмотрим реальный процесс получения интервальных оценок коэффициента готовности КРК на этапах наземной экспериментальной отработки (НЭО) и лётных испытаний, причём оценки, полученные на этапе НЭО, являются априорными по отношению к оценкам, полученным по результатам ЛИ.

Тогда для этапа ЛИ мы можем вычислить параметры априорных распределений ( $\varepsilon, s$ ), ( $\varepsilon_1, s_1$ ) для  $\lambda$  и  $\mu$  на основе оценок средних значений интенсивности отказов  $\lambda_0$  и

восстановлений  $\mu_0$  и характеристик их погрешностей  $\sigma_{\lambda_0}$ ,  $\sigma_{\mu_0}$ , полученных по результатам НЭО:

$$\varepsilon = \frac{\lambda_0}{\sigma_{\lambda_0}^2}; \quad s = \left(\frac{\lambda_0}{\sigma_{\lambda_0}}\right)^2 - 1, \quad (18)$$

$$\varepsilon_1 = \frac{\mu_0}{\sigma_{\mu_0}^2}; \quad s_1 = \left(\frac{\mu_0}{\sigma_{\mu_0}}\right)^2 - 1. \quad (19)$$

Пусть по результатам лётных испытаний требуется подтвердить контрольный уровень  $K = 0,95$  с доверительной вероятностью  $\gamma = 0,9$ .

Лётные испытания КРК проводились в течение 1750 суток, за время испытаний выявлено 10 отказов, суммарное время восстановления КРК составило 50 суток. Определим величину  $\underline{K}$  без учёта априорной информации. Для этого вычислим  $\bar{\lambda}_{0,1}$ ,  $\underline{\mu}_{0,9}$ , по полученным данным определим  $\bar{\rho}$  и  $\underline{K}$

$$\begin{aligned} \bar{\lambda}_{0,1} &= \frac{28,4}{1750 \times 2} = 0,008; \\ \bar{\rho} &= \frac{0,008}{0,124} = 0,0645; \\ \underline{K} &= \frac{1}{1 + 0,0645} = 0,939. \end{aligned}$$

Расчёты показывают, что контрольный уровень не достигнут:

$$\underline{K} = 0,939 < 0,950.$$

Теперь предположим, что по результатам НЭО КРК получены следующие априорные оценки:

$$\lambda_0 = 0,0043, \sigma_{\lambda_0} = 0,0025;$$

$$\mu_0 = 0,06, \sigma_{\mu_0} = 0,35.$$

По значениям априорных оценок при помощи формул (18), (19) определим параметры апостериорных распределений для  $\lambda$  и  $\mu$

$$\varepsilon = \frac{0,0043}{(0,0025)^2} = 688, s = \left(\frac{0,0043}{0,0025}\right)^2 - 1 = 1,958;$$

$$\varepsilon_1 = \frac{0,6}{(0,35)^2} = 4,898, s_1 = \left(\frac{0,6}{0,35}\right)^2 - 1 = 1,939.$$

Воспользовавшись формулами (13) ÷ (17) получим:

$$\begin{aligned} \bar{\lambda}_{0,1} &= \frac{33,2}{2(688 + 1750)} = 0,0068; \\ \underline{\mu}_{0,9} &= \frac{15,66}{2(4,898 + 50)} = 0,143; \\ \bar{\rho} &= \frac{0,0068}{0,143} = 0,0484; \\ \underline{K} &= \frac{1}{1 + 0,0484} = 0,954. \end{aligned}$$

Таким образом, проведённые расчёты показывают, что привлечение дополнительной информации в виде значений параметров априорного распределения, полученных на основе объективных данных по отработке КРК, позволяет подтвердить контрольный уровень коэффициента готовности КРК по завершении ЛИ:

$$\underline{K} = 0,954 > 0,950$$

при заданной доверительной вероятности  $\gamma = 0,9$ .

#### Библиографический список

1. ГОСТ РО 1410-001-2009. Системы и комплексы космические. Порядок задания требований, оценки и контроля надёжности. С. 6-12.
2. Надёжность и проектирование систем. К. Капур, Л. Ламберсон. М.: «Мир», 1980. С. 403-405.

3. Надёжность технических систем. Справочник. Под редакцией И.А.Ушакова. М.: «Радио и связь», 1985. С. 50-54, 383-385.

4. Таблицы математической статистики. Л.Н. Большев, Н.В. Смирнов. М.: «Наука», 1983. С. 166-171.

### **Информация об авторах**

**Гончаров Владимир Владимирович**, доктор технических наук, заместитель директора, «НИИ КС имени А.А. Максимова – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Россия, 141091, г.Королёв, Московская область, ул. М.К.Тихонравова, д.27, мкр. Юбилейный, телефон (499) 277-37-45, e-mail kureev@niiks.com, область научных интересов: надёжность КРК и их составных частей.

**Клименко Юрий Львович**, кандидат технических наук, главный научный сотрудник, «НИИ КС имени А.А. Максимова – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Россия, 141091, г.Королёв, Московская область, ул. М.К.Тихонравова, д.27, мкр. Юбилейный, телефон (499) 277-37-48, e-mail kureev@niiks.com, область научных интересов: надёжность КРК и их составных частей.

**Кучеров Алексей Анатольевич**, аспирант АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Россия, 141091, г.Королёв, Московская область, ул. М.К.Тихонравова, д.27, мкр. Юбилейный, телефон (499) 277-37-50, e-mail kureev@niiks.com, область научных интересов: надёжность КРК и их составных частей.

## **THE EVALUATION OF THE PERSPECTIVE SPACE ROCKET COMPLEXES READINESS COEFFICIENT AT THE STAGE OF FLIGHT TESTING BASED ON THE RESULTS OF GROUND EXPERIMENTAL TEST DEVELOPMENT**

© 2021 V.V. Goncharov, Y.L. Klimenko, A.A. Kucherov

The Space Systems Research and Development Institute of a name of A.A. Maksimov - the branch of JSC Khrunichev State Research and Production Space Center, Korolev, Moscow oblast

The paper explores the interval evaluation of space rocket complex coefficient at the stage of flight testing taking into account prior information obtained at the early stages of its creation. An algorithm based on Bayesian approach to the evaluation of failure and restoration rates of space rocket complex is proposed as a solution.

The example of assessment of space rocket complex readiness coefficient that demonstrates the effectiveness of the proposed method is given in the paper.

*Space rocket complex, Bayesian approach, readiness coefficient, failure and restoration rates, integrated testing, flight testing.*

### **References**

1. GOST RO 1410-001-2009. Space systems and complexes. Reliability estimation control.
2. Kapoor K., Lamberson L. Reliability and Design of Systems. *Mir*. 1980. P. 403-405. (In Russ.)
3. Ushakov, I.A. (ed.). Reliability of Technical Systems: Handbook. *Radio iSviaz*. 1985. P. 50-54, 383-385. (In Russ.)
4. Bolshev, L.N. and Smirnov, N.V. Tables of Mathematical Statistics. *Nauka*. 1983. P. 166-171. (In Russ.)

### **About the authors**

**Vladimir V. Goncharov**, Doctor of Technical Science, Deputy Director, The Space Systems Research and Development Institute of a name of A.A. Maksimov - the branch of JSC Khrunichev State Research and Production Space Center, 27 str. M.K. Tikhonravova, Yubileyniy district,

Korolev, Moscow oblast, Russia, 141091, ph. (499) 277-37-45, e-mail kureev@niiks.com. Area of research: reliability of space rocket complex and its components.

**Yuri L. Klimenko**, Candidate of Technical Science, Chief Research Scientist, The Space Systems Research and Development Institute of a name of A.A. Maksimov - the branch of JSC Khrunichev State Research and Production Space Center, 27 str. M.K. Tikhonravova, Yubileyniy district, Korolev, Moscow oblast, Russia, 141091, ph. (499) 277-37-48, e-mail kureev@niiks.com. Area of research: reliability of space rocket complex and its components.

**Aleksey A. Kucherov**, Postgraduate, JSC Khrunichev State Research and Production Space Center, 27 str. M.K. Tikhonravova, Yubileyniy district, Korolev, Moscow oblast, Russia, 141091, ph. (499) 277-37-50, e-mail kureev@niiks.com. Area of research: reliability of space rocket complex and its components.

## РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМ ПРОВЕДЕНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОВРЕМЕННЫХ АИВК

© 2021 С.Е. Усова, В.В. Землянский

АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва»,  
Красноярский край, Железногорск

В статье рассмотрены факторы, для решения проблем проведения высокочастотных испытаний космических аппаратов в современных АИВК.

*Ключевые слова:* рабочее место, высокочастотные испытания, безэховая экранированная камера, опорно-поворотное устройство, монтажно-испытательный комплекс, космический аппарат, автоматизированный испытательный вычислительный комплекс.

Для проведения высокочастотных испытаний космических аппаратов и антенн (автономно) на предприятии создан измерительный инструмент – АИВК, представляющий собой безэховую экранированную камеру, опорно-поворотное устройство, комплект коллиматоров, измерительное и грузоподъемное оборудование, а также оснастку. Для проведения испытаний КА должен быть установлен на ОПУ и сориентирован на зеркала коллиматора.

Для обеспечения работ на опорно-поворотном устройстве необходимо решить ряд задач, а именно:

1. В виду невозможности применения стационарного грузоподъемного оборудования с грузоподъемностью более 10 т. (несущие способности корпуса) проведению смены конфигурации ОПУ (съёмный элемент ОПУ – 12 т.) должен предшествовать заезд крана в БЭК МИК АИВК. Кран должен удовлетворять требованиям грузоподъемности при установленных вылетах стрелы, предприятие обладает подходящей моделью - КАТО SR-700LS;

- а) обеспечение заезда крана КАТО;
- б) защита чистового пола;
- в) удаление выхлопных газов при заезде и работе крана в МИК АИВК.

2. Конструкция грузоподъемного оборудования, установленного в БЭК, в связи с применением смазочных материалов, может являться источником загрязнения.

3. Проектирование и создание переходника для установки КА на ОПУ, конструкции, служащей для фиксации антенн в рабочем положении, а также оборудования для подъема КА с переходником на ОПУ.

4. Работы по раскрытию антенн на отметке 0,00 (сложность доступа персонала при работе на высоте более 8 м, а также дефицит высоты потолка для работ с гелиевыми шарами при раскрытии антенн на ОПУ).

Целью проведенных работ является отработка установки изделия на опорно-поворотное устройство в МИК АИВК. Обеспечение технологическими средствами для проведения установки и формирование конструкторско-технологических решений, применение которых при работе со штатным изделием позволит обеспечить качество проводимых работ в минимальные сроки.

### **Ход работ.**

1.1 Для отработки заезда крана КАТО SR-700LS в МИК АИВК разработаны 3 теоретические схемы движения крана (рис. 1). При работе по трем схемам на контейнерной площадке возле корпуса МИК с помощью средств ограждения организовано макетирование, имитирующее геометрию корпуса.

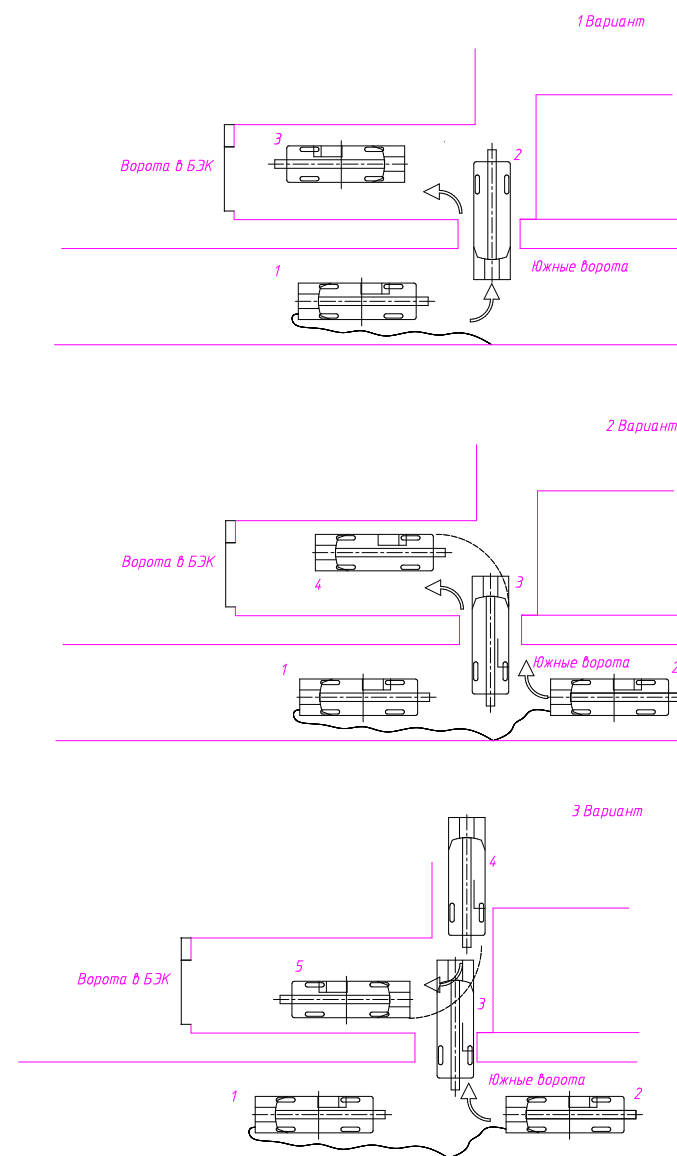


Рис. 1 – Варианты заезды крана КАТО SR-700LS в БЭК

По результатам проведенных работ установлено, что кран КАТО, оснащенный двумя поворотными осями, способен произвести заезд всеми тремя способами.

При организации пробного заезда в корпус МИК задачами подготовки производства стали:

- организация мер защиты чистового пола (линолеум);
- организация работы системы удаления выхлопных газов (СУВГ);
- проведение пробного заезда КАТО в соответствии с директивным технологическим процессом;

Пробный заезд проведен, смена конфигурации ОПУ осуществлена успешно.

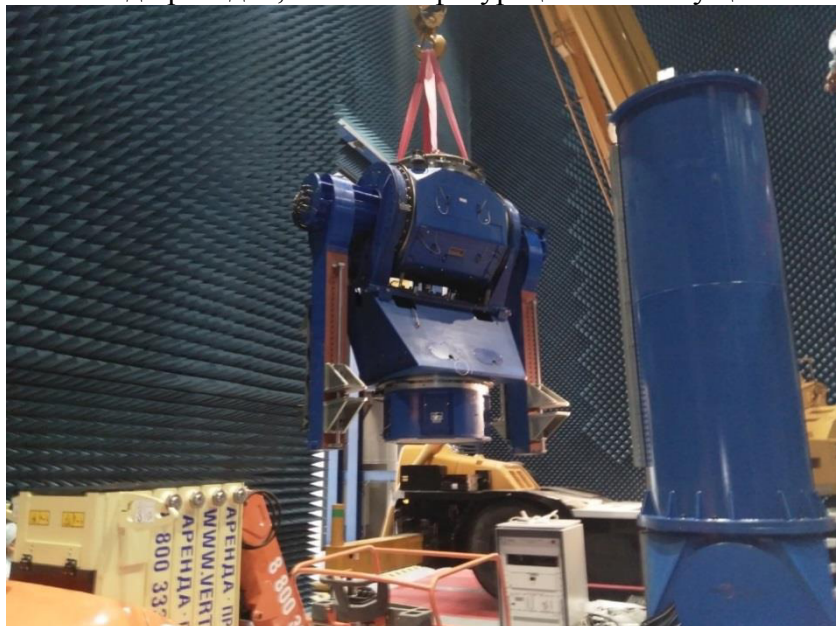


Рис. 2 – Демонтаж позиционера AL-4578-2

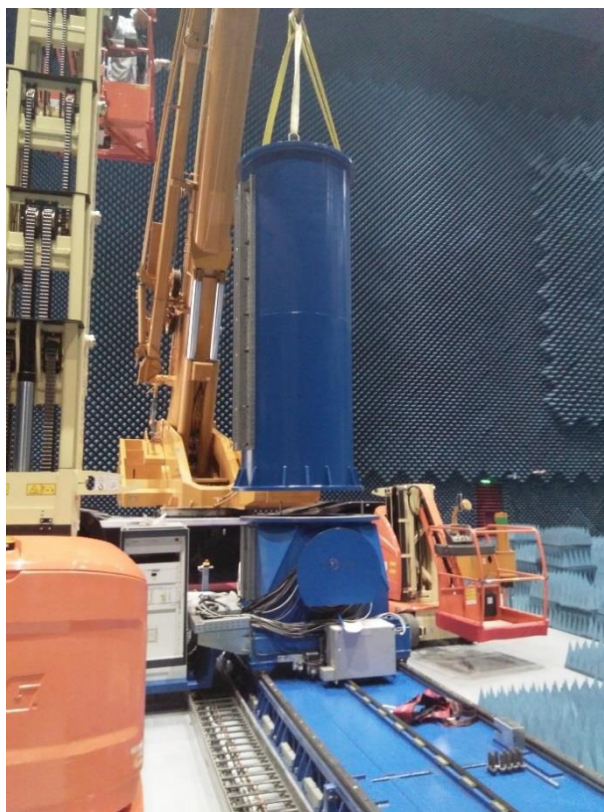


Рис. 3 – Демонтаж верхней части колонного основания

1.2 Для защиты изделий от возможных факторов загрязнения, связанных с конструкцией грузоподъемного оборудования были разработаны Мероприятия по защите изделий от попадания загрязнений на материальную часть. В соответствии с Мероприятиями разработаны и изготовлены средства технологического оснащения, исключающие попадание возможных загрязнений на материальную часть. Проведено успешное опробование СТО, подтверждающее защиту изделий.

1.3 Для обеспечения установки КА на ОПУ спроектирован и изготовлен переходник (рис. 4). Для фиксации антенн в рабочем положении при проведении ВЧИ разработана и



изготовлена ферма, устанавливаемая на КА (рис. 5). Для подъема изделия с переходником - комплект оборудования (рис. 6).

1.4 В соответствии с графиком проведены работы по установке макета изделия на ОПУ. Антенны аппарата переведены в рабочее положение и оснащены датчиками регистрации перегрузок. Раскрытие антенн на отметке 0,00 позволит избежать сложных работ по раскрытию антенн на высоте.

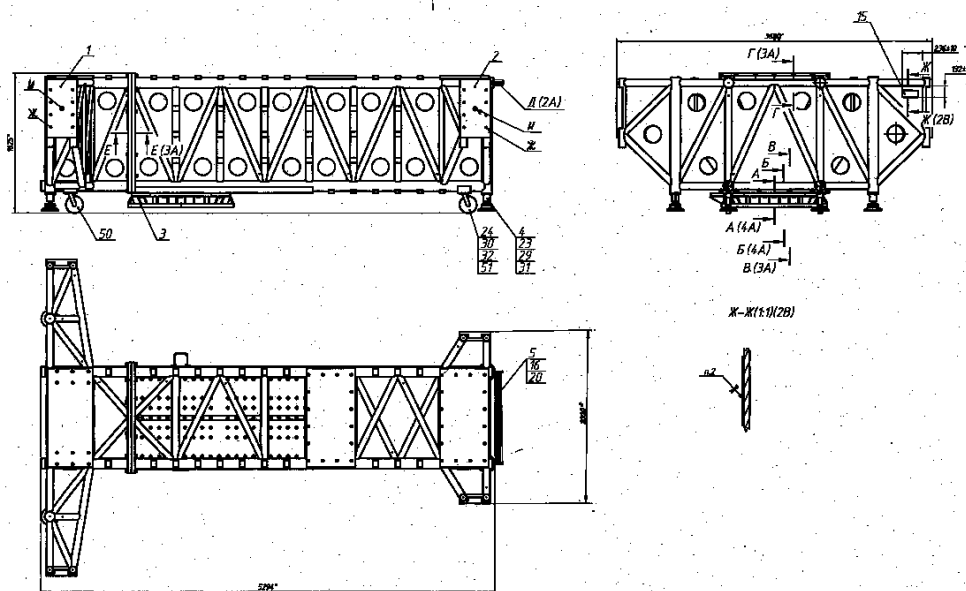


Рис. 4 – Переходник для установки КА на ОПУ

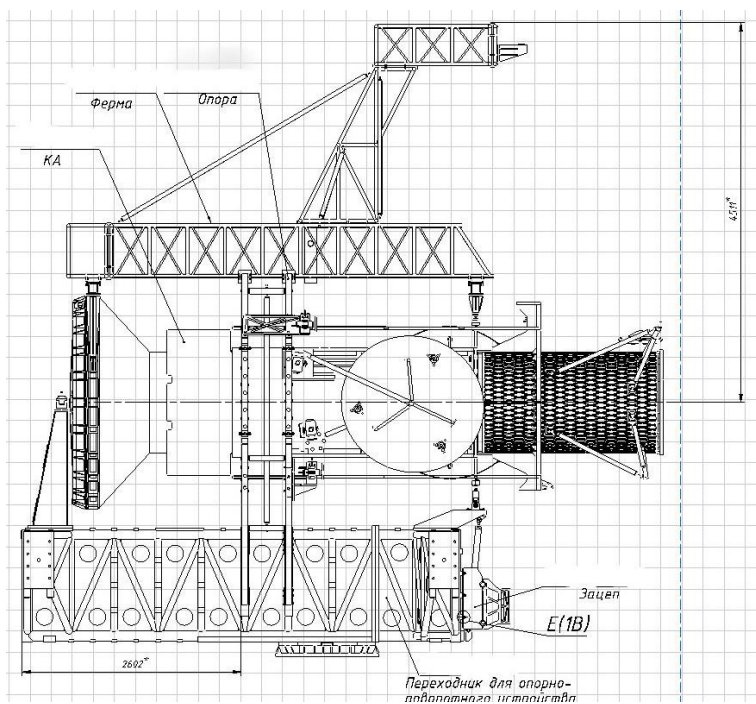


Рис. 5 – Оборудование, применяемое для фиксации КА и антенн КА в рабочем положении на ОПУ

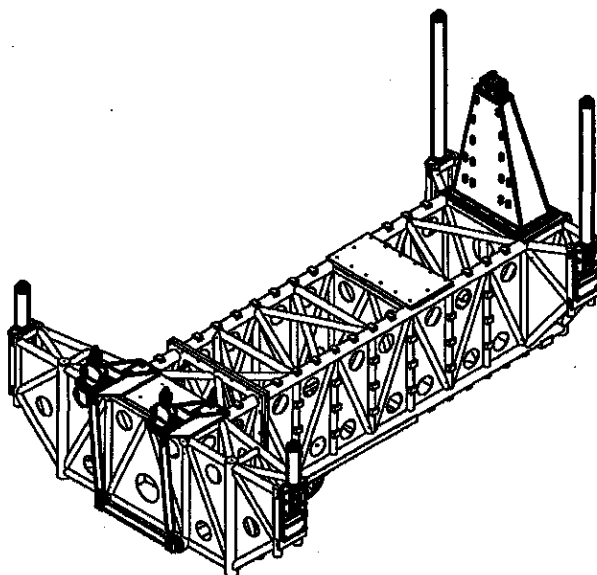


Рис. 6 – Оборудование для установки КА на ОПУ

## 2. Анализ результатов.

2.1 Успешно отработаны заезд крана КАТО в корпус МИК и директивная технология смены конфигурации ОПУ.

2.2 С помощью Мероприятий по защите изделий нивелировано возможное загрязнение, источником которого может являться грузоподъемное оборудование в БЭК МИК.

2.3 Спроектированы, изготовлены и успешно применены в отработке средства технологического оснащения:

- переходник для установки КА на ОПУ;
- ферма для фиксации антенн в рабочем положении;
- оборудование для установки КА с переходником на опорно-поворотное устройство.

2.4 Датчики, установленные на макете КА не зарегистрировали при подъеме изделия перегрузок, способных повредить материальную часть или негативно повлиять на ее свойства. Следовательно, можно проводить раскрытие антенн на отметке 0,00 и производить подъем изделий с антеннами, находящимися в рабочем положении без повреждений блоков механических поворотов антенн.

## 3. Выводы.

Комплекс проделанных работ обеспечил успешную отработку технологии установки космического аппарата на опорно-поворотное устройство в АИВК МИК. Отработаны:

- заезд крана КАТО SR-700LS в МИК, обеспечены защита чистового пола и удаление выхлопных газов при работе крана;

- смена конфигурации ОПУ (с конфигурации для работы с антеннами на конфигурацию для работы с КА и в обратном порядке).

- разработаны, изготовлены и применены при отработке технологии:

- а) переходник для установки КА на ОПУ;
  - б) ферма, устанавливаемая на КА для обеспечения фиксации антенн в рабочем положении;
  - в) оборудование для установки КА с установленной фермой на переходнике и на ОПУ;
- установка изделия на ОПУ, выставка КА оптической осью на коллиматор.

## Список сокращений.

АИВК – автоматизированный инженерно-вычислительный комплекс

БЭК – безэховая экранированная камера

КА – космический аппарат  
МИК – монтажно-испытательный комплекс  
ОПУ – опорно-поворотное устройство  
СУВГ – система удаления выхлопных газов

### **Библиографический список**

1. Технология сборки и испытаний космических аппаратов: учебник/ И.Т. Беляков, И.А. Зернов – М. : Машиностроение, 1990. – 352 с.
2. Технология производства космических аппаратов : учебник для ВУЗов/ Н.А. Тестоедов (и др.). – Сиб. Гос. Аэрокосмич. Ун-т. – Красноярск, 2009. – 352 с.
3. ГОСТ ИСО 14644-1-2002. ЧИСТЫЕ ПОМЕЩЕНИЯ и СВЯЗАННЫЕ С НИМИ КОНТОРОЛИРУЕМЫЕ СРЕДЫ. ЧАСТЬ 2

### **Информация об авторах**

Землянский Василий Викторович, начальник группы отдела главного технолога АО «ИСС», 662972 ул. Ленина 52, Железногорск Красноярского края, телефон +79135859854. Область научных интересов: Сборка и испытания космических аппаратов.

Усова Светлана Евгеньевна, инженер-технолог 1 категории отдела главного технолога «ИСС», 662972 ул. Ленина 52, Железногорск Красноярского края, телефон +79135904564. Область научных интересов: Электрические и высокочастотные испытания космических аппаратов.

## **SOLVING PROBLEMS OF HIGH-FREQUENCY TESTS FOR SATELLITES AT MODERN AUTOMATIC ENGINEERING COMPUTING COMPLEX**

© 2021 S.E. Usova, V.V. Zemlyansky

JSC «Academician M.F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region

This article contain factors for solving problems of high-frequency satellite tests at modern automatic engineering computing complex.

*Key words: workpoint, satellite, high-frequency test, anechoic chamber, manipulator, automatic engineering computing complex*

### **References**

1. Assembling and testing technology of satellites. Textbook. I.T. Belyakov, I.A. Zernov. Machinebuilding, 1990 – 352 p.
2. GOST R ISO 14644-1-2002. Clean space and the framework. Part 2.

### **About authors**

Zemlyansky Vasiliy Victorovich, chief of the main technologist department's group JSC «ISS», 66297 Lenin street 62 Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, tel. +79135859854. Area of scientific interests: assembly and testing of satellites.

Usova Svetlana Evgenievna, 1 rank engineer-technologist of the main technologist department's group JSC «ISS», 66297 Lenin street 62 Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, tel. +79135904564. Area of scientific interests: high-frequency and electric tests.

## ПРИНЦИПЫ СОЗДАНИЯ РАБОЧЕГО МЕСТА КОМПЛЕКСНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МОДУЛЯ СЛУЖЕБНЫХ СИСТЕМ И КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2021 С.Е. Усова, В.В. Землянский

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»,  
Красноярский край, Железногорск

В статье рассмотрены факторы, влияющие на выбор состава и конфигурации рабочего места для космического аппарата в процессе создания рабочего места электро- и высокочастотных испытаний

*Ключевые слова:* рабочее место, космический аппарат, высокочастотные и комплексные электрические испытания.

Космические аппараты, создаваемые АО «ИСС», проходят широкий диапазон испытаний. В общем цикле испытаний особое место занимают комплексные электрические (КЭИ) и высокочастотные испытания (ВЧИ). Для проведения перечисленных испытаний требуется создание рабочих мест (РМ). В связи с уникальностью аппаратов не представляется возможным создание рабочих мест, полностью удовлетворяющих всем требованиям и подходящих для всех типов аппаратов с любыми конфигурациями полезной нагрузки.

Традиционным в АО «ИСС» является создание двух РМ: для КЭИ и ВЧИ, на которых проводятся следующие операции:

- а) входной контроль сборочных единиц;
- б) механическая установка КА;
- в) электрические испытания модуля служебных систем и аппарата;
- г) высокочастотные испытания.

При этом рабочие места должны удовлетворять следующим требованиям:

- РМ должно обеспечивать проведение сборочно-разборочных работ с модулем служебных систем и космическим аппаратом для подготовки их к очередному этапу испытаний.

- РМ должно позволять проводить установку и демонтаж бортовой аппаратуры.

- РМ должно позволять проводить раскрытие штанг антенн и их фиксацию относительно аппарата на необходимых этапах испытаний.

При проектировании РМ так же должны учитываться следующие факторы:

1. Габариты КА с учётом его конструктивных особенностей.
2. Габариты рабочего места в условиях ограниченного пространства цеха должны быть минимизированы.
3. Обеспечение требований безэховости с целью имитации условий свободного пространства в зоне между бортовыми антеннами при проведении испытаний на автосовместимость аппарата и измерения пассивных интермодуляционных помех (ПИМП) изделия на заводе изготовителя.
4. Обеспечение требуемой эффективности электромагнитного экранирования с целью обеспечения биологической защиты персонала от СВЧ излучения.
5. Обеспечение параметров чистых помещений (согласно принятых стандартов, любые операции с изделиями должны происходить в условиях чистых помещений).
6. Габаритно-массовые характеристики и количество контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) на РМ.
7. Удобство обслуживания (сборка-разборка схемы электрических испытаний).
8. Возможность проведения всех видов испытаний, кроме электротермовакuumных.

9. Наличие источников бесперебойного питания.
10. Обеспечение диспетчерской связью.
11. Обеспечение видеофиксации, проводимых с изделием работ.
12. Прокладка наземной кабельной сети (НКС), с учетом минимизации длин (сокращение потерь).

При работе с КА тяжелого класса (выполненных на «Платформе-2000») рациональна горизонтальная ориентация изделия. В условиях организации безстapelного РМ подобная ориентация обеспечивает доступ персонала к различным узлам аппарата, как с применением стремянок, так и с телескопическим подъемником. При работе с КА среднего и малого класса, а также аппараты в состав которых входят крупногабаритные трансформируемые антенны целесообразно применить вертикальное расположение изделия.

Конструкция РМ КИ представляет собой площадку с размещаемой на ней подставкой (кантователем) для изделия, набором универсальных стремянок обслуживания (или электроподъемники) на период проведения испытаний. Данная комбинация позволяет в кратчайшие сроки перекомпоновать рабочее место без проведения трудоемких пылеобразующих демонтажных работ, и подготовить к испытанию другого изделия.

Размещение контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) в два яруса под изделием позволяет организовать РМ в условиях ограниченных площадей, а также минимизировать длины наземных кабельных сетей. Прокладку кабельных систем предложено проводить внутри опорных колон, что позволяет экономить площадь РМ, приводя к отказу от кабельных шкафов.

Для обеспечения беззависимости принято конструкторско-технологическое решение применение мобильных радиопоглощающих щитов, а также, размещение радиопоглощающего материала на торцевой стене и потолке, что обеспечивает универсальность проектируемого РМ.

Организация РМ ВЧИ требует применения высокоомощного РПМ на ряду с обычным. Стоимость такого РПМ гораздо выше, что делает нецелесообразным применение его по всей площади стен и потолка БЭК. Размещается он напротив астроплат аппарата. Для обеспечения универсальности РМ ВЧИ было принято решение размещения высокоомощного РПМ на торцевой стене и потолке БЭКа. Таким образом, РМ обеспечивает, в зависимости от класса и конфигурации изделия, размещение КА на ВЧИ, как в горизонтальном, так и в вертикальном положении. В случае работ с изделием в вертикальном положении, РМ не потребует значительных доработок и дорогостоящих инженерно-строительных работ.

Для защиты персонала организованно информационное извещение о запрете нахождения в БЭК. РМ организовано таким образом, что на время проведения ВЧИ нахождение персонала не требуется.

Рабочее место комплексных испытаний находится в чистой зоне в соответствии с ГОСТ ИСО 14644 –1-2002: класс 8 ИСО и предназначено для размещения платформы или спутника, КПА, выносных блоков КПА, участвующих в испытаниях; дает возможность выполнять сборку, разборку спутника на составные части для замены оборудования.

Все испытательное оборудование, расположенное на рабочих местах, подключено к источникам бесперебойного питания (ИБП) типа PW9395/275. Все рабочие места операторов КПА оборудованы диспетчерской переговорной связью с оператором автоматизированного испытательного комплекса.

Диспетчерская связь на РМ обеспечивает:

- Связь между 12 абонентами через центральный пульт оператора АИК.
- Круглосуточную работу с учётом проведения технического обслуживания с питанием аппаратуры от сети 220В.
- Элементы ввода (вывода) линий связи системы через экран БЭК не должны приводить к снижению характеристик экранирования БЭК.
- Регулировку параметров связи только с центрального пульта оператора АИК.
- Резерв каналов связи для переключения при отказе аппаратуры.

- Связь с операторами (вне БЭК) обеспечивается по отдельной линии;
- Переходники-удлинители связи канала микрофонная связь (вызов) – телефонная связь (прием) через наушники для нештатных работ.

Целью системы видеонаблюдения, установленной на РМ КА является круглосуточный контроль за проведением работ на РМ, что позволяет исключить несанкционированный доступ к объектам контроля, улучшает возможность оперативного контроля, сокращает сроки проведения работ и повышает качество изготовления изделия.

#### **Выводы**

Проведенный комплекс работ по определению размещения, состава и конфигурации РМ позволил обеспечить проведение входного контроля, механической установки, а также проведение КЭИ и ВЧИ на одном унифицированном рабочем месте.

Кроме этого, на РМ смонтирована и настроена система контроля теплового поля РПМ, позволяющая в случае возникновения нештатных ситуаций своевременно прекратить загрузку стволы и при необходимости отключить КА.

Конструкторско-технологические решения, принятые в процессе разработки РМ, позволяет проводить испытания изделий тяжелого класса - горизонтально и среднего класса – вертикально при минимальной доработке РМ. Состав и размещение оборудования обеспечивает доступ персонала.

В результате спроектировано, а впоследствии реализовано современное РМ, отвечающее требованиям соблюдения чистых помещений, требованиям безэховости и размещения КПА при условии минимизации длин НКС.

#### **Библиографический список**

1. Электрические испытания космических аппаратов связи как объект научных исследований. Сборник Решетневские чтения. Кочура С.Г. 2017г.

#### **Информация об авторах**

Землянский Василий Викторович, начальник группы отдела главного технолога АО «ИСС», 662972 ул. Ленина 52, Железногорск Красноярского края, телефон +79135859854. Область научных интересов: Сборка и испытания космических аппаратов.

Усова Светлана Евгеньевна, инженер-технолог 1 категории отдела главного технолога «ИСС», 662972 ул. Ленина 52, Железногорск Красноярского края, телефон +79135904564. Область научных интересов: Электрические и высокочастотные испытания космических аппаратов.

### **PRINCIPLES OF CREATION A WORKPOINT FOR COMPLEX ELECTRIC TEST OF PLATFORMS AND SATELLITES.**

© 2021 S.E. Usova, V.V. Zemlyansky

«Academician M.F.Reshetnev» Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region

This article contain factors of configuration searching for workpoints of satellites electric and high-frequency tests.

*Key words: workpoint, satellite, high-frequency and electric test.*

#### **References**

1. Electric testing of communication satellites like the object of science researches. The Reshetnev's readings anthology. Kochura S.G. 2017.

#### **About authors**

Zemlyansky Vasiliy Victorovich, chief of the main technologist department's group AO «ISS», 66297 Lenin street 62 Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, tel. +79135859854. Area of scientific interests: assembly and testing of satellites.

Usova Svetlana Evgenievna, 1 rank engineer-technologist of the main technologist department's group AO «ISS», 66297 Lenin street 62 Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, tel. +79135904564. Area of scientific interests: high-frequency and electric tests.

## ПЕРСПЕКТИВЫ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

© 2021 С.Ю. Балашов, С.В. Спицын, А.В. Товпеко, Е.В. Ульяновкин

АО «РКЦ «Прогресс» – филиал «ОКБ «Спектр», г. Рязань

В статье рассматриваются вопросы эффективного применения современных методов искусственного интеллекта, системного анализа данных и математической статистики к задачам обработки и анализа траекторной телеметрической информации, поступающей с борта летательного аппарата в ходе проведения полигонных испытаний (ракетных пусков). В качестве возможного решения предложен алгоритм интеллектуального детектирования возникновений нештатных и аварийных ситуаций на борту объекта ракетно-космической техники по неявным признакам траекторных отклонений, разработанный на основе методов классификации и распознавания образов. Приведены иллюстрирующий пример расчётов по предложенному алгоритму и оценка точности сделанных классификаций на основе оценок ошибок первого и второго рода.

*Обработка телеметрической информации, траекторные измерения, бортовая навигационная аппаратура потребителя, ТМИ, системный анализ данных.*

Одно из возможных направлений повышения эффективности информационно-аналитического обеспечения полигонных испытаний в части обработки траекторной телеметрии на активном участке траектории заключается в разработке алгоритма интеллектуального детектирования возникновений нештатных и аварийных ситуаций на борту объекта ракетно-космической техники на основе неявных признаков траекторных отклонений (косвенных признаков). Неявными траекторными признаками в данном случае выступают незначительные траекторные отклонения объекта от его априорной (расчетной) траектории в пределах статистической трубки в зоне неопределённости состояний. Первоначальную реализацию такого алгоритма предлагается основывать на хорошо зарекомендовавших себя современных методах машинного обучения и интеллектуального анализа данных. К таким методам относятся «лес» и «дерево» решений, логистическая регрессия, метод k-ближайших соседей. Разработка подобного алгоритма позволит существенно повысить уровень объективности аналитической оценки испытаний за счёт минимизации влияния «человеческого фактора», а также повысит оперативность и уровень автоматизации выработки решений, направленных на предотвращение возможных нежелательных последствий. Расчёты, проводимые согласно такому алгоритму, относятся к задаче классификации  $\mathbf{X} \in \square^{l \times n}$ ,  $\mathbf{y} \in \{0, 1\}^l$ ,  $y = f(\mathbf{x}) = P(Y = 1 | \mathbf{x})$ , результатом решения которой является максимизация функции правдоподобия целевой переменной  $\prod_{i=1}^l P(Y = y_i | x_i) \longrightarrow \max$  с нахождением вероятности отнесения метки целевой переменной к одному из классов, в бинарном случае, позволяющей по принципу «норма/не норма» классифицировать штатные и нештатные состояния объекта.

Состояние объекта ракетно-космической техники на этапе проведения лётного эксперимента контролируется посредством анализа значительного массива контактных и функциональных телеметрических параметров с учетом допускового контроля, т.е. сравнением с эталонными значениями в ручном или автоматическом режиме. Таким образом, с целью оптимизации массива передаваемой измерительной информации имеет смысл рассмотреть возможность контроля состояний объекта на основе косвенных (неявных) траекторных признаков. С целью имитации возникновений нештатных ситуаций и формирования обучающей, валидационной и тестовой выборок, в значения геоцентрических координат, выделяемых из телеметрического кадра БНАП, вносятся синтетические изменения. Посредством этих изменений описываются ситуации, не характерные для

естественного хода лётного эксперимента. Фрагмент описания состояний в координатной форме с внесенными изменениями (курсив) показано в табл. 1. В таблице представлены промежуточные 8 наблюдений из общего траекторного набора. Синтетическая бинарная колонка «alarm» по принципу «норма/не норма» характеризует возможные бортовые ситуации. Добавив переменную состояния  $A$ , зависящую от координат-регрессоров, координатное описание можно привести к бинарному типу, показанному в табл. 2. Переменные  $A(x)$ ,  $A(y)$ ,  $A(z)$  описывают зависимость значения  $A$  от значений соответствующих геоцентрических координат.

Табл. 1 – Координатное описание состояний

time	x	y	z	alarm
73946,5	3921944,516	2057962,123	3756023,510	0
73946,6	3921944,550	2057962,230	3756023,920	1
73946,7	3921944,623	2057962,563	3756023,168	1
73946,8	3921944,672	2057963,805	3756024,102	1
...	...	...	...	...
73954,1	3921944,516	2057964,951	3756023,365	0

Табл. 2 – Бинарное описание состояний

x	y	z	A(x)	A(y)	A(z)
+	-	-	+(a)	+(a)	+(a)
+	-	+	+(a)	+(a)	+(a)
+	-	-	+(a)	+(a)	+(a)
-	+	+	+(a)	+(a)	+(a)
-	-	-	-(n)	-(n)	-(n)
-	-	-	-(n)	-(n)	-(n)
-	-	-	-(n)	-(n)	-(n)
+	+	+	-(n)	-(n)	-(n)

Построение модели первичного классификатора произведём по алгоритму решающего дерева, основанном на снижении критерия энтропии Шеннона (1). Критерий (1) в случае бинарных частотных вероятностей приобретает вид (2):

$$E = -\sum_{i=1}^n p_i \log_2 p_i, \quad (1)$$

$$E = -p_{(+)} \log_2 p_{(+)} - p_{(-)} \log_2 p_{(-)}, \quad (2)$$

Алгоритм повышения точности классификации переменной состояния  $A$  и снижения информационной неопределённости согласно (2) сводится к последовательному и эффективному учёту влияния координат-регрессоров  $x$ ,  $y$ ,  $z$  – расчёту частных энтропий по каждой из координат.

*Этап 1.* Расчет положительных (авария) и отрицательных (штатное функционирование) частотных вероятностей состояний  $p_{(a)i}$ ,  $p_{(n)i}$ , при  $i \in (x, y, z)$ :

$$\begin{aligned}
 A(x_{(+)}) = (+++-) \square \begin{cases} p_{(a)x_{(+)}} = 3/4 = 0,75, \\ p_{(n)x_{(+)}} = 1/4 = 0,25, \end{cases} \quad \text{при } A(x_{(+)}) \subset A(x), \\
 A(x_{(-)}) = (+---) \square \begin{cases} p_{(a)x_{(-)}} = 1/4 = 0,25, \\ p_{(n)x_{(-)}} = 3/4 = 0,75, \end{cases} \quad \text{при } A(x_{(-)}) \subset A(x), \\
 A(y_{(+)}) = (+-) \square p_{(a)y_{(+)}} = p_{(n)y_{(+)}} = 1/2 = 0,5, \quad \text{при } A(y_{(+)}) \subset A(y), \\
 A(y_{(-)}) = (+++---) \square p_{(a)y_{(-)}} = p_{(n)y_{(-)}} = 3/6 = 0,5, \quad \text{при } A(y_{(-)}) \subset A(y), \\
 A(z_{(+)}) = (++-) \square \begin{cases} p_{(a)z_{(+)}} = 2/3 = 0,66, \\ p_{(n)z_{(+)}} = 1/3 = 0,33, \end{cases} \quad \text{при } A(z_{(+)}) \subset A(z), \\
 A(z_{(-)}) = (++----) \square \begin{cases} p_{(a)z_{(-)}} = 2/5 = 0,4, \\ p_{(n)z_{(-)}} = 3/5 = 0,6, \end{cases} \quad \text{при } A(z_{(-)}) \subset A(z),
 \end{aligned} \quad (3)$$

*Этап 2.* Расчёт частных энтропий для каждого из возможных исходов согласно:



$$\begin{aligned}
E_{1x} &= -p_{(a)x_{(+)}} \log_2 p_{(a)x_{(+)}} - p_{(n)x_{(+)}} \log_2 p_{(n)x_{(+)}} , \\
E_{2x} &= -p_{(a)x_{(-)}} \log_2 p_{(a)x_{(-)}} - p_{(n)x_{(-)}} \log_2 p_{(n)x_{(-)}} , \\
E_{1y} &= -p_{(a)y_{(+)}} \log_2 p_{(a)y_{(+)}} - p_{(n)y_{(+)}} \log_2 p_{(n)y_{(+)}} , \\
E_{2y} &= -p_{(a)y_{(-)}} \log_2 p_{(a)y_{(-)}} - p_{(n)y_{(-)}} \log_2 p_{(n)y_{(-)}} , \\
E_{1z} &= -p_{(a)z_{(+)}} \log_2 p_{(a)z_{(+)}} - p_{(n)z_{(+)}} \log_2 p_{(n)z_{(+)}} , \\
E_{2z} &= -p_{(a)z_{(-)}} \log_2 p_{(a)z_{(-)}} - p_{(n)z_{(-)}} \log_2 p_{(n)z_{(-)}} ,
\end{aligned} \tag{4}$$

$$\begin{aligned}
E_{1x} &= -0,75 \log_2(0,75) - 0,25 \log_2(0,25) = 0,81125, \\
E_{2x} &= -0,25 \log_2(0,25) - 0,75 \log_2(0,75) = 0,81125, \\
E_{1y} &= -0,5 \log_2(0,5) - 0,5 \log_2(0,5) = 1, \\
E_{2y} &= -0,5 \log_2(0,5) - 0,5 \log_2(0,5) = 1, \\
E_{1z} &= -0,66 \log_2(0,66) - 0,33 \log_2(0,33) = 0,923, \\
E_{2z} &= -0,4 \log_2(0,4) - 0,66 \log_2(0,66) = 0,971,
\end{aligned} \tag{5}$$

*Этап 3.* Ввод дополнительного критерия прироста информации  $ig_i$  по каждой координате (6):

$$\begin{aligned}
ig_x &= E(A) - E(A|x), \\
ig_y &= E(A) - E(A|y), \\
ig_z &= E(A) - E(A|z),
\end{aligned} \tag{6}$$

$E(A) = 1$  – полная энтропия переменной состояния  $A$ ,

$E(A|x)$ ,  $E(A|y)$ ,  $E(A|z)$  – условные энтропии переменной состояния  $A$ , т.е. критерий неопределённости после учёта влияния координат-регрессоров, рассчитанный для каждой группы  $n$  по принципу – пропорционально общему числу наблюдений в группе  $N = n_1 + n_2$ .

*Этап 4.* Рассчитаем условные энтропии переменной состояния. Для первых 8 наблюдений исходной траекторной выборки будут справедливы выражения:

$$\begin{aligned}
E(A|x) &= E_{1x} \frac{n_{1x}}{N_x} + E_{2x} \frac{n_{2x}}{N_x} = 0,5E_{1x} + 0,5E_{2x}, \text{ при } n_{1x} = n_{2x} = 4, N = 8, \\
E(A|y) &= E_{1y} \frac{n_{1y}}{N_y} + E_{2y} \frac{n_{2y}}{N_y} = 0,75E_{1y} + 0,25E_{2y}, \text{ при } n_{1y} = 6, n_{2y} = 2, N = 8, \\
E(A|z) &= E_{1z} \frac{n_{1z}}{N_z} + E_{2z} \frac{n_{2z}}{N_z} = 0,25E_{1z} + 0,625E_{2z}, \text{ при } n_{1z} = 3, n_{2z} = 5, N = 8,
\end{aligned} \tag{7}$$

*Этап 5.* Посредством (8) выявим наиболее информативную координату для первичного классификационного разбиения:

$$\begin{aligned}
ig_x &= 1 - E(A|x) = 0,18875 \approx 0,19, \\
ig_y &= 1 - E(A|y) = 0, \\
ig_z &= 1 - E(A|z) = 0,143125 \approx 0,14,
\end{aligned} \tag{8}$$

$$ig_x > ig_z > ig_y, \tag{9}$$

Из проведённых расчётов следует, что в отличие от регрессоров  $y$ ,  $z$  учёт координаты  $x$ , помогает снизить значение энтропии  $A$  ( $E(A|x)$ ). Помимо снижения критерия неопределённости отклика, учёт  $x$  также приводит и к увеличению значения критерия информативности  $ig_x = 0,19$  (рис.1).

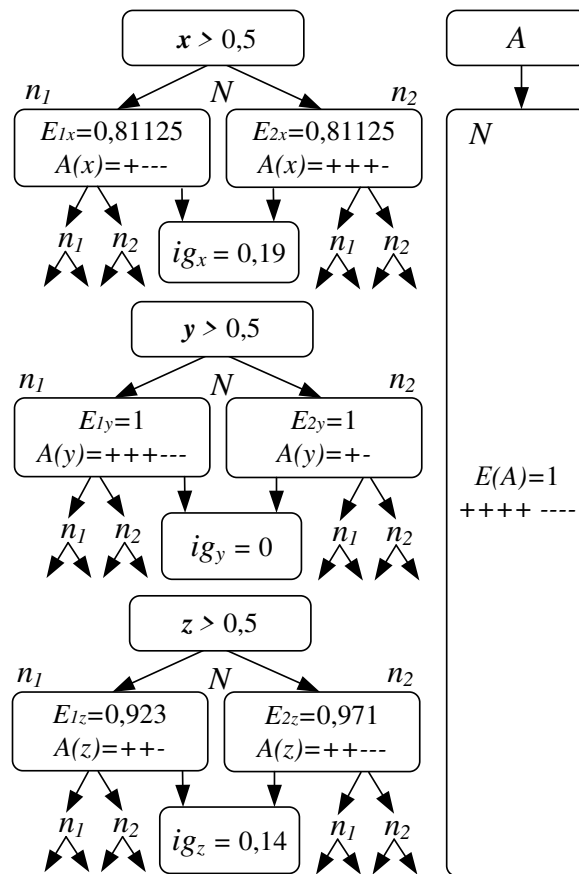


Рис.1 – Снижение критерия неопределённости переменной состояния A за счёт учёта влияния координат-регрессоров x, y, z

Процесс учёта влияния координат-регрессоров с расчётом критериев прироста информации  $ig_i$  продолжается до достижения минимального значения полной энтропии  $E(A)$ , что позволяет безошибочно разделить бинарные наблюдения переменной состояния A на два класса.

Таким образом, алгоритм построения бинарного классификатора сводится к следующим действиям:

*Шаг 1.* В обучающем наборе траекторных данных  $X(x,y,z)$  (обучающей выборке) на основании заранее заданного критерия  $Q(X(x,y,z), j, s)$  находится наилучшее ее разбиение на две части:

$$\begin{cases} R_1(j, s) = \{(x, y, z) | (x, y, z)_j \leq s\} \\ R_2(j, s) = \{(x, y, z) | (x, y, z)_j > s\}. \end{cases}$$

*Шаг 2.* После того как найдены наилучшие значения  $j$  и  $s$ , в соответствии с условием  $[(x, y, z)_j \leq s]$  создаётся корневая вершина дерева классификации.

*Шаг 3.* Родительские объекты разбиваются на две части: часть из них направляется в правое поддерево, остальная часть – в левое.

*Шаг 4.* Для каждой из полученных групп многократно повторяется процедура построения дочерних вершин.

*Шаг 5.* В случае, когда после очередного разбиения выборки на две части в одной из частей оказываются объекты только одного класса, создаётся листовая вершина, описывающая класс попавших в нее объектов.

Результаты расчётов соответствующих метрик точности (precision) и полноты (recall), приведенных к виду ROC-кривой полученного классификатора с показателем  $AUC = 0,85$ , а также матрица сопряженности, позволяющая оценить процент ошибок первого и второго рода, показаны на рис.2.

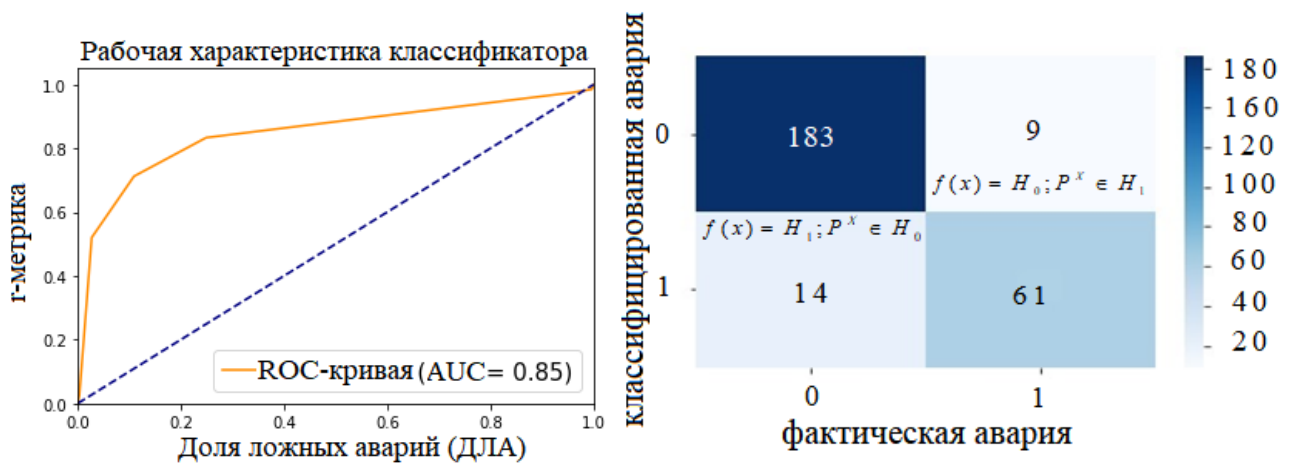


Рис.2 – ROC-кривая полученного классификатора состояний объекта и его матрица сопряженности

Выводы:

1) В результате применения предложенного алгоритма классификации, достигается положительный эффект, заключающийся в возможности оперативного распознавания состояний бортовых систем сложного многопараметрического объекта ракетно-космической техники исходя из неявных признаков отклонений объекта от его априорной траектории.

2) Подтверждена возможность эффективного использования предложенного алгоритма в качестве дополнения к основным методам контроля бортовых состояний, таким как контроль массива параметров цифровой телеметрии. Перспектива его самостоятельного использования в качестве интеллектуального инструментария парирования нештатных ситуаций с запуск аварийных циклограмм также не исключается.

### Библиографический список

1. Богданов А.А., Спицын С.В., Тихомиров С.А. Методы регрессионного анализа в обработке траекторной информации изделий ракетно-космической техники // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2020. №74. С. 80-88. DOI:10.21667/1995-4565-2020-74-80-88
2. Спицын С.В., Товпеко А.В., Тихомиров С.А. Алгоритм обработки траекторных измерений при проведении ракетных пусков // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2019. № 70. С. 118-126. DOI: 10.21667/1995-4565-2019-70-118-126
3. Балашов С.Ю., Спицын С.В. Особенности обработки, анализа и представления траекторных измерений при проведении пусков изделий РКТ // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2019. №69. С. 175-184. DOI:10.21667/1995-4565-2019-69-175-184

### Информация об авторах

**Балашов Сергей Юрьевич**, ведущий инженер-конструктор отдела 4370, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» – филиал «ОКБ «Спектр», Россия, 390005, г. Рязань, ул. Гагарина, 59а, Телефон (4912)76-86-79. Область научных интересов: испытания образцов ракетной техники.

**Спицын Сергей Владимирович**, ведущий инженер-конструктор отдела 4370, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» – филиал «ОКБ «Спектр», Россия, 390005, г. Рязань, ул. Гагарина, 59а, Телефон (4912)76-86-79. Область научных интересов: разработка программного обеспечения и системный анализ данных.

**Товпеко Александр Владимирович**, главный конструктор проекта отдела 4370, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» – филиал «ОКБ «Спектр»,

Россия, 390005, г. Рязань, ул. Гагарина, 59а, Телефон (4912)76-86-79. Область научных интересов: организация технологических процессов полигонных испытаний.

**Ульянкин Евгений Валерьевич**, инженер-программист отдела 4370, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» – филиал «ОКБ «Спектр», Россия, 390005, г. Рязань, ул. Гагарина, 59а, Телефон (4912)76-86-79. Область научных интересов: разработка программного обеспечения и системный анализ данных.

## PROSPECTS FOR TELEMETRIC DATA PROCESSING USING MACHINE LEARNING METHODS

© 2021 S. Y. Balashov, S. V. Spitsyn, A. V. Tovpeko, E. V. Ulyankin

JSC SRC Progress - department of special design bureau «Spectrum», Ryazan

The article focuses on the issues of effective application of modern methods of artificial intelligence, system analysis of data and mathematical statistics to the problems of processing and analysis of trajectory telemetric information received from the aircraft during field tests (rocket launches). As a possible solution, an algorithm for intelligent detection of emergencies on board of rocket and space technology by implicit signs of trajectory deviations, developed on the basis of classification and pattern recognition methods, is proposed. An illustrative example of calculations by the proposed algorithm and an estimate of the accuracy of the classifications made on the basis of estimates of errors of the first and second kind are given.

*Processing of telemetric information, trajectory measurements, on-board navigation equipment, TMI, system data analysis.*

### References

1. Bogdanov A.A., Spitsyn S.V., Tikhomirov S.A. Regression analysis methods in trajectory information processing for rocket and space technology products. Vestnik Rjazanskogo gosudarstvennogo radiotekhnicheskogo universiteta. 2020, no. 74, pp. 80-88 (in Russ.). DOI: 10.21667/1995-4565-2020-74-80-88

2. Spitsyn S. V., Tovpeko A.V., Tikhomirov S.A. The algorithm for trajectory measurement processing when carrying out of rocket launches. Vestnik Rjazanskogo gosudarstvennogo radiotekhnicheskogo universiteta. 2019, no. 70, pp. 118-126 (in Russ.). DOI: 10.21667/1995-4565-2019-70-118-126

3. Balashov S. V., Spitsyn S. V. Processing, analysis and presentation features of trajectory measurements during rocket launches. Vestnik Rjazanskogo gosudarstvennogo radiotekhnicheskogo universiteta. 2019, no. 69, pp. 175-184 (in Russ.). DOI:10.21667/1995-4565-2019-69-175-184

### About the authors

**Sergey Y. Balashov**, lead engineer, JSC «SRC «Progress»- department of special design bureau «Spectrum», Ryazan, Russia; 390005, Ryazan, st. Gagarina, 59a, ph. (4912) 76-86-79. Area of research: testing of rocket technology samples.

**Sergey V. Spitsyn**, lead engineer, JSC «SRC «Progress»- department of special design bureau «Spectrum», Ryazan, Russia; 390005, Ryazan, st. Gagarina, 59a, ph. (4912) 76-86-79. Area of research: software developing and system data analysis.

**Alexander V. Tovpeko**, chief designer of the project, JSC «SRC «Progress»- department of special design bureau «Spectrum», Ryazan, Russia; 390005, Ryazan, st. Gagarina, 59a, ph. (4912) 76-86-79. Area of research: organization of technological processes for field tests.

**Evgeniy V. Ulyankin**, programmer, RSREU, design engineer, JSC «SRC «Progress»- department of special design bureau «Spectrum», Ryazan, Russia; 390005, Ryazan, st. Gagarina, 59a, ph. (4912) 76-86-79. Area of research: software developing and system data analysis.

## РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОСНАТКИ ДЛЯ ОЦЕНКИ НЕЛИНЕЙНЫХ ЗВУКОИЗОЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВЫХ ПАНЕЛЕЙ СБОРОЧНО-ЗАЩИТНОГО БЛОКА

© 2021 П.А. Попов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

Для проведения экспериментов по определению нелинейных звукоизоляционных характеристик элементов конструкции сборочно-защитного блока (СЗБ) в акустической камере высокого уровня РККЭ возникла необходимость в разработке экспериментальной оснастки, выполняющей с одной стороны роль камеры низкого уровня, а с другой предполагалось, что её конструкция будет дублировать интерференционную картину внутри СЗБ напротив солнечной панели космического аппарата (КА). Математическая модель, лежащая в основе получения проектных параметров оснастки, основана на оценке энергий падающих и переотражающихся акустических потоков от различных преград с учётом их рассеяния и поглощения в диапазонах частот выше частоты Маера. В итоге, физическая задача сводится к математической модели суммирования сходящихся математических рядов, сходимость которых предопределяется пространственными масштабами области внутри исследуемого объёма и коэффициентами звукопоглощения. В результате получены данные, которые подтверждают нелинейное поведение звукоизоляции конструкции разных силовых панелей при передаче внешнего акустического давления под экспериментальную панель, в тоже время имеются общие закономерности в нелинейности параметров перепада акустического давления. Выявленные закономерности позволили провести анализ звукоизоляции трёх экспериментальных образцов при их эксплуатационном акустическом нагружении.

*Проектные параметры оснастки, конечно-элементное моделирование, акустические испытания, оценка нелинейного поведения звукоизоляции*

При адаптации полезной нагрузки «Научно-энергетический модуль» (НЭМ) разработки ПАО «РККЭ» к ракете-носителю (РН) «Протон-М» возникла необходимость в выполнении требований по условиям эксплуатации НЭМ под сборочно-защитным блоком (СЗБ) разработки АО «РКЦ «Прогресс» с точки зрения акустических нагрузок. В этой связи был запланирован и выполнен комплекс работ, направленных на решение следующих задач: 1) выбор проектных параметров оснастки для проведения акустических испытаний; 2) разработка чертежей, 3D-моделей и конечно-элементных моделей, проведение численного эксперимента для подтверждения проектных параметров оснастки и СЗБ; 3) проведение лабораторных экспериментов; 4) оценка нелинейного поведения характеристик звукоизоляции; 5) разработка технического отчета, в котором даётся заключение о возможности эксплуатации СЗБ с НЭМ с точки зрения выполнения требований по акустическим нагрузкам.

Нужно отметить, что вопросам прогнозирования акустического нагружения посвящены работы Мунина А. Г., Ефимцова Б.М., Зверева А. Я., Боголепова И. И., Иванова Н. И., Лазарева Л. А., Горшкова А.Г., Григолюка Э. И., Шендерова Е. Л., Valena F.J., Barton C.K., Grosveld F.W., Feit D и др. В исследованиях специалистов ЦАГИ Мунина А. Г., Ефимцова Б.М., Зверева А. Я., Лазарева Л. А. решались задачи снижения шума в отсеках летательных аппаратов (в том числе РН и СЗБ). Результаты их исследований содержат обширную информацию о характеристиках обечаек и звукоизолирующих материалов для отсеков, таких как звукоизоляция (ЗИ), коэффициенты звукопоглощения, механических потерь, постоянных затухания и постоянных распространения. Однако в этих работах отсутствуют данные о влиянии нелинейных звукоизолирующих свойств конструкции СЗБ. В работах Боголепова И. И., Valena F.J., Barton C.K., Grosveld F.W., Feit D рассматривались вопросы получения параметров звукоизоляции конструкции судов и летательных аппаратов, но в недостаточной мере освещены способы проектирования оснастки для проведения акустических испытаний. Например, в монографии Боголепова И. И. [1] представлен способ измерения звукоизоляции

плоских конструкций реверберационным методом с помощью звукомерных камер, представляющих собой две камеры высокого и низкого уровня (КВУ и КНУ), изображённые на рис.1, между которыми устанавливается исследуемый образец. В КВУ создается диффузное реверберационное акустическое поле (много раз переотражённые акустические волны), после чего производятся измерения акустического давления в обеих камерах, по разнице уровней шума в каждой камере оценивается звукоизоляция конструкции. Способ включает фиксацию исследуемой конструкции, мобильность камер, установленных на колёса, позволяет испытывать протяжённые образцы конструкции.

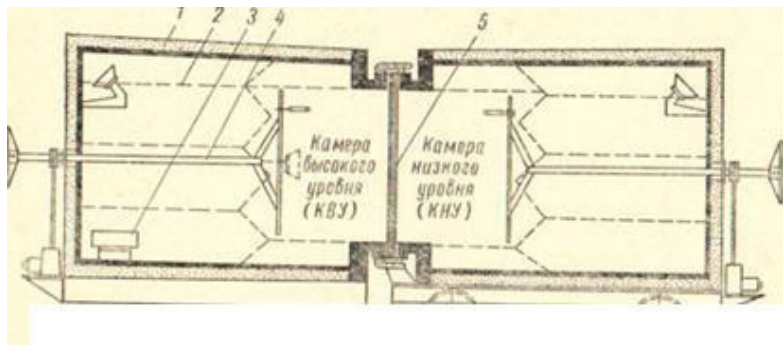


Рис. 1 – Экспериментальная установка для измерения звукоизоляции:  
 1 – корпус камеры, 2 – звукопоглотители камеры, 3 – генератор шума,  
 4 – поворотное-выдвижное устройство, 5 – испытуемая преграда в экспериментальном окне

Недостатком описанного способа является отсутствие возможности учёта интерференции акустических волн внутри КНУ, соответствующей условиям СЗБ, так как её объем и акустические свойства не соответствуют аналогичным факторам изделия, в монографии не приведены данные по оценкам нелинейного поведения звукоизоляционных характеристик с помощью данной установки.

Известен способ испытания конструкций в канале бегущей волны (КБВ) [2], представляющий собой сборку, изображённую на рис. 2, состоящую из воздушного модулятора (1), экспоненциальных рупоров (2), (4), бокса со звукопоглощающими стенками для ослабления воздействия звука на обратную сторону испытуемой панели (5). При испытаниях в КБВ панель нагружается непосредственно прямым полем источника шума, при этом при испытаниях в прямом поле с помощью КБВ конструкция может быть установлена либо по касательной под определённым углом, либо по нормали к направлению излучения звука.

Недостатками известного способа является то, что полость КБВ за исследуемой панелью не может соответствовать реальной конструкции изделия с его звукопоглощающими свойствами (проблема граничных условий), кроме этого геометрия установки создаёт сильные стоячие волны с внешней стороны образца, что может существенно исказить результат эксперимента, в работе не приведены данные по оценкам нелинейного поведения звукоизоляционных характеристик с помощью данной установки.

Наиболее достоверным способом оценки звукоизоляционных характеристик можно назвать использование уменьшенной модели конструкции, например, представленной на рис. 3, с помощью КВУ большого объёма, в которой возможно проведение испытаний модели изделия целиком либо крупного узла [3]. Данный способ позволяет лучше понять физику формирования акустического поля внутри исследуемого объекта, избавиться от несуществующих в реальной конструкции и определить наиболее значимые по энергетике формы колебаний.

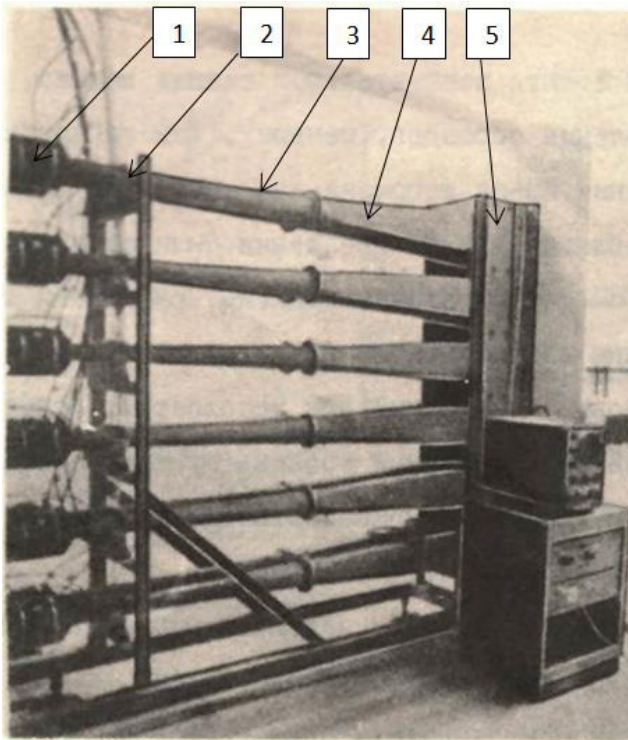


Рис. 2 – Установка бегущей волны фирмы Локхид (Джорджия): 1 – воздушный модулятор, 2 – рупор, 3 – рабочая часть, 4 – рупор, 5 – бокс испытательной секции с экспериментальной панелью внутри

Недостатками данного способа являются большие материальные затраты и технические сложности при разработке модельных конструкций, так как в космической технике используются довольно тонкие конструкции, при модельных исследованиях требуется проведение пропорционального уменьшения не только габаритов изделия, но и толщин конструкций, что не всегда реализуемо.

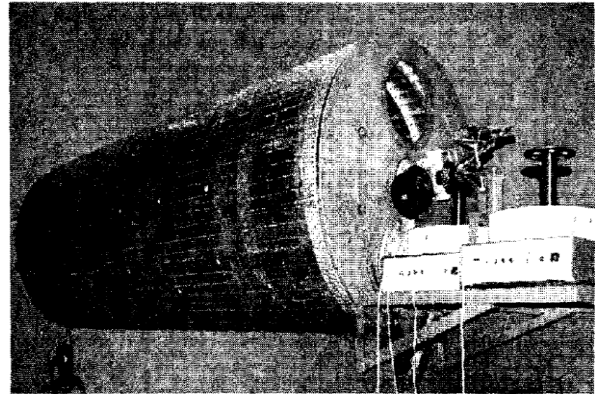


Рис. 3 – Модельный отсек фюзеляжа самолёта в КВУ

В работе представлен новый научный подход в проектировании оснастки для оценки нелинейных акустических характеристик элементов конструкции изделий РКТ, позволивший уточнить уровни акустического нагружения под сборочно-защитным блоком для Научно-энергетического модуля разработки ПАО «РККЭ» (СЗБ для НЭМ) и выполнить требования технического задания по данному СЗБ.

Представленные в работе формулы и методика основаны на вычислении акустической энергии внутри экспериментальной оснастки с учётом её габаритов и габаритов исследуемой конструкции, представляющей из себя сегмент обечайки изделия. Суть подхода заключается не в решении волновых уравнений (модального метода), эффективно использующихся в задачах низкочастотной акустики, а в энергетической оценке падающих и переотражающихся акустических потоков от различных преград с учётом их рассеяния и поглощения в диапазонах частот выше частоты Маера. В итоге, физическая задача сводится к математической модели суммирования сходящихся математических рядов, сходимость которых предопределяется пространственными масштабами области внутри исследуемого объёма и коэффициентами звукопоглощения. Найденная сумма представляет собой полную функцию интенсивности акустической энергии исследуемого объекта. Представленный подход является легко реализуемым на практике инженерно-техническими работниками в вычислительных программах, находящихся в свободном доступе, например Excel.

Научная новизна и практическая значимость работы состоят в следующем: 1. Создание математической модели оценки влияния оснастки на результат эксперимента; 2. Разработка способа оценки акустического нагружения внутри объекта (СЗБ) при его высокоинтенсивном внешнем акустическом нагружении; 3. Разработка методики оценки нелинейных звукоизоляционных характеристик конструкции изделий ракетно-космической техники.

Математическая модель оценки влияния оснастки на результат эксперимента получена исходя из следующих рассуждений. Предположим, что поверхность испытываемой панели площадью  $S_1$ ,  $m^2$  излучает во внутреннее пространство акустическую энергию

интенсивностью  $I_1, \text{Вт/м}^2$  тогда соответствующую акустическую мощность,  $N_1, \text{Вт}$  можно представить через поток акустической энергии проходящей через  $S_1, \text{м}^2$  [1]:

$$N_1 = \iint_{S_1} I_1 ds.$$

Тоже самое справедливо для экспериментальной оснастки, если соответствующим параметрам присвоить индекс 2. Тогда суммарная акустическая мощность,  $N_\Sigma, \text{Вт}$  внутри оснастки запишется:

$$N_\Sigma = \iint_{S_1} I_1 ds + \iint_{S_2} I_2 ds. \quad (1)$$

Предположим, что вследствие диффузности акустического поля, воздействие на все элементы конструкции оснастки и экспериментальной панели с внешней стороны одинаковые по амплитуде (выполняется принцип диффузности в реверберационной камере), поделив получившееся выражение (1) на пороговое значение мощности  $N_0=10^{-12} \text{Вт}$ , раскрывая знаки интегрирования и переходя к логарифмическим величинам, получим для уровня акустической мощности,  $L_\Sigma, \text{дБ}$ :

$$L_\Sigma = 10 \lg \frac{I_1 S_1 + I_2 S_2}{N_0}.$$

Фактор влияния оснастки на результат эксперимента,  $\Delta, \text{дБ}$  определим следующим образом:

$$\Delta = L_\Sigma - L_1 = 10 \lg \left( 1 + \frac{I_2 S_2}{I_1 S_1} \right), \quad (2)$$

где  $L_1 = 10 \lg \left( \frac{I_1 S_1}{N_0} \right)$  - акустическая мощность, излучаемая только экспериментальной панелью.

Для оценки величины  $\Delta, \text{дБ}$  рассмотрим процесс распространения потока энергии акустических волн между двумя поверхностями, как это показано на рис. 4. При этом, одна из поверхностей (1), через которую проходит поток акустической энергии является неоднородной, часть ее площади (в центре) имитирует экспериментальную панель, остальное – переходной элемент оснастки, поверхность (2) – основание экспериментальной панели.

Оценим падающие и отражённые звуковые энергии сначала для однородной поверхности. Для этого предположим, что поверхность (1) излучает во внутреннее пространство акустическую энергию мощностью  $N, \text{Вт}$ , тогда интенсивность поля в точке на поверхности (1):

$$J = \frac{N}{a_1 b_1}. \quad (3)$$

где  $a_1$  – размер поверхности (1) в направлении оси  $z, \text{м}$ ;  $b_1$  – размер поверхности (1) в направлении оси  $x, \text{м}$ .



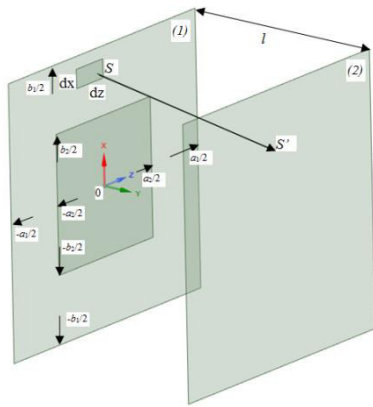


Рис. 4 – Распространение потока акустической энергии между двумя поверхностями

Акустическая мощность,  $dN_1$ ,  $Bm$  излучаемая элементарной площадкой  $ds$ ,  $m^2$  из (3) представится в виде:

$$dN_1 = \frac{N}{a_1 b_1} ds = \frac{N}{a_1 b_1} dx dz. \quad (4)$$

Поток акустической энергии, прошедшей через  $ds$ ,  $m^2$  прошел путь  $SS'$ :

$$|SS'|^2 = x^2 + z^2 + l^2,$$

где  $x$ ,  $z$  – координаты, по которым производят интегрирование,  $m$ ;  $l$  – расстояние между поверхностями (1) и (2),  $m$ .

Интенсивность звука  $J$ ,  $Bm/m^2$  на поверхности (2) с учётом рассеяния стала равной:

$$J = \int_{-\frac{a_1}{2}}^{\frac{a_1}{2}} \int_{-\frac{b_1}{2}}^{\frac{b_1}{2}} \frac{N}{a_1 b_1 |SS'|^2} dx dz. \quad (5)$$

Интегрирование (5) производится по размеру поверхности (1), исходя из рис. 4. После многократных отражений от поверхности (1) и (2) суммарная интенсивность звука,  $J_1$ ,  $Bm/m^2$  стала равной:

$$J_1 = \sum_{i=1}^{\infty} \int_{-\frac{a_1}{2}}^{\frac{a_1}{2}} \int_{-\frac{b_1}{2}}^{\frac{b_1}{2}} \frac{N(1-\alpha_1)^{2(i-1)}(2-\alpha_1)}{a_1 b_1 (2i-1)(x^2 + z^2 + l^2)} dx dz, \quad (6)$$

где  $\alpha_1$ - коэффициент поглощения плоскостей (1) и (2);  $i$  – индекс, по которому производится суммирование.

Если рассматривать неоднородную поверхность с двумя неоднородностями, то формула (6) преобразуется к виду:

$$J_1 = \sum_{i=1}^{\infty} \frac{(1-\alpha_1)^{2(i-1)}(2-\alpha_1)}{(2i-1)} \left( 2 \int_{-\frac{a_1}{2}}^{\frac{a_1}{2}} \int_{-\frac{b_1}{2}}^{\frac{b_1}{2}} \frac{N_1}{a_1 b_1 (x^2 + z^2 + l^2)} dx dz + \right. \\ \left. + 2 \int_{-\frac{a_2}{2}}^{\frac{a_2}{2}} \int_{-\frac{b_2}{2}}^{\frac{b_2}{2}} \frac{N_1}{a_1 b_1 (x^2 + z^2 + l^2)} dx dz \right) + I_1, \quad (7)$$

$$I_1 = \sum_{i=1}^{\infty} \int_{-\frac{a_2}{2}}^{\frac{a_2}{2}} \int_{-\frac{b_2}{2}}^{\frac{b_2}{2}} \frac{N_2 (1-\alpha_1)^{i-1} (1-\alpha_2)^{i-1} (2-\alpha_1)}{a_1 b_1 (2i-1)(x^2 + z^2 + l^2)} dx dz, \quad (8)$$

$$N_2 = N_1 I_0^{(R_1 - R_2)/10}$$

где  $\alpha_1$ - коэффициент поглощения плоскостей (1) и (2);  $\alpha_2$  – коэффициент поглощения экспериментальной панели;  $N_2$  – мощность акустического потока напротив экспериментальной панели,  $Bm$ ;  $N_1$  – мощность акустического потока напротив плоскости (1),  $Bm$ ;  $R_1$  – локальная звукоизоляция плоскости (1),  $dB$ ;  $R_2$  – локальная звукоизоляция экспериментальной панели,  $dB$ ;

Интегрирование производится по площади излучения панели (1) и экспериментальной панели, исходя из рис. 4. Подобные выражения для интенсивностей других граней оснастки  $J_2$ ,  $Bm/m^2$  и  $J_3$ ,  $Bm/m^2$  можно написать также для остальных противоположных граней оснастки:

$$J_2 = 2 \sum_{i=1}^{\infty} \int_{-\frac{a_1}{2}}^{\frac{a_1}{2}} \int_0^l \frac{N_1(1-\alpha_1)^{2(i-1)}(2-\alpha_1)}{a_1 l(2i-1)(x^2+z^2+b_1^2)} dy dz, \quad (9)$$

$$J_3 = 2 \sum_{i=1}^{\infty} \int_{-\frac{b_1}{2}}^{\frac{b_1}{2}} \int_0^l \frac{N_1(1-\alpha_1)^{2(i-1)}(2-\alpha_1)}{b_1 l(2i-1)(x^2+z^2+a_1^2)} dy dx, \quad (10)$$

Проведём оценку фактора влияния оснастки на эксперимент  $\Delta$ ,  $\partial B$  из формулы (2). Для получения величины  $I_2$ ,  $Vm/m^2$  представляющей собой суммарную акустическую интенсивность внутри оснастки с неоднородными стенками просуммируем интегралы (7), (9), (10). Интенсивность акустического шума, прошедшего через экспериментальную панель оценивается по формуле (8). Тогда требование (2) запишется в виде:

$$\Delta = 10 \lg \left( 1 + \frac{((J_1 - I_1) + J_2 + J_3) S_2}{I_1 S_1} \right). \quad (11)$$

Для решения задачи нахождения нелинейных звукоизоляционных характеристик конструкции предполагалось использование КВУ, в которой устанавливается экспериментальная оснастка, представляющая из себя металлический короб, с экспериментальным окном (ЭО), в которое помещается испытуемый образец, как это показано на рис. 5.

Глубина оснастки равна среднему расстоянию от обечайки до конструкции солнечных батарей КА, что учитывает процессы интерференции происходящие между СЗБ и КА.

Для проверки точности перед началом экспериментов с установленной на транспортировочной тележке оснасткой производится пробный эксперимент с крышкой-заглушкой, имеющей повышенную звукоизоляцию по сравнению с испытуемой конструкцией, установленной в экспериментальное окно оснастки. Конструкция крышки-заглушки и оснастки разрабатывается из материала АМГ6 толщиной 30 мм. Данная процедура необходима для подтверждения отсутствия значительного влияния оснастки на результат эксперимента.

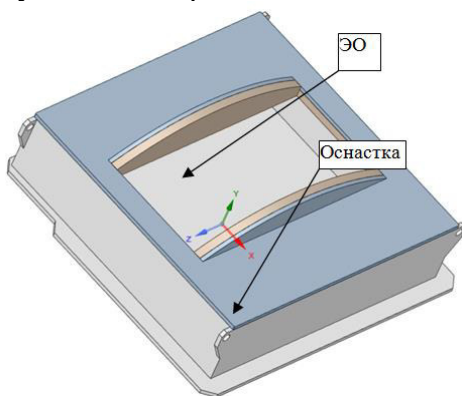


Рис. 5 – Экспериментальная оснастка

В случае успешного пробного эксперимента с крышкой-заглушкой проводятся испытания образцов конструкции изделия. Для снижения влияния прохождения шума в зоне прилегания конструкции к оснастке, предполагается установка трёх переходных элементов, изображенных на рис. 6 и представляющих собой конструкции, разработанные из материала АМГ6 толщиной 30 мм с установленным на ее внутренней поверхности пакета ЗПМ в виде двух слоёв пенополиуретана эластичного марки Е35 толщиной по 30 мм каждый, слоя материи облицовочной АЗТс и слоя фольги ДПРМ 0,02 АД1.

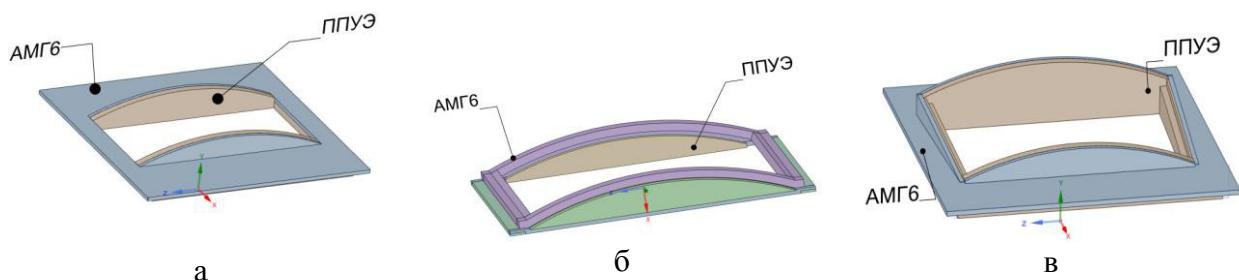


Рис. 6 – Переходные элементы оснастки для сегмента цилиндрической части исследуемой конструкции с поверхностной площадью меньшей по сравнению с площадью сечения полости оснастки (а); для сегмента цилиндрической части исследуемой конструкции с поверхностной площадью соизмеримой площади сечения полости оснастки (б); для сегмента конической части исследуемой конструкции (в)

Вычисления по формуле (11) показывают, что фактор влияния оснастки на результат эксперимента будет менее 1 дБ (от 3 до 5 % в различных полосах частот), если, например, предлагаемая конструкция оснастки с заглушкой будет представлять из себя металлический короб, выполненный из материала АМГ6 с толщиной стенок 30 мм с нанесённым на их внутренние поверхности ППУЭ толщиной 60 мм, что позволяет снизить воздействие поперечных модальных составляющих акустического давления.

Правильность выбора предложенных конструктивных характеристик оснастки была подтверждена путём расчётов в «Ansys-Mechanical» для различных элементов конструктивных зон СЗБ (головного обтекателя (ГО), опорного отсека (ОпО), переходного отсека (ПхО)). На рис. 7 представлены эпюры распространения акустических волн на различных частотах, при этом акустическая нагрузка задавалась по всей внешней поверхности панелей и оснастки.

Рис. 7 свидетельствует о том, что основная доля акустической энергии проходит через экспериментальные панели ГО, ОпО, ПхО, а не через оснастку, что говорит о правильности выбранных конструктивных решений.

Экспериментальные исследования проводились в реверберационной камере объёмом 1000 м<sup>3</sup> ПАО «РККЭ». Испытаниям подвергались те же три образца от различных конструктивных зон СЗБ НЭМ - ГО, ОпО, ПхО, представляющие собой сегменты двух цилиндрических (ГО и ОпО) и одной конической оболочки (ПхО).

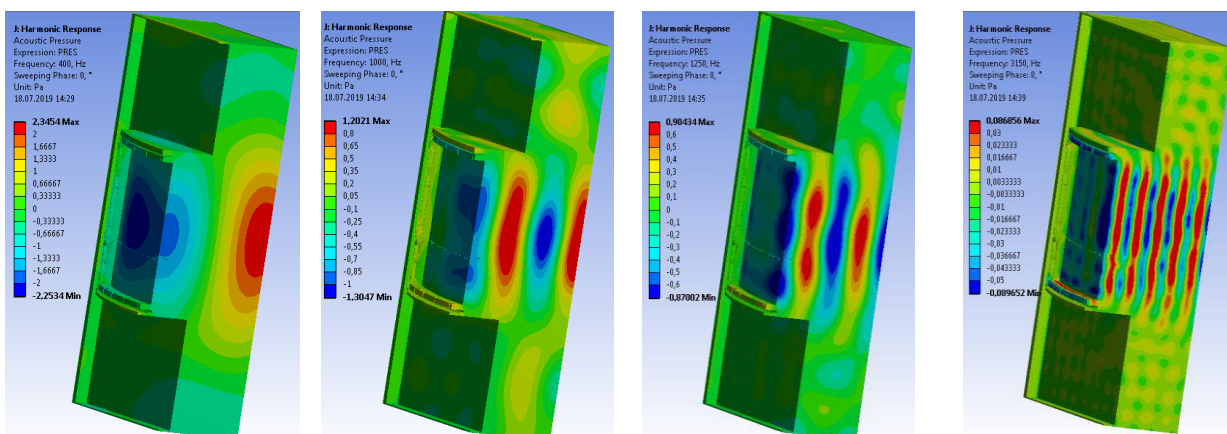
Вычислялись характеристики изменения звукоизоляции,  $\Delta R$  панели при изменении уровней внешнего акустического давления,  $\Delta L$  относительно некоторого минимального уровня, который был реализован при испытаниях. После чего строились линии тренда по формулам:

$$\Delta R = a + b\Delta L,$$

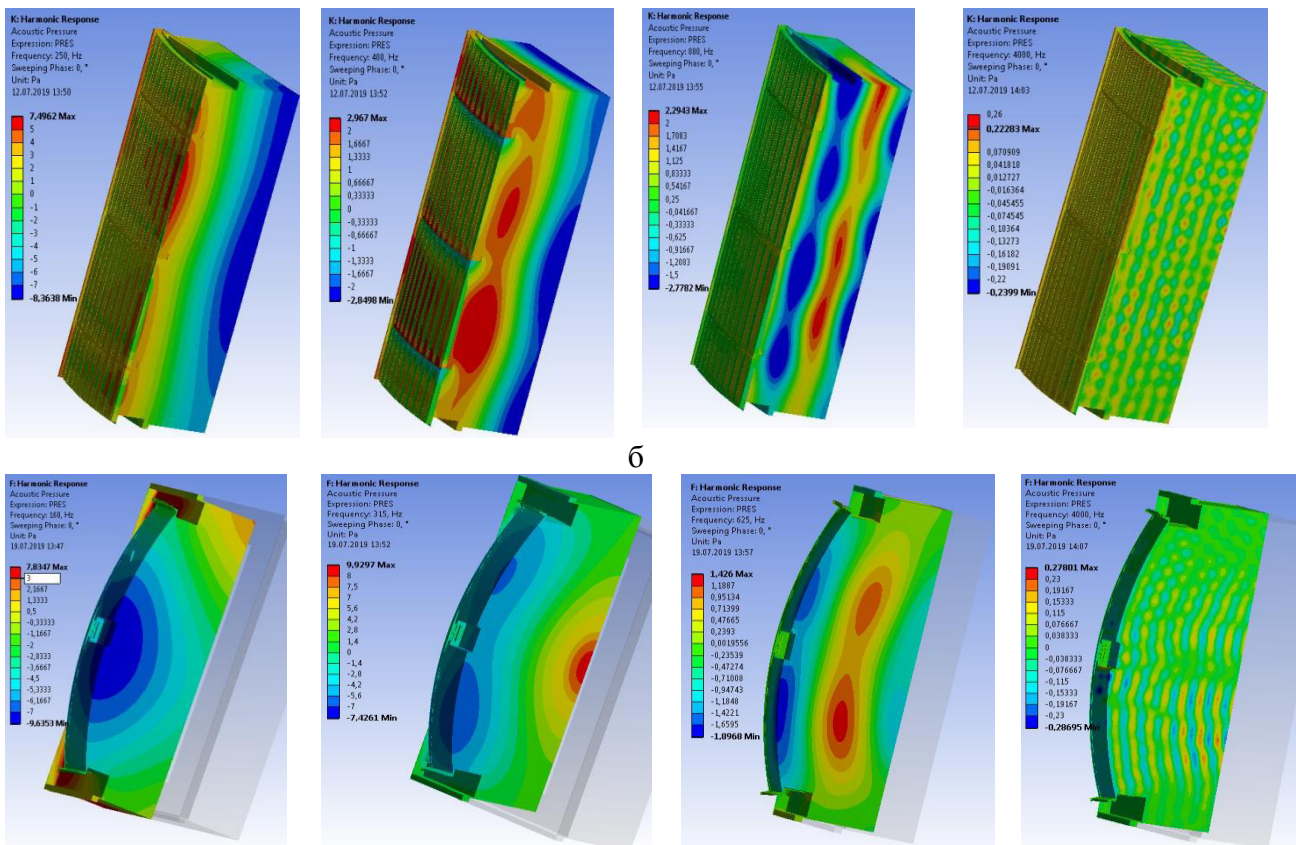
$$b = \frac{\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta r_j \Delta l_j - \left(\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta r_j\right) \left(\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta l_j\right)}{\left(\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta l_j^2\right) - \left(\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta l_j\right)^2},$$

$$a = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta r_j - b \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta l_j,$$

где  $\Delta r_j$  – временная реализация изменения уровня звукоизоляции;  $\Delta l_j$  – временная реализация изменения уровня внешнего акустического давления;  $a, b$  – коэффициенты линии тренда.



а



б

В

Рис. 7 – Эпюры распространения акустических волн внутри экспериментальной оснастки на различных частотах для соответствующих панелей:  
а – ГО, б – ОпО, в – ПхО

По полученным в результате эксперимента линиям тренда оценивались, в том числе, звукоизоляционные характеристики, соответствующие режимам, которые невозможно реализовать в имеющейся акустической камере.

Данные свидетельствуют о том, что параметр  $\Delta R, \text{дБ}$  принимает как положительные, так и отрицательные значения при увеличении нагружения  $\Delta L, \text{дБ}$ . В тоже время наклон линии тренда показывает характер нелинейности параметров ЗИ в исследуемой полосе частот и позволяет предположить дальнейшее изменение звукоизоляционной способности при увеличении внешних акустических нагрузок, которые не были реализованы в лабораторных условиях, но ожидаются при натурных испытаниях изделия.

На рис. 8 представлено изменение угла  $\alpha$  линий тренда от частоты при испытаниях экспериментальных панелей. Как можно видеть, наблюдается увеличение угла до значений соответствующих полосе с центральной частотой 63 Гц и далее происходит его спад в плоть до отрицательных значений, что говорит о снижении влияния эффекта положительного тренда на высоких частотах. На рис. 9 изображено изменение ЗИ при увеличении уровня акустического давления на 20 дБ.

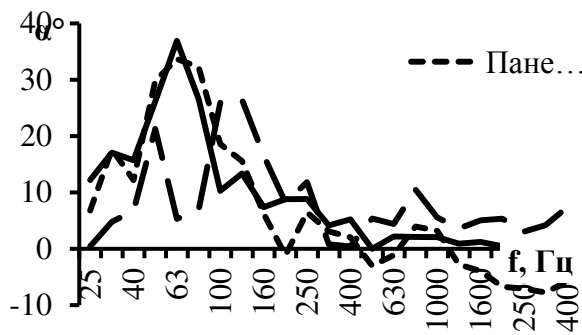


Рис. 8 – Изменение угла линии тренда

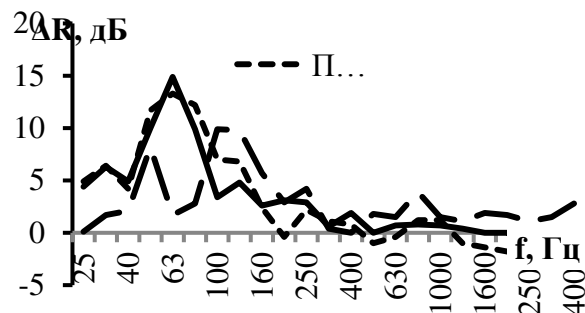


Рис. 9 – Изменение ЗИ при увеличении уровня акустического давления на 20 дБ

Данные рис. 8, 9 свидетельствуют об общих закономерностях изменения звукоизоляции для различных конструкций. Как можно видеть, имеется ряд частотных диапазонов, в рамках которых наблюдается увеличение угла линии тренда в изменении ЗИ, для панелей ГО и ПхО таковыми являются диапазоны с центральными частотами до 63 Гц, для панели ОпО – до 50 и до 100 Гц. Далее наблюдается уменьшение угла линии тренда изменения ЗИ до значения, соответствующего диапазону с центральной частотой 200 Гц, после чего угол изменяется незначительно и даже может принимать отрицательные значения.

Проведём оценку звукоизоляции конструкции экспериментальной панели ГО, при его *высоком* акустическом нагружении с суммарным среднеквадратическим уровнем 162 дБ, отметим при этом, что при лабораторных испытаниях по ряду 1/3-октавных диапазонов амплитудные значения не были достигнуты, но при анализе результатов были получены линии положительного и отрицательного тренда, позволяющие провести необходимую оценку. Оценка точности проведенных расчётов по экспериментальным данным выполним следующим образом. Рассмотрим две системы координат:  $(\Delta L, \Delta R)$  - старая система координат, в которой записывались результаты экспериментов,  $(\Delta L', \Delta R')$  – новая система координат, в которой  $\Delta L'$  – ось, совпадающая с линией тренда,  $\Delta R'$  – ось перпендикулярная к  $\Delta L'$ . Тогда координаты точек  $(\Delta L_i, \Delta R_i)$  старой системы координат можно пересчитать в координаты точек  $(\Delta L'_i, \Delta R'_i)$  новой системы координат по формулам [4]:

$$\Delta L'_i = \Delta L_i \cos(\alpha) + \Delta R_i \sin(\alpha),$$

$$\Delta R'_i = -\Delta L_i \sin(\alpha) + \Delta R_i \cos(\alpha),$$

где  $\alpha$  – углы, приведенные на рисунке 11.

Оценка среднеквадратических отклонений результатов эксперимента от линии тренда проведём по формуле:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta R'_i)^2}{n}},$$

где для панели ГО  $n=151$ .

Результаты оценки среднеквадратических отклонений представлены на рис. 10. На рис. 11 представлены значения звукоизоляции при минимальном и максимальном уровнях внешнего акустического нагружения и найденные значения звукоизоляции при целевом уровне внешнего акустического нагружения.



Рис. 10 – Результаты оценки среднеквадратических отклонений



Рис. 11 – Значения звукоизоляции при минимальном, максимальном и целевом уровнях внешнего акустического нагружения

Как показано на рис. 11, предложенная оценка позволила предсказать рост ЗИ при целевом уровне акустического нагружения в диапазонах с центральными частотами от 25 до 125 Гц до значений близких к ЗИ, соответствующей максимальному внешнему нагружению, для более высоких частот полученные значения ЗИ оказались близки к значениям ЗИ, соответствующим линейным законам звукоизолирующих преград. Точность проведенных результатов оценивается по величине  $\sigma$ , дБ, представленной на рис. 10.

### Библиографический список

1. Боголепов И.И. Промышленная звукоизоляция/ Ленинград: Судостроение, 1986.- 367 с.
2. Sims D. Acoustic Simulation of the flight vibration environment. J.Env.Sci., 1979, III, p.27-29.
3. Зверев А. Я. Акустическое поле в модельном отсеке фюзеляжа самолёта при его возбуждении диффузным звуковым полем. Издательский отдел ЦАГИ. Труды ЦАГИ. Выпуск 2681 «Авиационная акустика», 2009 г., с. 94-99
4. Выгодский М. Я. Справочник по высшей математике/Москва: Наука, 1973.-872с.

### Сведения об авторах

**Попов Павел Александрович**, кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор отдела нагрузок АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8(846) 228-59-61, e-mail: banduir@rambler.ru. Область научных интересов: акустика, звукоизоляция, динамика изделий ракетно-космической техники.

## DEVELOPMENT OF EXPERIMENTAL EQUIPMENT FOR THE ASSESSMENT OF NONLINEAR SOUND-PROOF CHARACTERISTICS OF ELEMENTS OF POWER PANELS OF THE ASSEMBLY AND PROTECTIVE BLOCK

© 2021 P. A. Popov

JSC «SRC «Progress», Samara

For carrying out experiments by definition of nonlinear sound-proof characteristics of elements of the design of the assembly and protective block (APB) in the acoustic camera of «Space-rocket corporation «Energy» high level there was the need for development of the experimental equipment which is carrying out on the one hand the role of the camera of low level, and with another it was supposed that its design will duplicate the interference figure in APB opposite to the solar cell panel of the spacecraft (SC). The mathematical model which is the cornerstone of obtaining design parameters of equipment is based on the assessment of energy of the falling and reflected acoustic flows from different barriers taking into account their dispersion and absorption in frequency bands Maher's frequencies are higher. As a result, the physical task is reduced to mathematical model of summing of the meeting mathematical ranks which convergence is predetermined by space scales of area in the studied volume and acoustic absorption coefficients. Data which confirm nonlinear behavior of sound insulation of the design of different power panels by transfer of external acoustic pressure under the experimental panel are as a result obtained, in too time there are general patterns in nonlinearity of parameters of difference of acoustic pressure. The revealed patterns allowed to carry out the analysis of sound insulation of three experimental samples at their operational acoustic loading.

*Keywords: Design parameters of equipment, final and element modeling, acoustic tests, assessment of nonlinear behavior of sound insulation*

### References

1. Bogolepov I.I. Industrial sound insulation / Leningrad: Shipbuilding, 1986. - 367 pages.
2. Sims D. Acoustic Simulation of the flight vibration environment. J.Env.Sci., 1979, III, p.27-29.
3. Zverev A. Ya. An acoustic field in a model compartment of a fuselage of the airplane at its excitation by the diffusion sound field. Publishing department of TsAGI. Works TsAGI. Release of 2681 "Aviation acoustics", 2009, page 94-99
4. Vygodsky M. Ya. Reference book on the highest mathematics / Moscow: Science, 1973. - 872 pages.

### About the authors

**Popov Pavel Aleksandrovich**, Candidate of Technical Sciences, leading design engineer of department of loadings of JSC «SRC «Progress», telephone number 8(846) 228-59-61, e-mail: banduir@rambler.ru. Area of scientific interests: acoustics, sound insulation, dynamics of products of the missile and space equipment.

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ НЕЛИНЕЙНЫХ ЗВУКОИЗОЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

© 2021 П.А. Попов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

При адаптации полезной нагрузки «Научно-энергетический модуль» (НЭМ) разработки ПАО «РККЭ» к ракете-носителю (РН) «Протон-М» возникла необходимость в выполнении требований по условиям эксплуатации НЭМ под сборочно-защитным блоком (СЗБ) разработки АО «РКЦ «Прогресс» с точки зрения акустических нагрузок. В этой связи был запланирован и выполнен комплекс работ, направленных на решение следующих задач: 1) выбор проектных параметров оснастки для проведения акустических испытаний; 2) разработка чертежей, 3D-моделей и конечно-элементных моделей, проведение численного эксперимента для подтверждения проектных параметров оснастки и СЗБ; 3) проведение лабораторных экспериментов; 4) оценка нелинейного поведения характеристик звукоизоляции; 5) разработка технического отчета, в котором даётся заключение о возможности эксплуатации СЗБ с НЭМ с точки зрения выполнения требований по акустическим нагрузкам. Процесс решения поставленных задач был объединён в предлагаемой в данных тезисах методике.

*Сборочно-защитный блок, космический модуль, акустическое давление, экспериментальная оснастка, нелинейная звукоизоляция*

В результате работ по адаптации полезной нагрузки «Научно-энергетического модуля» (НЭМ) и СЗБ, разработана методика оценки нелинейных звукоизоляционных характеристик конструкции изделий ракетно-космической техники, блок-схема которой представлена на рис.1. Блок 1 содержит исходные данные (ИД) по выбранному акустическому реверберационному стенду (АРС): амплитудно-частотные характеристики источников акустического нагружения, частота Маера, характерная для АРС, габариты АРС, линейные размеры ворот, характеристики ступенчатых сооружений; блок 2 содержит ИД по характеристикам исследуемой экспериментальной панели (образца): толщина обшивки, толщина звукопоглощающего материала (ЗПМ), физико-механические свойства материалов (модули упругости, коэффициенты Пуассона, логарифмические декрименты, коэффициенты звукопоглощения), расстояния между стрингерами и шпангоутами; в блоке 3 выбираются некие предварительные геометрические параметры оснастки (габариты, толщины), которые оцениваются по линейной теории, например, представленной в [1]; в блоке 4 реализуется математическая модель, основанная на суммировании акустических энергий отражённых потоков в результате вычисляется величина погрешности, вносимой оснасткой,  $\Delta$ , дБ; блок 5 содержит данные по погрешности,  $\Delta$ , дБ, которую может вносить оснастка, рекомендация [2] -  $\Delta \leq 1$  дБ; в блоке 6 реализуется сравнение расчётной (блок 4) и требуемой (блок 5) погрешностей: если расчётная погрешность больше требуемой, то изменяется конструкция оснастки, если нет, то реализуется блок 8 – проводится эксперимент по оценке звукоизоляции экспериментальной панели с использованием спроектированной оснастки на уровне внешнего акустического нагружения, задаваемые заказчиком (блок 7), обработка экспериментальных данных осуществляется с построением линий трендов. В блоке 9 проводится оценка нелинейности звукоизоляционных характеристик. В блоке (10) проводится расчёт звукоизоляции составных частей СЗБ по линейной теории, в блоке 11 вычисляется акустическое нагружение под СЗБ по полученным линейным (блок 10), нелинейным (блок 9) параметрам с учётом внешнего акустического давления (блок 7) и характеристик трендов, показывающих как изменится звукоизоляция СЗБ при увеличении внешнего нагружения, которое, возможно, не было реализовано при проведении эксперимента вследствие ограниченности возможностей акустических источников шума в АРС (блок 1). Полученные характеристики уровня внутреннего акустического давления (блок 11) сравниваются с требованиями заказчика (блок 12), если требования выполняются, то реализованная в СЗБ конструктивная схема заносится в конструкторскую документацию

(блок 13), если нет, то данная схема изменяется по средствам использования повышенной акустической защиты (ЗПМ) или увеличением массовых, жесткостных или демпфирующих характеристик конструкции (блок 2).

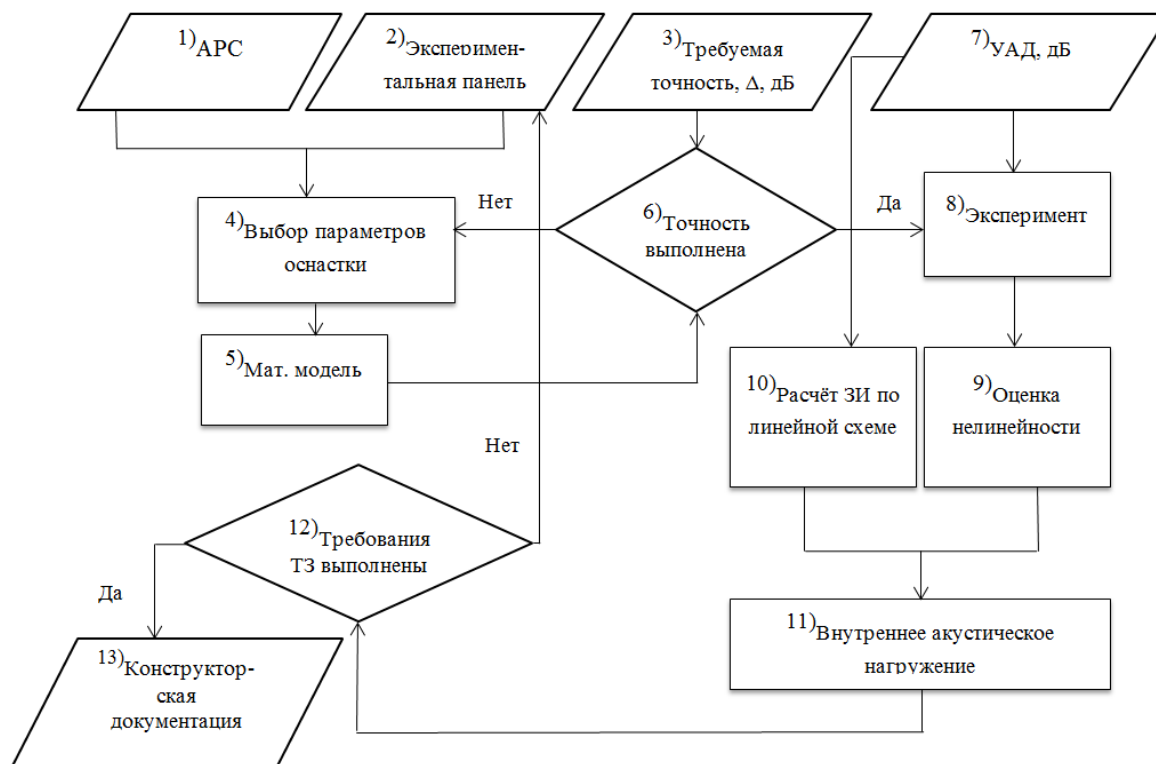


Рис. 1 – Блок-схема методики оценки нелинейных звукоизоляционных характеристик конструкции изделий ракетно-космической техники

### Библиографический список

1. Попов П. А., Синдюков А. А., Осипов А. С. Расчёт звукоизоляции многослойной конструкции на основе метода «обратной матрицы» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. №3 (45). С. 53-60.
2. Кузнецов В. М., Ткачёв А. А., Кузнецов В. Б. Экспериментальное определение в акустической камере звукоизоляционных характеристик панелей головного обтекателя// ЦАГИ. 2004. 25с.

### Сведения об авторе

**Попов Павел Александрович**, кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор отдела нагрузок АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8(846) 228-59-61, e-mail: banduir@rambler.ru. Область научных интересов: акустика, звукоизоляция, динамика изделий ракетно-космической техники.

## TECHNIQUE OF THE ASSESSMENT OF NONLINEAR SOUND-PROOF CHARACTERISTICS OF PRODUCTS OF THE MISSILE AND SPACE EQUIPMENT

© 2021 P. A. Popov

JSC «SRC «Progress», Samara

At adaptation of payload «Scientific and Power Module» (SPM) of development of “Space-rocket corporation “Energy” to the launch vehicle (LV) "Proton-M" there was the need for implementation of requirements under the terms of operation of SPM under the assembly and protective block (APB) of development of JSC «SPC «Progress» from the



point of view of acoustic loadings. In this regard the complex of the works directed to the solution of the following tasks was planned and executed: 1) choice of design parameters of equipment for carrying out acoustic tests; 2) development of drawings, 3D models and final and element models, carrying out numerical experiment for confirmation of design parameters of equipment and APB; 3) carrying out laboratory experiments; 4) assessment of nonlinear behavior of characteristics of sound insulation; 5) development of the technical report in which the conclusion about the possibility of operation of APB with SPM from the point of view of implementation of requirements for acoustic loadings is drawn. Process of the solution of objectives was joint in offered in these theses the technique.

*Keywords: Assembly and protective block, space module, acoustic pressure, experimental equipment, nonlinear sound insulation.*

### **References**

1. Priests P. A., Sindjukov A. A., Osipov A. S. Calculation of sound insulation of multilayer construction on the basis of a method of "inverse matrix"//the Bulletin of the Samara state space university. 2014. No. 3 (45). Page 53-60.
2. Smiths V. M., Tkachyov A. A., Kuznetsov V. B. Experimental determination in the acoustic camera of sound-proof characteristics of panels of a head fairing//TsAGI. 2004. 25 pages.

### **About the authors**

**Popov Pavel Aleksandrovich**, Candidate of Technical Sciences, leading design engineer of department of loadings of JSC «SRC «Progress», telephone number 8(846) 228-59-61, e-mail: banduir@rambler.ru. Area of scientific interests: acoustics, sound insulation, dynamics of products of the missile and space equipment.

## ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ШИРИН ПЕЧАТНЫХ ПРОВОДНИКОВ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ С ЦЕЛЬЮ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ИХ ПЕРЕГРЕВА ПРИ РАБОТЕ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА

©2021 И.Ю. Шумских, В.С. Бозриков, А.В. Рузанов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье предлагается методика расчёта нагрузочной способности печатных проводников бортовой аппаратуры космических аппаратов работающей в условиях вакуума для выбора их оптимальной ширины с целью предотвращения перегрева. В качестве примера рассматривается плата, установленная на металлическое основание.

*Ключевые слова:* космический аппарат, бортовая аппаратура, печатный проводник, вакуум, температура

В современной радиоэлектронной аппаратуре широко применяются печатные платы. Бортовая аппаратура (БА) космических аппаратов (КА) не является исключением. Причём в ней получили достаточно широкое распространение печатные платы на металлическом основании. Последние обеспечивают эффективный отвод тепла от электронных компонентов и элементов печатного монтажа. Причём, печатные платы БА КА, чаще всего, работают при условии отсутствия конвекции.

При выборе ширины печатных проводников (ПП) важно учитывать температуру, до которой они нагреются при заданном токе. Для наземной аппаратуры, работающей в условиях естественной конвекции, в нормативно-технической документации (НТД) [1, 2] приводятся методики выбора ширины ПП. Все эти методики дают примерно одинаковый результат. В зарубежной НТД [3, 4] имеется информация для печатных плат, работающих в вакууме. Однако для печатных плат на металлическом основании, работающих при отсутствии конвекции, в НТД данные отсутствуют. В публикациях имеется подобная методика [5]. Однако, не приводится, каким образом получена расчётная формула и насколько точный она даёт результат.

Авторами настоящей статьи предлагается методика расчёта температуры ПП, учитывающая только кондуктивный отвод тепла от ПП через слои изоляционного материала на металлическое основание.

Тепловое сопротивление слоёв изоляционного материала определяется как геометрией их части, находящейся под ПП, так и теплофизическими свойствами самих материалов. При протекании тока ПП рассеивается мощность, которая определяется как произведение квадрата тока на активное электрическое сопротивление ПП. Эта мощность будет равна тепловому потоку. Тогда перегрев (разница температур между основанием и ПП) будет равен произведению теплового потока на тепловое сопротивление слоёв изоляционного материала. Выразив ширину ПП, получаем зависимость для расчёта при заданных значениях перегрева, тока и толщины ПП

$$t = I \sqrt{\frac{\rho}{\Delta T_{II} \cdot h_{II}} \sum_{i=1}^n \frac{h_{IIi}}{\lambda_{IIi}}}; \quad (1)$$

где  $t$  – ширина печатного проводника,  $I$  – сила тока, текущего по проводнику,  $\Delta T_{II}$  – перегрев печатного проводника относительно основания,  $h_{II}$  – толщина печатного проводника,  $\rho$  – удельное электрическое сопротивление проводника,  $h_{IIi}$  – толщина изоляционного материала  $i$  – ого слоя изоляционного материала,  $\lambda_{IIi}$  – коэффициент теплопроводности  $i$  – ого слоя изоляционного материала,  $n$  – количество слоёв

изоляционного материала между ПП и металлическим основанием. Разрез фрагмента печатной платы, поясняющий формулу (1), представлен на рис. 1.

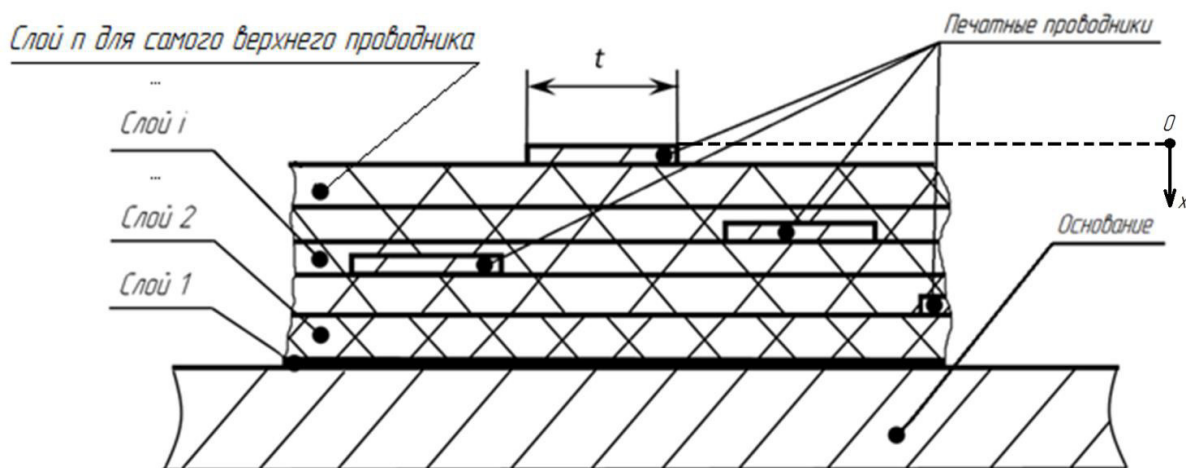


Рис. 1 – Разрез фрагмента печатной платы

При расчёте ширины ПП необходимо определить температуру основания. На основание, помимо ПП, тепло сбрасывают и электронные компоненты прибора. Практика показывает, что мощности, рассеиваемые последними, значительно выше. Необходимо провести тепловой расчёт всего прибора, чтобы определить температуру основания. Этот расчёт можно проводить без учёта мощности, рассеиваемой на ПП.

На следующем этапе необходимо определиться с максимальными температурами ПП. Максимальную температуру ПП целесообразно выбирать так, чтобы она была не выше температуры стеклования материала печатной платы. Для обеспечения надёжности желательно предусмотреть запас по температуре хотя бы на 10 °С (разница между температурой стеклования и максимальной температурой ПП). Разница между максимальной температурой ПП и температурой металлического основания есть перегрев. Обычно выбирают значение перегрева в диапазоне от 10 до 30 °С.

В ходе разработки методики были приняты следующие допущения:

- температура в объёме ПП не зависит от координат;
- у гальванической меди и медной фольги одинаковые удельные электрические сопротивления и коэффициенты теплопроводности;
- тепло отводится только через части изоляционного материала, лежащие непосредственно под ПП (дополнительный отвод тепла на краях ПП отсутствует).

Очевидно, что чем дальше слой ПП от основания, тем выше его температура. Таким образом, температура в объёме ПП зависит от координат. Была проведена оценка справедливости первого допущения. Для определения распределения температур в объёме ПП было решено уравнение теплопроводности Фурье, которое для рассматриваемого случая будет иметь вид

$$-\lambda_{пф} \frac{d^2 T_{пф}(x)}{dx^2} = \frac{I^2 \rho_{пф}}{h_{пф}^2 t^2}; \quad (2)$$

где индекс «Ф» означает, что рассматривается ПП, образованный фольгой без гальванической меди,  $\lambda_{пф}$  – коэффициент теплопроводности проводника,  $x$  – координата расположения проводника относительно основания. Ориентация оси ОХ показана на рисунке 1. Правая часть в уравнении (2) есть удельная мощность источников энергии в объёме ПП, выраженная через силу тока, геометрические размеры и удельное сопротивление ПП.

При  $x = h_{пф}$  температура ПП будет равна сумме перегрева ПП и температуры основания. Имеем первое граничное условие. При  $x = 0$  температура неизвестна, но известно, что тепловой поток равен нулю. Имеем второе граничное условие

$$q_{\text{нов}0} = -\lambda_{\text{ПФ}} \left. \frac{dT_{\text{ПФ}}(x)}{dx} \right|_{x=0} = 0 ;$$

где  $q_{\text{нов}0}$  – поверхностный тепловой поток.

Решение уравнения (2), с учётом граничных условий будет иметь вид

$$T_{\text{ПФ}}(x) = -\frac{I^2 \rho_{\Phi}}{2h_{\text{ПФ}}^2 t^2 \lambda_{\text{ПФ}}} x^2 + \frac{I^2 \rho_{\Phi}}{2h_{\text{ПФ}}^2 t^2 \lambda_{\text{ПФ}}} h_{\text{ПФ}}^2 + T_{h\Phi} ; \quad (3)$$

где  $T_{h\Phi}$  – температура основания.

Выражение для разницы между минимальным и текущим значением температуры, полученное из (3), будет иметь вид

$$\Delta T_{\text{ПФ}}(x) = -\frac{I^2 \rho_{\Phi}}{2h_{\text{ПФ}}^2 t^2 \lambda_{\text{ПФ}}} x^2 + \frac{I^2 \rho_{\Phi}}{2h_{\text{ПФ}}^2 t^2 \lambda_{\text{ПФ}}} h_{\text{ПФ}}^2 .$$

Максимальная разница температур будет при  $x = 0$ . Формула для её расчёта будет иметь вид

$$\Delta T_{\text{ПФ.макс}} = \frac{I^2 \rho_{\Phi}}{2\lambda_{\text{ПФ}} t^2} .$$

Расчёты температур ПП показали, что относительная разница (отношение  $\Delta T_{\text{ПФ.макс}} / \Delta T_{\text{П}}$ ), связанная с неравномерностью распределения температур в ПП, несущественна и не будет превышать 0,01 %.

Аналогичным образом был проведён расчёт влияния второго допущения. ПП с гальваническим покрытием был представлен в виде двух резисторов, соединённых параллельно. Один образован медной фольгой, другой образован гальванической медью. Ток распределяется между двумя резисторами. В зависимости от расположения слоя гальванической меди (на пути теплового потока или с другой стороны) выражения будут отличаться. На рис. 2 показаны такие ПП. Индекс «Г» означает, что параметр относится к гальванической меди. У ПП, расположенного ниже (нижний), слой гальванической меди расположен на пути теплового потока. У ПП, расположенного выше (верхний), наоборот.

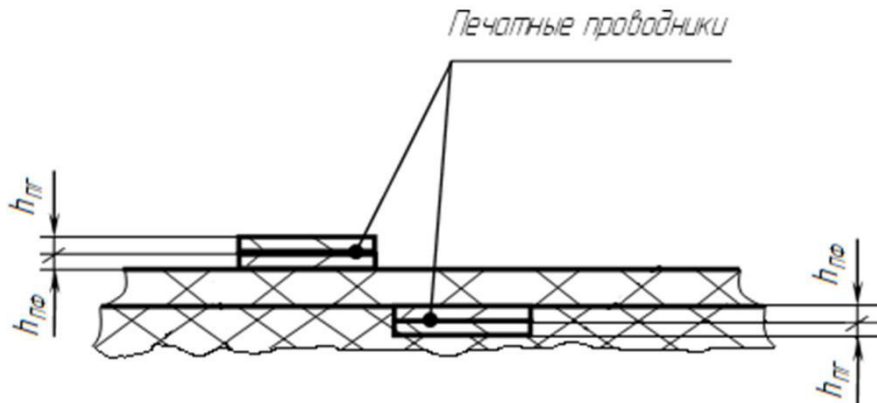


Рис. 2 – ПП и расположение систем координат

Для верхнего и нижнего ПП соответственно максимальные перегревы будут иметь вид:

$$\Delta T_{\text{ПВ.макс}} = \frac{I_{\Gamma}^2 \rho_{\Gamma} h_{\text{ПФ}}}{\lambda_{\text{ПФ}} h_{\text{ПГ}} t^2} + \frac{I_{\Phi}^2 \rho_{\Phi}}{2\lambda_{\text{ПФ}} t^2} + \frac{I_{\Gamma}^2 \rho_{\Gamma}}{2\lambda_{\text{ПГ}} t^2} + \frac{I^2 \rho_{\Phi} \rho_{\Gamma}}{t^2 (\rho_{\Gamma} h_{\text{ПФ}} + \rho_{\Phi} h_{\text{ПГ}})} \sum_{i=1}^n \frac{h_{\text{П.}i}}{\lambda_{\text{П.}i}} ;$$

$$\Delta T_{\text{ПН.макс}} = \frac{I_{\Phi}^2 \rho_{\Phi} h_{\text{ПГ}}}{\lambda_{\text{ПГ}} h_{\text{ПФ}} t^2} + \frac{I_{\Gamma}^2 \rho_{\Gamma}}{2\lambda_{\text{ПГ}} t^2} + \frac{I_{\Phi}^2 \rho_{\Phi}}{2\lambda_{\text{ПГ}} t^2} + \frac{I^2 \rho_{\Phi} \rho_{\Gamma}}{t^2 (\rho_{\Gamma} h_{\text{ПФ}} + \rho_{\Phi} h_{\text{ПГ}})} \sum_{i=1}^n \frac{h_{\text{П.}i}}{\lambda_{\text{П.}i}} ;$$

где  $I = I_{\Gamma} + I_{\Phi}$ ,  $I_{\Gamma}$  – сила тока в слое гальванической меди,  $I_{\Phi}$  – сила тока в слое фольги,  $\Delta T_{ПВ.маx}$  – максимальный перегрев верхнего печатного проводника,  $\Delta T_{ПН.маx}$  – максимальный перегрев нижнего печатного проводника.

Если предположить, что фольга и гальваническая медь имеют одни и те же тепло и электрофизические характеристики (как у медной фольги) и найти перегрев для верхнего или нижнего ПП  $\Delta T_{ПВ(Н)}$  по формуле (1), предварительно выразив искомую величину, то можно определить относительную ошибку, связанную с принятым допущением по формуле

$$\delta_{ПВ(Н)} = \frac{\Delta T_{ПВ(Н).маx} - \Delta T_{ПВ(Н)}}{\Delta T_{ПВ(Н).маx}} \cdot 100\% ; \quad (4)$$

где  $\delta_{ПВ(Н)}$  – относительная ошибка,

Индекс «В(Н)» означает принадлежность величины к верхнему или нижнему ПП. Расчёты по формуле (4) показывают, что относительная ошибка будет не более 10 %. При этом  $\lambda_{ПФ}$  принято равным 390 Вт/(м·К), а  $\lambda_{ПН}$  принято равным 380 Вт/(м·К).

В формуле (1) не учтён дополнительный отвод тепла с краёв ПП. Схемы распределения теплового потока внешнего и внутреннего ПП представлены на рис. 3. Под внешним понимается ПП, проложенный по внешней поверхности платы. Внутренний ПП проложен внутри изолятора платы или на внешнем слое, контактирующим с основанием через изоляционные материалы.

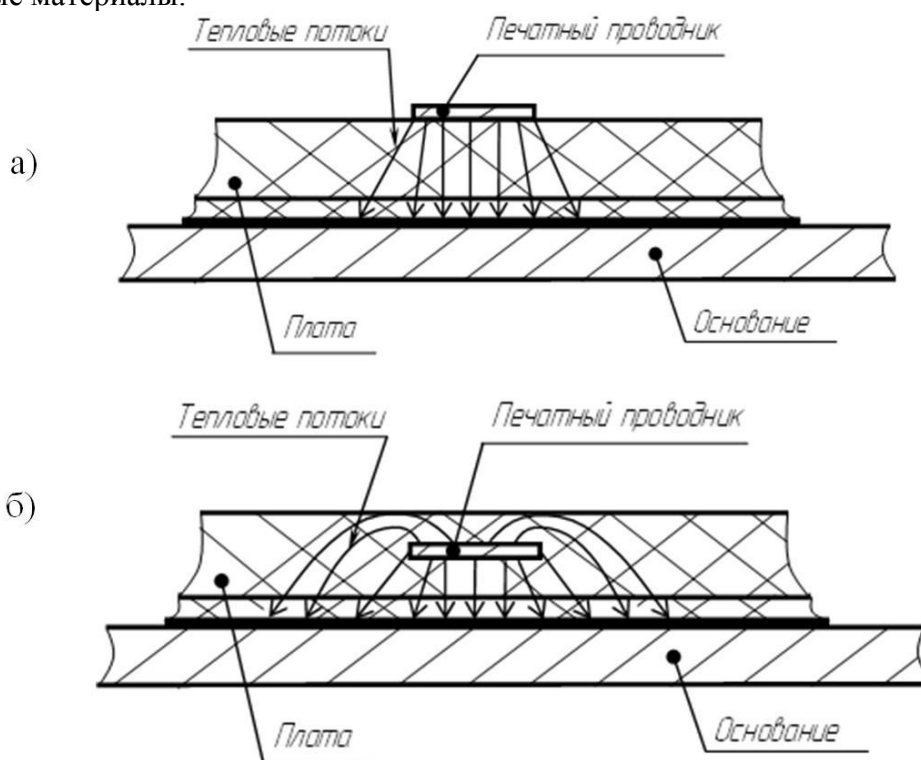


Рис. 3 – Схемы распределения тепловых потоков  
а) для внешнего ПП, б) для внутреннего ПП

На рис. 4 представлено распределение температур в слоях изоляционных материалов для внешнего медного ПП со следующими характеристиками:  $I=2$  А,  $t=0,5$  мм,  $h_{П}=35$  мкм,  $H_{П}=0,578$  мм,  $W=5t=2,5$  мм (ширина изоляционного материала),  $\lambda_{ПФ}=0,3$  Вт/(м·К),  $\lambda_{ПН}=390$  Вт/(м·К),  $\rho=1,72 \cdot 10^{-8}$  Ом·м и внутреннего медного ПП со следующими характеристиками:  $I=14$  А;  $t=1$  мм;  $h_{П}=100$  мкм;  $H_{П}=0,328$  мм;  $H_{ИО}=0,578$  мм (общая толщина изоляционных материалов, для внешнего ПП  $H_{ИО}=H_{П}$ );  $W=7t=7$  мм;  $\lambda_{ПФ}=0,3$  Вт/(м·К)  $\lambda_{ПН}=390$  Вт/(м·К),  $\rho=1,72 \cdot 10^{-8}$  Ом·м. Температура основания составляла 50 °С. В обоих случаях расстояние от правого края изоляционного материала до правого края ПП и от левого края изоляционного

материала до левого края ПП равны. Расчёт проводился в *ANSYS 2019 R2* модуле *Steady-State Thermal*.

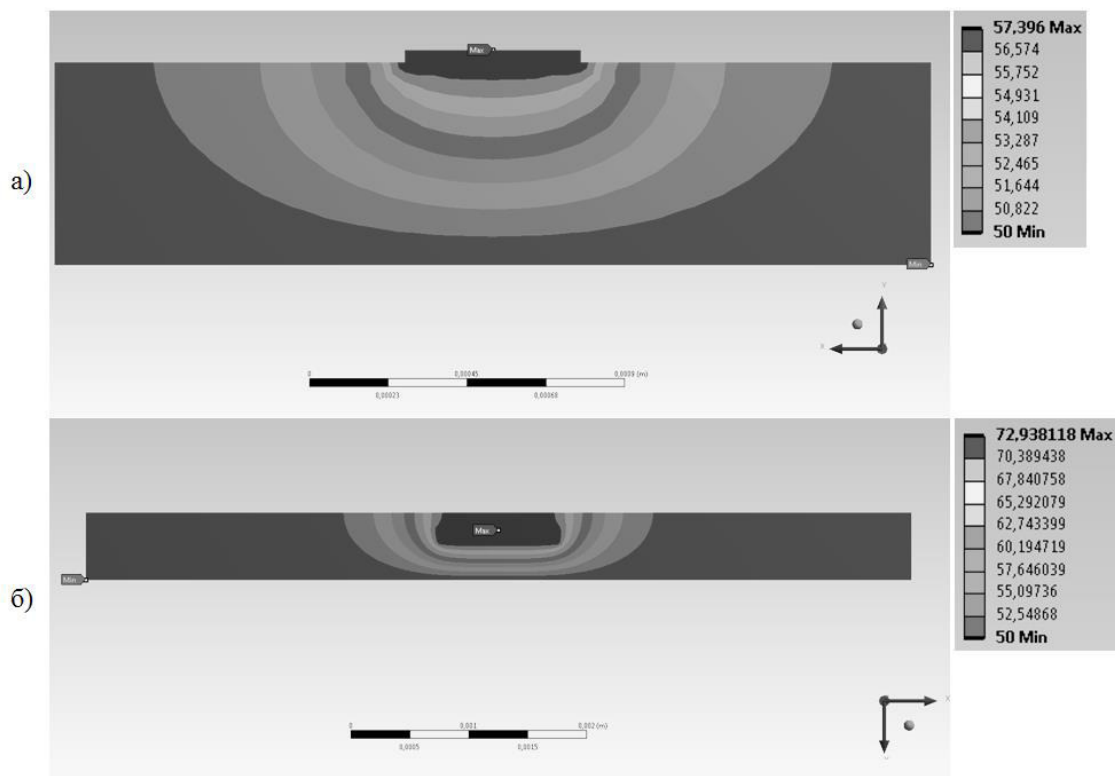


Рис. 4 – Распределение температур при отводе тепла от внутреннего ПП  
а) для внешнего ПП, б) для внутреннего ПП

Наличие дополнительного отвода тепла на краях ПП оказывает существенное влияние на температуру, снижая её. Причём у внутренних ПП этот эффект проявляется заметно сильнее. Однако это происходит при большом расстоянии от края ПП до края печатной платы или соседнего ПП. На современных печатных платах ПП расположены достаточно близко друг от друга. Кроме того, наличие дополнительных тепловых потоков приводит к тому, что при расчёте ширины ПП получается не заниженное, а завышенное значение. Это не снижает надёжность ПП.

Существенную погрешность может внести отсутствие точных данных о теплофизических свойствах материалов или, для клеев, толщины их слоя. Если такие данные отсутствуют, то их необходимо определять экспериментально.

Таким образом, была разработана инженерная методика, позволяющая рассчитывать ширину ПП радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов. Разработанная методика позволяет снизить количество ошибок при проектировании печатных плат, необходимость доработок и ремонта радиоэлектронной аппаратуры на стадии наземных испытаний; повысить надёжность космических аппаратов в целом.

### Библиографический список

1. ГОСТ Р 53429-2009. Платы печатные. Основные параметры конструкции. – М.: Стандартинформ, 2018. – 11 с.
2. РД 50-708-91. Печатные платы. Требования к конструкции. Инструкция. – М.: Изд-во стандартов, 1992. – 41 с.
3. IPC-2221A. Generic Standard on Printed Board Design, 2003. – 124 p.
4. IPC-2152. Standard for Determining Current-Carrying Capacity in Printed Board Design, 2009. – 89 p.

5. Муравьев Ю. Особенности проектирования и производства печатных плат на металлическом основании. – Производство электроники: Технология, оборудования, материалы, 2010. – №2. – С. 35-38.

#### **Сведения об авторах**

**Шумских Илья Юрьевич**, ведущий специалист, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», 8(846)228-69-53, e-mail: Shumskih.IY@samspace.ru. Область научных интересов: повышение устойчивости бортовой аппаратуры космических аппаратов к внешним воздействующим факторам.

**Бозриков Вадим Сергеевич**, инженер-конструктор первой категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8(846)228-99-18, e-mail: bozrikovv@samspace.ru. Область научных интересов: повышение устойчивости бортовой аппаратуры космических аппаратов к внешним воздействующим факторам.

**Рузанов Алексей Васильевич**, инженер-конструктор первой категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8(846)228-93-30, e-mail: ruzanoval@samspace.ru. Область научных интересов: исследование процессов отвода тепла в аппаратуре космических аппаратов.

### **CHOICE OF OPTIMUM WIDTH OF PCB PRINTING CONDUCTORS FOR THE PURPOSE OF PREVENTION OF OVERHEAT DURING THE WORK IN THE CONDITIONS OF SPACE VACUUM**

© 2021 I.Y. Shumskih, V.S. Bozrikov, A.V. Ruzanov

JSC «RSC «Progress», Samara

In article the method of calculation of load ability of printing conductors of the onboard equipment of spacecrafts working in the conditions of vacuum for the choice for the purpose of prevention of overheat is offered. As an example the payment established on the metal basis is considered.

*Spacecraft, onboard equipment, printing conductor, vacuum, temperature*

#### **References**

1. GOST P 53429-2009 Printed circuit boards. Key parameters of a design.
2. RD 50-708-91. Printed circuit boards. Requirements to a design. Instruction.
3. IPC-2221A. Generic Standard on Printed Board Design, 2003. – 124 p.
4. IPC-2152. Standard for Determining Current-Carrying Capacity in Printed Board Design, 2009. – 89 p.
5. Muravyov Yu. Features of design and production of printed circuit boards on the metal basis. – Production of electronics: Technology, equipment, materials, 2010. – No. 2. – 35-38 p.

#### **About the authors**

**Shumskikh Ilya Yuryevich**, leading expert, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-69-53, e-mail: Shumskih.IY@samspace.ru. Area of scientific interests: increase of resistance of the onboard equipment of spacecrafts to the external influencing factors.

**Bozrikov Vadim Sergeevich**, design engineer, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-99-18, e-mail: bozrikovv@samspace.ru. Area of scientific interests: increase of resistance of the onboard equipment of spacecrafts to the external influencing factors.

**Ruzanov Alexey Vasilyevich**, design engineer, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-93-30, e-mail: ruzanoval@samspace.ru. Area of scientific interests: research of processes of heat extraction in the equipment of spacecrafts.

**ТЕПЛОПРОВОДНАЯ ЭЛАСТИЧНАЯ ПРОКЛАДКА**

©2021, И.Ю. Шумских, А.В. Костин, В.С. Бозриков, А.В. Рузанов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье описываются основные технические особенности новой изобретенной теплопроводной электроизоляционной эластичной прокладки. Прокладку можно использовать как для монтажа тепловыделяющих радиоэлементов, так и в сборках бортовой аппаратуры между её составными частями, а также для установки самой бортовой аппаратуры на космический аппарат. Прокладка предназначена для использования в том числе в условиях космического вакуума.

*Ключевые слова:* космический аппарат, бортовая аппаратура, теплопроводная прокладка, вакуум, температура

Обеспечение теплового режима бортовой аппаратуры космических аппаратов является одной из самых ключевых задач, решаемых при ее разработке. Нарушение теплового режима бортовой аппаратуры приводит к снижению ее надежности, а именно снижению срока службы, и как следствие преждевременному выходу из строя.

По результатам анализа отведения тепла от радиоэлементов при различных вариантах установки разработана принципиально новая эластичная теплопроводная прокладка с коэффициентом теплопроводности не менее 1,6 Вт/(м•К).

Описанный конструктив прокладки обладает техническими преимуществами перед например пастой кремнийорганической теплопроводной 131-179 ТУ 20.59.41-187-00209013-2017 [1], которая обладает определенной текучестью, что, при использовании, приводит к возможному загрязнению вытекшими компонентами и/или механическому повреждению хрупких конструкций сопрягаемой поверхности радиоэлемента, например высокоомощного источника питания, в состав которого входит греющийся во время функционирования кристалл установленный на тонкую (хрупкую) керамическую подложку. Более того, применение паст в чистом виде резко снижает технологичность демонтажа и установки вновь радиоэлемента (тяжелая отмывка от остатков), а в случае склеивания трудоемкость демонтажа резко возрастает вплоть до возможного появления повреждений демонтируемого радиоэлемента с невозможностью его повторного использования.

Изобретенную прокладку можно изготавливать различной толщины и формы, а также и под бортовую аппаратуру целиком. Прокладка не пачкает место установки, установка с ней является ремонтпригодной. Благодаря фиксированной толщине не проминается в зоне точек крепления и тем самым не деформирует центральную часть устанавливаемого элемента в случае, если сопрягаемые поверхности ровные. И наоборот благодаря эластичности сглаживает все выступы, если поверхности ступенчатые, например поверхности из нескольких блоков устанавливаемых на общее основание. Изготавливается из отечественных общедоступных (не дефицитных) компонентов включенных в перечень разрешенных к применению в ракетно-космической отрасли. Описанное преимущество является также уникальным ввиду того, что применение указанной прокладки возможно в условиях космического вакуума. Заявка на патент на изобретение с описанием конструктива и способа изготовления указанной прокладки находится на стадии оформления.

**Библиографический список**

1. ТУ 20.59.41-187-00209013-2017. Паста кремнийорганическая теплопроводная 131-179. Технические условия. – 8 с.



### Сведения об авторах

**Шумских Илья Юрьевич**, ведущий специалист, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», 8(846)228-69-53, e-mail: Shumskih.IY@samspace.ru. Область научных интересов: повышение устойчивости бортовой аппаратуры космических аппаратов к внешним воздействующим факторам.

**Костин Алексей Владимирович**, кандидат технических наук, начальник отдела, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т.8(846)228-97-53, e-mail: Kostin.AV@samspace.ru. Область научных интересов: повышение устойчивости бортовой аппаратуры космических аппаратов к внешним воздействующим факторам.

**Бозриков Вадим Сергеевич**, инженер-конструктор первой категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8(846)228-99-18, e-mail: bozrikovv@samspace.ru. Область научных интересов: повышение устойчивости бортовой аппаратуры космических аппаратов к внешним воздействующим факторам.

**Рузанов Алексей Васильевич**, инженер-конструктор первой категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8(846)228-93-30, e-mail: ruzanoval@samspace.ru. Область научных интересов: исследование процессов отвода тепла в аппаратуре космических аппаратов.

## HEAT-CONDUCTING ELASTIC LAYING

© 2021 I.Y. Shumskih, A.V. Kostin, V.S. Bozrikov, A.V. Ruzanov

JSC «RSC «Progress», Samara

*In article the basic technical characteristics of the new invented heat-conducting electric insulation elastic laying are described. Laying can be used both for mounting of the heat-generating radioelements, and in assemblies of the onboard equipment between its components, and also for installation of the most onboard equipment on the spacecraft. Laying is intended for use including in the conditions of space vacuum.*

*Spacecraft, onboard equipment, printing conductor, heat-conducting laying, vacuum, temperature*

### References

1. 20.59.41-187-00209013-2017. Paste silicon heat-conducting 131-179. Specifications. – 8 p.

### About the authors

**Shumskikh Ilya Yuryevich**, leading expert, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-69-53, e-mail: Shumskih.IY@samspace.ru. Area of scientific interests: increase of resistance of the onboard equipment of spacecrafts to the external influencing factors.

**Kostin Alexey Vladimirovich**, Candidate of Technical Sciences, head of department, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-97-53, e-mail: Kostin.AV@samspace.ru. Area of scientific interests: increase of resistance of the onboard equipment of spacecrafts to the external influencing factors.

**Bozrikov Vadim Sergeevich**, design engineer, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-99-18, e-mail: bozrikovv@samspace.ru. Area of scientific interests: increase of resistance of the onboard equipment of spacecrafts to the external influencing factors.

**Ruzanov Alexey Vasilyevich**, design engineer, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-93-30, e-mail: ruzanoval@samspace.ru. Area of scientific interests: research of processes of heat extraction in the equipment of spacecrafts.

## ТИПОВЫЕ ТЕПЛОТВОДЯЩИЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ РЕШЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ, РАБОТАЮЩЕЙ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА

©2021, И.Ю. Шумских, В.С. Бозриков, А.В. Рузанов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье рассматриваются последовательная, параллельная и комбинированная схемы отведения тепла. Описывается ряд новых разработанных конструктивов с различными вариантами компоновок. Проведены расчеты тепловых сопротивлений методом математических вычислений и методом моделирования.

*Ключевые слова:* космический аппарат, бортовая аппаратура, тепловое сопротивление, теплопроводность, температура, вакуум

Обеспечение теплового режима бортовой аппаратуры (БА) космических аппаратов (КА) является одной из самых ключевых задач, решаемых при ее разработке. Нарушение теплового режима БА приводит к снижению ее надежности, а именно снижению срока службы, и как следствие преждевременному выходу из строя. Задача обеспечения теплового режима БА сегодня стала особо актуальной. Это связано с расширением функционала и увеличением быстродействия БА, снижением габаритов и массы БА, с сохранением ее функционала, а также с использованием полупроводниковых приборов, которые выделяют больше тепла.

Зачастую БА работает в условиях космического вакуума, где отсутствует естественная конвекция и отвод тепла от радиоэлементов возможен только посредством излучения и теплопроводности. Последнее возможно через выводы радиоэлементов и основание, на которое они установлены. Отвод тепла за счет излучения может быть малоэффективен по сравнению с отводом тепла посредством теплопроводности, тем более что степень черноты элементов конструкции и радиоэлементов невысока.

На сегодняшний день вопрос обеспечения теплового режима аппаратуры достаточно полно проработан. Однако, большая часть этих проработок касается наземной аппаратуры. В конструкции и условиях эксплуатации БА КА есть свои особенности. БА работает в условиях, где отсутствует естественная конвекция. Если отсек КА герметичный и наполнен средой, то может быть организован принудительный обдув БА. Чаще всего отсеки КА выполняют в негерметичном исполнении. БА в таких отсеках при эксплуатации на орбите работает в условиях космического вакуума.

В процессе функционирования БА сама является источником тепла. Это тепло необходимо отводить, чтобы не произошел критический перегрев радиоэлементов, проводов и элементов печатного монтажа на печатных платах, по которым протекает ток (именно они являются источником тепла). Особенно это актуально для силовой аппаратуры. Таким образом, одной из задач конструктивных элементов БА КА является отведение тепла от радиоэлементов и печатных проводников и передача его на термоплаты.

Весьма широкое распространение в БА КА получили печатные платы, установленные на металлическое основание. По периметру металлического основания имеются буртики, расположенные таким образом, что образуется тело в форме «корыта». Буртики могут быть односторонними и двусторонними. В последнем случае формируется «двойное корыто». Тепло отводится на основание рамки и далее через стенки на термоплату КА (ТКА).

Для обеспечения минимального теплового сопротивления между ТКА и блоками БА, последние устанавливаются перпендикулярно плоскости первой, и тепло с каждого блока стекает напрямую на ТКА. Такой конструктив представляет собой параллельную схему отведения тепла.

Данное конструктивное решение в существующих аналогах имеет недостаток в виде неплоскостности сопрягаемых поверхностей, возникающей при изготовлении рамок блоков, из-за которой образуются пустоты в сборке, повышающие тепловое сопротивление между рамками и ТКА. Данное тепловое сопротивление значительно ухудшает отвод тепла от рамок, что приводит к перегреву радиоэлементов установленных в них и, как следствие, снижает срок эксплуатации БА, а также надежность в целом.

В нашем случае описанная проблема решается путем установки блоков с радиоэлементами на входящее в состав БА общее основание (к которому также притягивается каждый блок) через многослойную многоразовую теплопроводную прокладку (фольга/паста/фольга, слоев может быть и больше) не загрязняющую теплопроводной пастой сопрягаемые поверхности и заполняющую собой пустоты между ними. При этом сама БА крепится к ТКА общим основанием через теплопроводную пасту. Таким образом, БА может содержать любое количество блоков и от каждого будет обеспечиваться эффективный отвод тепла. На разработанный вновь конкурентоспособный конструктив получен охранный документ: Патент на изобретение №2671004 «Радиоэлектронный блок» [1]. Общий вид БА с описанным конструктивом с параллельной схемой отведения тепла представлен на рис. 1, разрез места установки блоков на общее основание представлен на рис. 2.

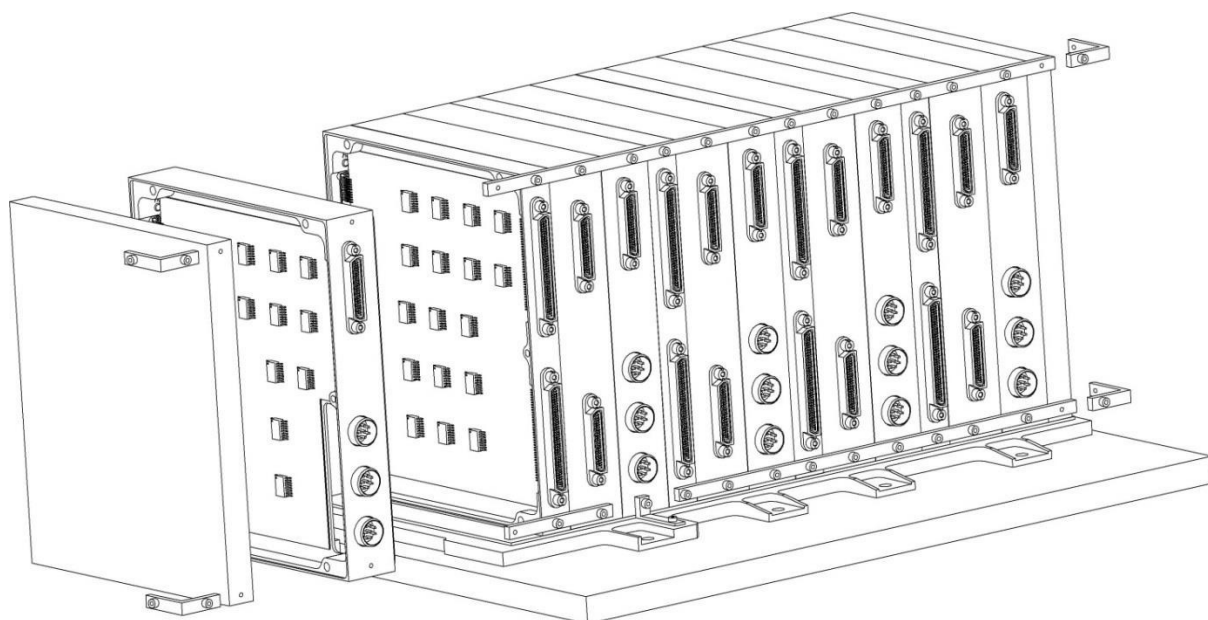


Рис. 1 – Общий вид конструктива, описанного в патенте на изобретение №2671004

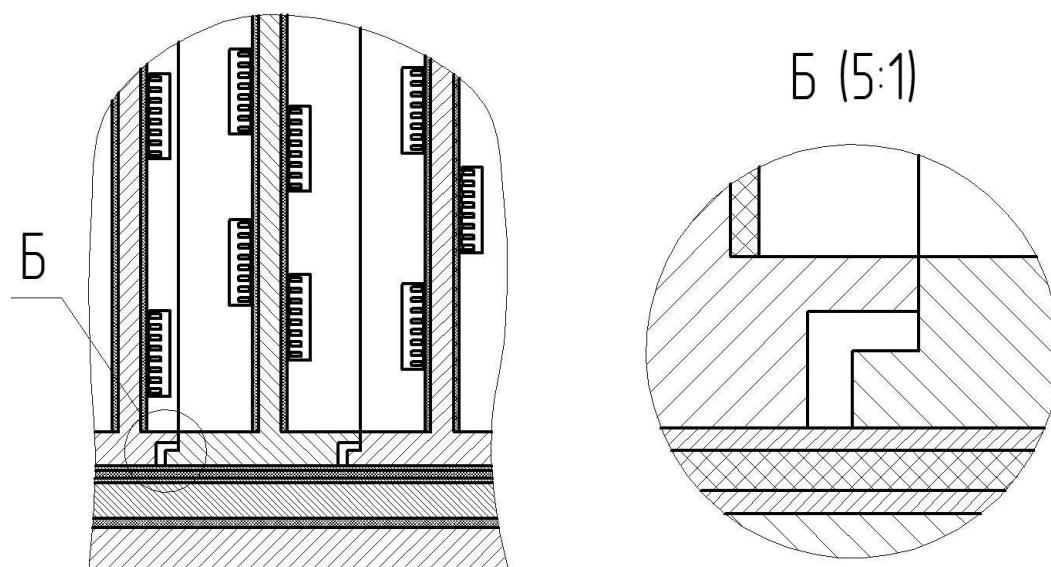


Рис. 2 – Разрез места установки блоков на общее основание

При последовательной схеме отведения тепла блоки (или печатные платы с радиоэлементами) ориентированы параллельно ТКА.

Описанный конструктив в случае с одним блоком и несколькими печатными платами, расположенными друг над другом, в существующих аналогах имеет недостаток, а именно, верхние печатные платы устанавливаются на стойки, что приводит к плохой кондуктивной связи верхних печатных плат с основанием блока, перегреву радиоэлементов и, как следствие, снижению эффективности блока и уменьшению срока его эксплуатации, и поэтому требует применения конструктивных мер в виде использования дополнительных радиаторов для тепловыделяющих радиоэлементов или организации принудительной вентиляции, что усложняет конструкцию, и абсолютно теряет смысл в условиях космического вакуума.

В нашем конструктиве описанная проблема решается за счет того, что для верхних печатных плат используется теплопроводная пластина, которая устанавливается на уступы в металлическом теплоотводящем установочном основании (выполненном в виде цельной детали) блока, что обеспечивает эффективный кондуктивный теплообмен в условиях космического вакуума. На разработанный вновь конкурентоспособный конструктив получен охранной документ: Патент на изобретение №2671852 «Радиоэлектронный блок теплонагруженный» [2]. Общий вид БА с описанным конструктивом с последовательной схемой отведения тепла представлен на рис. 3, его поперечное сечение - на рис. 4.

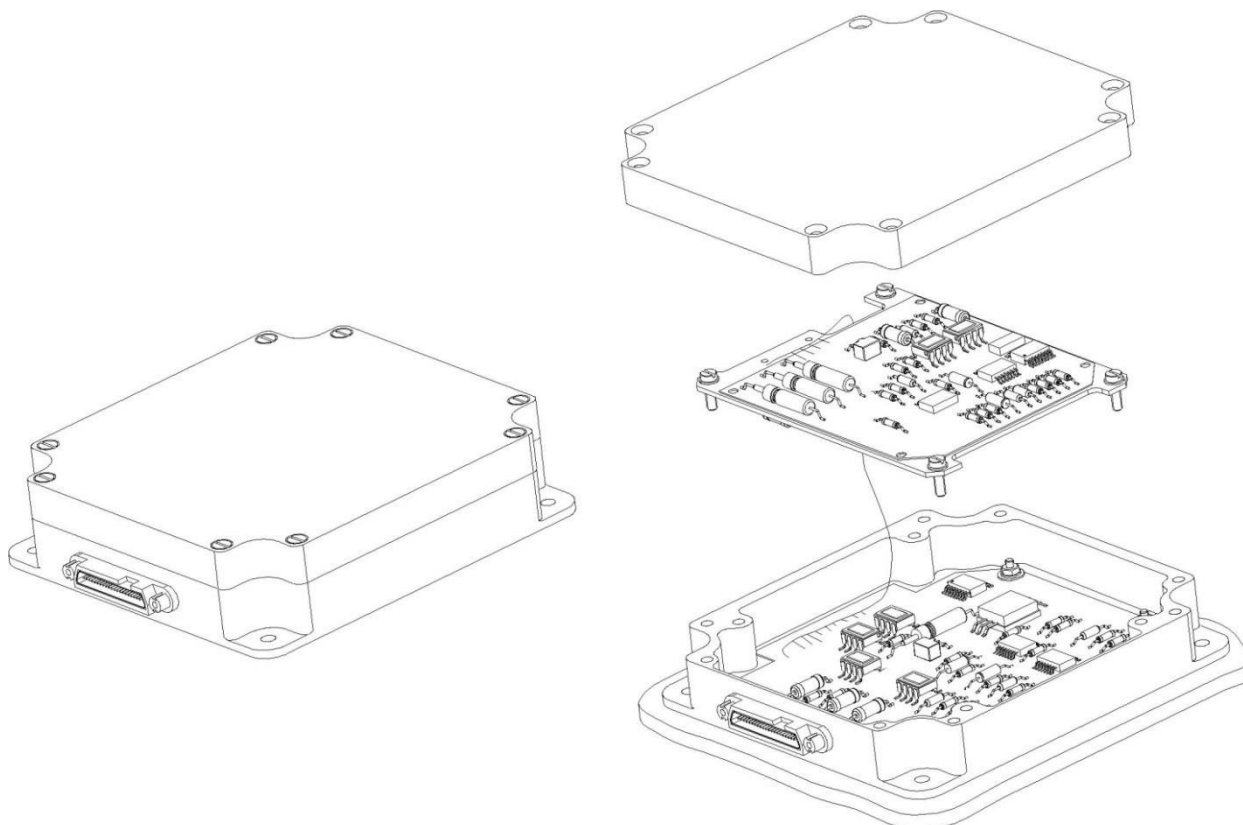


Рис. 3 – Общий вид конструктива, описанного в патенте на изобретение №2671852

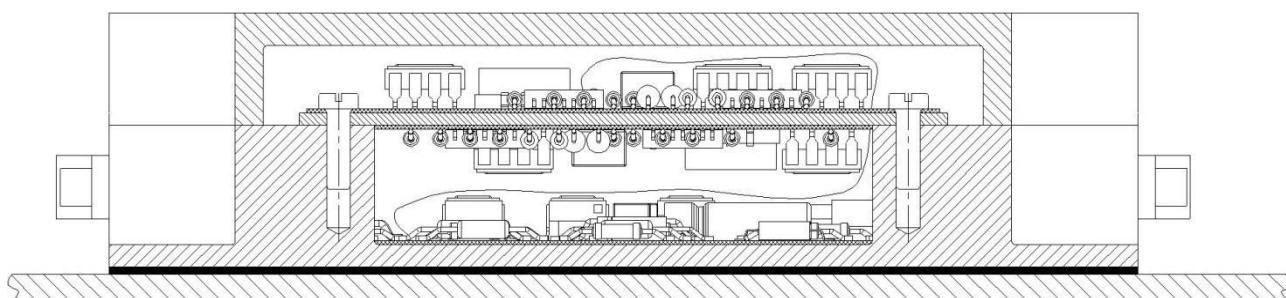


Рис. 4 – Поперечное сечение конструктива, описанного в патенте на изобретение №2671852

Конструктив последовательной схемы отведения тепла в случае с не только несколькими печатными платами, но и с несколькими блоками, расположенными друг над другом в существующих аналогах имеют дополнительный недостаток, а именно, в условиях космического вакуума эффективный отвод тепла (только кондуктивный, другого нет) осуществляется только от нижнего блока установленного непосредственно на ТКА, тогда как верхние блоки могут перегреваться не имея непосредственного контакта с ТКА, а некоторые не имея контакта даже с нижними блоками.

В нашем конструктиве описанная проблема, помимо отличительных признаков, описанных в предыдущем патенте, решается дополнительно еще за счет того, что эффективный отвод тепла с верхних блоков осуществляется с помощью боковых тепловых шин, объединяющие боковые стенки всех блоков и установленные для большей эффективности через разработанную нами многослойную многоразовую теплопроводную прокладку (фольга/паста/фольга). Также данный конструктив включает в себя решение позволяющее равномерно распределять тепло излучением в более высокой сборке, между БА на всем КА. Это достигается путем чернения основных внешних поверхностей каждой БА, что приводит к эффективному излучению тепла с греющихся приборов на «холодные», не тепловыделяющие приборы. По сути применение тепловых шин в данной последовательной схеме отведения тепла делает ее комбинированной, так как на сами шины с каждого блока тепло отводится параллельно. На разработанный вновь конкурентоспособный конструктив получен охранной документ: Патент на изобретение №2676080 «Теплонагруженный радиоэлектронный блок» [3]. Общий вид БА с описанным конструктивом представлен на рис. 5.

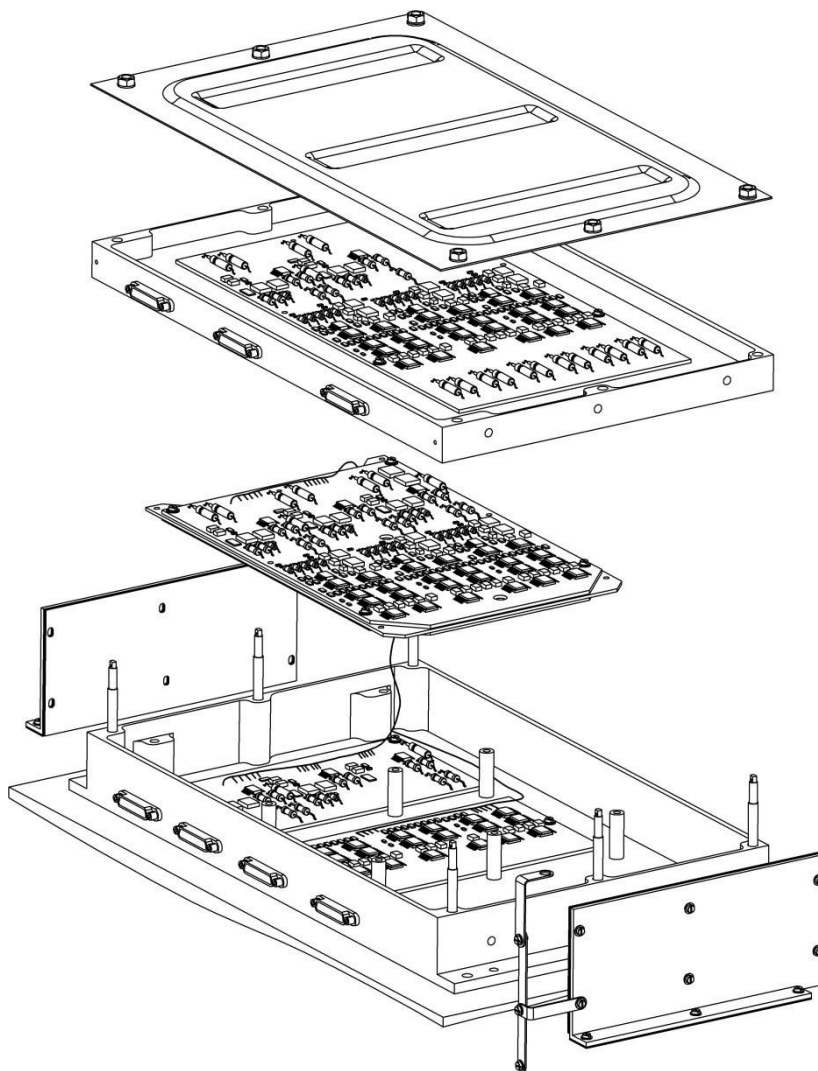


Рис. 5 – Общий вид конструктива, описанного в патенте на изобретение №2676080

Для всех описанных выше новых и запатентованных конструктивных решений были ранее проведены теоретические расчеты тепловых сопротивлений методом математических вычислений и методом моделирования тепловых процессов в специализированном программном обеспечении. Рассчитаны максимально возможные тепловые потоки для каждого конструктива, выработаны рекомендации по их применению [4]. Дополнительно проведены расчеты температур печатных проводников печатных плат применяемых в описанных конструктивах [5], на основании чего разработана методика расчета ширины печатных проводников с целью предотвращения их критического перегрева при работе в условиях космического вакуума [6, 7].

#### **Библиографический список**

1. Патент на изобретение № 2671004 «Радиоэлектронный блок».
2. Патент на изобретение № 2671852 «Радиоэлектронный блок теплонагруженный».
3. Патент на изобретение № 2676080 «Теплонагруженный радиоэлектронный блок».
4. Шумских И.Ю., Костин А.В., Бозриков В.С., Рузанов А.В., Никитин Д.А. «Анализ конструкции блоков бортовой аппаратуры космических аппаратов в части отведения тепла от электронной компонентной базы и токоведущих частей» / «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» VI Всероссийская научно-техническая конференции с международным участием («VI Козловские чтения»). Сборник материалов конференции. Том 2 – Самара, 2019. – 64-72 с.
5. Костин А.В., Шумских И.Ю., Бозриков В.С., Рузанов А.В., Никитин Д.А. «Расчёт температуры печатных проводников плат установленных на металлическое основание в бортовой аппаратуре космических аппаратов работающей в условиях вакуума» / «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» VI Всероссийская научно-техническая конференции с международным участием («VI Козловские чтения»). Сборник материалов конференции. Том 2 – Самара, 2019. – 55-63 с.
6. Костин А.В., Шумских И.Ю., Рузанов А.В. «Методика расчета ширины печатных проводников печатных плат на металлическом основании для приборов космических аппаратов» / Всероссийская конференция с международным участием XLIV АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства («КОРОЛЁВСКИЕ ЧТЕНИЯ»). Сборник тезисов. Том 2 – Москва, 2020. – 264-267 с.
7. Костин А.В., Шумских И.Ю., Рузанов А.В. «Выбор ширины печатных проводников печатных плат на металлическом основании для бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов» / Электронные и электромеханические системы и устройства: Э45 сборник научных трудов – Томск: Издательство Томского государственного университета, 2021. – 526-533 с.

#### **Сведения об авторах**

**Шумских Илья Юрьевич**, ведущий специалист, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», 8(846)228-69-53, e-mail: Shumskih.IY@samspace.ru. Область научных интересов: повышение устойчивости бортовой аппаратуры космических аппаратов к внешним воздействующим факторам и исследование в ней процессов отвода и распределения тепла.

**Бозриков Вадим Сергеевич**, инженер-конструктор первой категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», 8(846)228-99-18, e-mail: bozrikovv@samspace.ru. Область научных интересов: повышение устойчивости бортовой аппаратуры космических аппаратов к внешним воздействующим факторам.

**Рузанов Алексей Васильевич**, инженер-конструктор первой категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», 8(846)228-93-30, e-mail: ruzanoval@samspace.ru. Область научных интересов: исследование процессов отвода и распределения тепла в бортовой аппаратуре космических аппаратов.

# STANDARD HEAT-REMOVING CONSTRUCTIVE SOLUTIONS OF THE ONBOARD EQUIPMENT WORKING IN THE CONDITIONS OF SPACE VACUUM

© 2021 I.Y. Shumskikh, V.S. Bozrikov, A.V. Ruzanov

JSC «RSC «Progress», Samara

In article the consecutive, parallel and combined schemes of assignment of heat are considered. Number of the new developed constructs with different options of configurations is described. Calculations of thermal resistances are carried out by method of mathematical calculations and method of modeling.

*Spacecraft, onboard equipment, thermal resistance, heat conductivity, temperature, vacuum*

## References

1. RU 2 671 004 C1 Radio electronic unit.
2. RU 2 671 852 C1 Electronic heat-transfer unit.
3. RU 2 676 080 C1 Heat-loaded radio electronic unit.
4. Shumskikh I.Yu., Kostin A.V., Bozrikov V. S., Ruzanov A.V., Nikitin D. A. «The analysis of design of blocks of the onboard equipment of spacecrafts regarding assignment of heat from electronic component base and current carrying parts» / Sat. Materials VI Vseoss. STC «Actual problems of RKT» (VI Kozlov Readings) – Samara: Publishing house of the SamSC of RAS. 2019. Volume 2 – 64-72 p.
5. Kostin A.V., Shumskikh I.Yu., Bozrikov V. S., Ruzanov A.V., Nikitin D. A. «Calculation of temperature of printing conductors of payments of the spacecrafts of the conference working in the conditions of vacuum» / Sat. Materials VI Vseoss. STC «Actual problems of RKT» (VI Kozlov Readings) – Samara: Publishing house of the SamSC of RAS. 2019. Volume 2 – 55-63 p.
6. Kostin A.V., Shumskikh I.Yu., Ruzanov A.V. «Method of calculation of width of printing conductors of printed circuit boards on the metal basis for devices of spacecrafts» / Vseoss. conference with the international participation the XLIV ACADEMIC READINGS ON ASTRONAUTICS devoted to memory of the academician S. P. Korolyov and other outstanding domestic scientists – pioneers of development of space («Korolyov Readings») – Moscow: Collection of theses. 2020. Volume 2 – 264-267 p.
7. Kostin A.V., Shumskikh I.Yu., Ruzanov A.V. «Choice of width of printing conductors of printed circuit boards on the metal basis for the onboard radio-electronic equipment of spacecrafts» / Electronic and electromechanical systems and devices: E45 the collection of scientific works – Tomsk: Publishing house of Tomsk state university, 2021. – 526-533 p.

## About the authors

**Shumskikh Ilya Yuryevich**, leading expert, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-69-53, e-mail: Shumskikh.IY@samspace.ru. Area of scientific interests: increase of resistance of the onboard equipment of spacecrafts to the external influencing factors and research of processes of branch in it and distributions of heat.

**Bozrikov Vadim Sergeevich**, design engineer, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-99-18, e-mail: bozrikovv@samspace.ru. Area of scientific interests: increase of resistance of the onboard equipment of spacecrafts to the external influencing factors.

**Ruzanov Alexey Vasilyevich**, design engineer, JSC «RSC «Progress», 8(846)228-93-30, e-mail: ruzanoval@samspace.ru. Area of scientific interests: research of processes of branch and distribution of heat in the onboard equipment of spacecrafts.

## СОЗДАНИЕ СТЕНДА ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

© 2021 В.В. Жуков, А.В. Горшков, А.С. Шульга, Е.В. Кудашов, И.А. Грачев,  
А.А. Демидов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В работе рассмотрен вопрос создания стенда имитирующего факторы космического пространства (ФКП) с целью проведения комплексных и автономных испытаний МКА, РЭО, узлов и агрегатов, материалов и покрытий, используемых в ракетно-космической технике (РКТ). Данные испытания необходимы для развития космического материаловедения и возможности увеличения срока службы изделий РКТ.

*Факторы космического пространства; испытание образцов материалов; вакуум; потоки заряженных частиц; температура; плазма; УФ-излучение; потоки заряженных полевых частиц.*

С повышением требований к функциональным характеристикам изделий РКТ, увеличивается роль испытаний на воздействие ФКП. Данные испытания позволяют выполнить оценку качества и надежности применяемых материалов и покрытий, а также определить долговечность функционирования бортовой аппаратуры в нормальных и высоконагруженных условиях. По результатам испытаний можно заключить вывод о применимости материалов, схем подключения бортовой аппаратуры, типов пайки, используемых радиоэлектронных компонентов и др. Примером такого стенда является «Прогноз-2» имитирующий вакуум, поток протонов и электронов, УФ-излучение, низкую температуру [1]. К зарубежным аналогом испытательного стенда на воздействие ФКП относится «КИФК», который помимо вышеперечисленных факторов способен имитировать интенсивность солнечного излучения и температуру [2].

Актуальной задачей современного испытательного оборудования космической техники является повышение стойкости РКТ к воздействию ФКП [3]. В настоящее время на АО «РКЦ «Прогресс» в лаборатории физического моделирования факторов космического пространства и механического воздействия (ФМФКП и МВ, ЭИК-3) реализована имитация высокого вакуума и потока электронов. Вакуумная среда обеспечивается в камере цилиндрической формы с полезным внутренним габаритами: диаметр  $d=1500$  мм и высота  $h=3000$  мм. Безмасляная система откачки позволяет создать давление в вакуумной камере порядка  $1 \cdot 10^{-7}$  Торр, со скоростью откачки  $30000$  л · сек<sup>-1</sup>. Имитатор потока электронов (ИПЭ) позволяет имитировать воздействие заряженных частиц с энергией в диапазоне  $5 \div 50$  кэВ с шагом 1 кэВ, с током электронов в пучке от 1 до 200 мкА и максимальным пятном в режиме «прожектор» диаметром 600 мм на расстоянии 500 мм от источника. Поворотный стол, оснащенный шаговым двигателям и расположенный внутри камеры, совместно со специально разработанной оснасткой обеспечивает дискретное позиционирование испытуемых образцов и объектов испытания относительно ИПЭ с шагом 1 градус и 1 мм. Выше изложенные характеристики имитаторов позволяют проводить ресурсные и укоренные испытания РКТ и их элементов находящихся на геостационарных орбитах [4].

Вакуумная установка представляет собой камеру с системой автоматизированной откачки. Схема установки представлена на рисунке 1. Система автоматизированной откачки представляет из себя стойку управления вакуумной установкой 2, используя которую оператор может создать пониженное давление внутри полезного объема камеры 1 с использованием форвакуумного 3 и криогенного насоса 4.

Обеспечение автоматизации и непрерывности процесса вакуумирования реализовано с использованием пневматических клапанов и шибберного затвора. С целью обеспечения низких температур ступеней криогенного насоса 4 используется гелиевый компрессор 6. Форвакуумный 3, криогенный насос 4 и гелиевый компрессор 6 охлаждаются в процессе



работы за счёт автономной системы охлаждения 7. Имитатор потока электронов включает в себя стойку управления ИПЭ 8 и электронную пушку 9. Стойка управления ИПЭ 8 предназначена для установки характеристик излучаемого пучка электронов. Электронная пушка 9 представляет собой источник потока электронов вместе с фокусирующим устройством, позволяющий формировать растр пучка. Защиту операторов от тормозного эффекта в следствии взаимодействия потоков электронов с объектами испытаний обеспечивает свинцово-стальная защита 5, расположенная на тонкостенных элементах конструкции камеры.

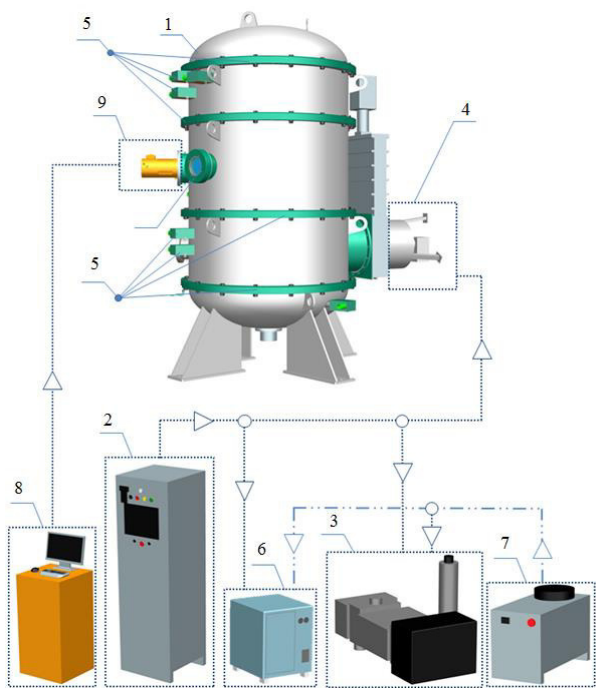


Рис. 1 – Принципиальная трехмерная схема стенда

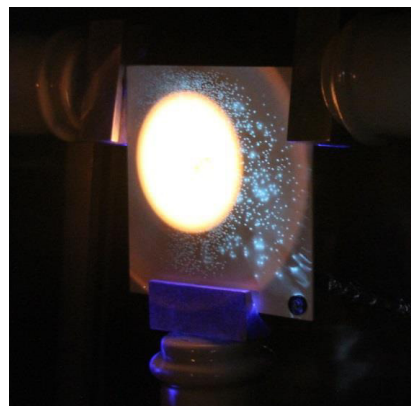


Рис. 2 – Испытания образца материала эмаль 40-1-28 (белая)

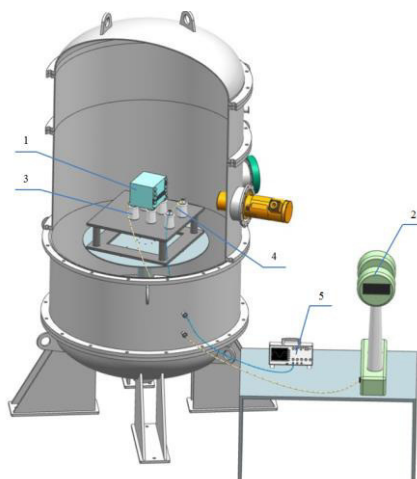


Рис. 3 – Трехмерная схема испытания прибора РКТ

На данный момент в лаборатории ФМ ФКП и МВ ведутся работы по определению возникновения электро-статического разряда на образцах материалов и покрытий, а так же приборов в сборе. На рисунке 2 представлен образец материала эмаль 40-1-28 (белая) во время испытаний при воздействии потоком электронов.

Воздействие потока электронов на малые космические аппараты или приборы в сборе реализовано с использованием схемы, которая представлена на рисунке 3. Измерение величины заряда на корпусе объекта испытаний 1, который в свою очередь, изолирован от земли высоковольтными диэлектрическими изоляторами 3, осуществляется киловольтметром 2. Характеристики разрядов, возникающих вследствие неравномерности засветки объектов, регистрируются чувствительным элементом 3, который подключен к осциллографу 5 через делитель.

В дальнейшем на базе стенда ФМ ФКП планируется так же реализация ряда имитаторов: УФ-излучение; температура; поток заряженных полевых частиц; плазма. Совместное воздействие ФКП будет сопровождаться компенсацией и совмещением разрушительных явлений.

### Библиографический список

1. Исайченко В. И., Владимиров А. М. Испытательный стенд для моделирования факторов космического пространства «Прогноз-2» // Неразрушающий контроль: сборник трудов VI Всероссийской научно-практической конференции «неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность», Томск, 23-27 мая 2016 г. : в 3 т. – Томск: Изд-во ТПУ, 2016. – Т. 2 – [4 с.].

2. Севрук, О. А. Имитаторы космического пространства //Инженерно-педагогическое образование XXI веке: материалы VIII Республиканской научно-практической конференции молодых ученых и студентов БНТУ, 17-18 мая 2012 г. /Белорусский национальный технический университет; гл. ред. С.А. Иващенко [и др.] – Минск: БНТУ, 2012. – Ч. 1. – С. 111-114.

3. Галеев А. Г. и др. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники – М.: Издательство МАИ, 2014. – 283 с.: ил.

4. Безродных И.П., Тютнев А.П., Семёнов В.Т. Радиационные эффекты в космосе. Часть 1. Радиация в околоземном пространстве – М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2014.- 106 с.

### Информация об авторах

**Жуков Виталий Владимирович**, заместитель главного инженера – начальник испытательного центра 0608, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: испытания изделий РКТ и материалов.

**Горшков Александр Владимирович**, начальник отдела 2831, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: испытания изделий РКТ и материалов.

**Шульга Александр Сергеевич**, заместитель начальника отдела, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: испытания изделий РКТ и материалов.

**Кудашов Евгений Викторович**, инженер по испытаниям 3 категории, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: создание цифровых двойников и повышение точности сборки изделий машиностроения.

**Грачев Илья Александрович**, аспирант, начальник группы, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: создание цифровых двойников и повышение точности сборки изделий машиностроения.

**Демидов Алексей Алексеевич**, начальник группы, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: испытания изделий РКТ и материалов.

# RESEARCH OF INFLUENCES FIBER DIRECTIONS IN POLYMER MATERIALS STRUCTURE ON CYCLIC DURABILITY

© 2021 V. V. Zhukov, A. V. Gorshkov, A. S. Shulga, E. V. Kudashov,  
I. A. Grachev, A. A. Demidov.

JSC «SRC «Progress», Samara

The paper considers issue of creating a stand that simulates factors of outer space in order to conduct complex and autonomous test of small spacecraft, electronic equipment, assemblies, materials and coating used in rocket and space technology. These test are necessary for development of space materials science and possibility of increasing service life of rocket and spacecraft product.

*Additive outer space factors; material testing; vacuum; streams of charged particles, temperature; plasma; UV radiation; streams of charged dust particles.*

## References

1. Isaichenko V. I., Vladimirov A. M. Test stand for modeling space factors «Prognoz-2» // Non-destructive testing: collection works of VI All-Russian scientific and practical conference «Non-destructive control electronic instrumentation, technology, safety» Tomsk, 23-27 may 2016: in 3 t. – Tomsk: TPU Publishing House, 2016. – T. 2 – [4 p.].
2. Sevruk O. A. Space simulators // Engineering and pedagogical education in XXI century: materials of the VIII Republic scientific-practical conference of young scientists and students of BNTU, 17-18 may 2012 /Belarusian National Technical University, editor-in-chief S. A. Ivashenko [and more]; – Minsk: BNTU, 2012. – Ch. 1. – P. 111-114.
3. Galeev A. G. And other Design of test stands for experimental development objects of rocket space technology – M.: Publisher MAI, 2014. – 283 p.: el.
4. Bezrodnykh I. P., Tyuynev A. P., Semenov V. T. Rational Effects in Space. Part 1. Radiation in the near-transverse space – M.: OJSC «Corporation «VNIEM», 2014.-106 p.

## About the authors

**Zhukov Vitaly Vladimirovich**, Deputy Chief Engineer – Head of the Test Center 0608, JSC SRC Progress, Россия, 443009, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-91-71. Area of research: testing of rocket and spacecraft products and materials.

**Gorshkov Alexander Vladimirovich**, Department 2831 Head, JSC SRC Progress, Россия, 443009, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-91-71. Area of research: testing of rocket and spacecraft products and materials.

**Alexander S. Shulga**, Deputy Department Head, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: research and modeling physicomechanical and warm physical properties of materials.

**Kudashov Evgeny Viktorovich**, Test Engineer 2 categories, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-91-71. Area of research: creation of Digital Twin and increasing accuracy of assembly of mechanical engineering products.

**Iliya A. Grachev**, Group leader, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: creation of Digital Twin and increasing accuracy of assembly of mechanical engineering products.

**Demidov Alexey Alekseevich**, Group leader, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-91-71. Area of research: testing of rocket and spacecraft products and materials.

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 6: Математические методы моделирования,  
управления и оптимизации**

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ РАЗРЕШЕНИЯ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С УЧЕТОМ ЦЕНТРАЛЬНОГО ЭКРАНИРОВАНИЯ

© 2021 В.И. Куренков, Е.А. Пупков

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

Рассматриваются частотно-контрастные характеристики (ЧКХ) идеальной оптической телескопической системы космического назначения с учетом центрального экранирования. Проводится анализ используемых в отдельных публикациях зависимостей для расчёта ЧКХ, выявляются точки их разрыва. Предложены откорректированные зависимости для функций ЧКХ оптических систем с центральным экранированием. Проведена проверка адекватности таких моделей. Представлен алгоритм оценки разрешения реальных оптических систем, исходя из наложенного и пороговых контрастов изображения и предельно пропускаемой пространственной частоты оптической системы.

*Оптическая система, центральное экранирование, частотно-контрастная характеристика, линейное разрешение на местности.*

**Введение.** На начальных этапах проектирования космических аппаратов (КА) оптико-электронного наблюдения поверхности Земли возникают вопросы, связанных с выбором параметров оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК). Дело в том, что при варьировании параметров орбиты и других проектных параметров КА могут меняться требования к потребным параметрам ОЭТК, обеспечивающим заданные показатели линейного разрешения на местности (ЛРМ), ширины полосы захвата, ширины полосы обзора и др. И невозможно при каждом изменении проекта обращаться к специалистам предприятий, создающих ОЭТК, так как это связано с кадровыми, временными организационными, и экономическими ограничениями. Поэтому актуальны методы проектной оценки, основных параметров ОЭТК, позволяющие реализовать заданные целевые показатели.

При проведении проектных расчётов по линейному разрешению на местности можно использовать различные методические подходы, одним из которых является подход, основанный на анализе частотно-контрастных характеристик (ЧКХ) оптических систем [1-7]. Суть этого подхода заключается в определении предельно пропускаемой частоты оптической системой. Эта частота определяется с использованием зависимости (графика) ЧКХ и соответствует точке пересечения кривых наложенного контраста изображения и порогового контраста, определяемого характеристиками фотоприёмных элементов. Линейное разрешение на местности, в свою очередь, связано с предельно пропускаемой частотой оптической системы (ОС) (через высоту полёта КА, фокусное расстояние, диаметр ОС, размеры пикселя и др. [1, 8].

В технической литературе представлены различные подходы к оценке ЧКХ отдельных звеньев и космического телескопического комплекса в целом [1, 2, 4-7 и др.]. Если используются оптические системы без центрального экранирования, то при расчёте ЧКХ можно использовать относительно простые модели. Но на современных КА дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) чаще всего используются зеркальные оптические системы с центральным экранированием, выполненные по схеме Ричи-Кретьена с линзовым корректором или по модифицированной схеме Корша, которые позволяют существенно уменьшить длину ОЭТК при определённом диаметре апертуры. Формулы для расчёта ЧКХ такого рода систем представлены в работах [3, 6, 7], однако, они не всегда корректны.

Дело в том, что полученные теоретическим путём зависимости для расчёта ЧКХ с центральным экранированием довольно сложны и имеют громоздкую структуру, и даже в

фундаментальной работе по оптике [3], как показывает практика расчётов, содержатся опечатки в формулах. В последующих работах [3, 6-7] также имеются ошибки в формулах, причём в других составных частях формул, нежели в работе [3]. Всё это наталкивает на необходимость сравнительной оценки такого рода моделей и поиска непротиворечивых зависимостей. Поэтому тема исследований актуальна.

**Целью исследования** является сравнительный анализ моделей для расчёта частотно-контрастных характеристик одного из звеньев ОЭТК, а именно оптической системы (ОС) с центральным экранированием, поиск противоречий и расхождений в применяемых зависимостях, выбор параметров модели для адекватной оценки параметров ЧКХ.

**Анализ и корректировка зависимостей для расчёта ЧКХ**

Рассмотрим формулы для расчёта ЧКХ идеального объектива с центральным экранированием, представленную в работе Р. Шеннона [3]:

$$T(v_n) = \frac{A(v_n) + B(v_n) + C(v_n)}{1 - q^2}, \quad (1)$$

где параметры  $A(v_n)$   $B(v_n)$   $C(v_n)$  представлены следующими соотношениями:

$$A(v_n) = \begin{cases} \frac{2}{\pi} \left[ \arccos(v_n) - v_n \sqrt{1 - v_n^2} \right], & \text{если } 0 < v_n \leq 1 \\ 0, & \text{если } v_n > 1 \end{cases}, \quad (2)$$

$$B(v_n) = \begin{cases} \frac{2q^2}{\pi} \left[ \arccos\left(\frac{v_n}{q}\right) - \left(\frac{v_n}{q}\right) \sqrt{1 - \left(\frac{v_n}{q}\right)^2} \right], & \text{если } 0 < \frac{v_n}{q} \leq 1 \\ 0, & \text{если } \frac{v_n}{q} > 1 \end{cases}, \quad (3)$$

$$C(v_n) = \begin{cases} -2q^2, & \text{если } 0 < v_n \leq \frac{1-q}{2}; \\ \frac{2}{\pi} \left[ q \sin(\phi(v_n)) + \frac{\phi(v_n)}{2} (1+q^2) - (1-q^2) \arctg \left( \frac{1+q}{1-q} \tg \left( \frac{\phi(v_n)}{2} \right) \right) \right] - 2q^2, & \text{если } \frac{1-q}{2} < v_n < \frac{1+q}{2}; \\ 0, & \text{если } v_n > \frac{1+q}{2}. \end{cases} \quad (4)$$

$$\phi(v_n) = \arccos \left( \frac{1+q^2 - 4v_n^2}{2q} \right). \quad (5)$$

В этих выражениях представлены следующие обозначения:

$v_n$  - нормированная частота, которая связана с предельно пропускаемой пространственной частотой оптической системы  $v_{\max}$  выражением:

$$v_n = \frac{v}{v_{\max}} = v \frac{D}{\lambda f}; \quad (6)$$

$\lambda$  - длина волны;

$f$  - фокусное расстояние ОЭТК;

$D$  - диаметр главного зеркала ОЭТК;

$q$  - мера центрального экранирования ОС, равная отношения диаметра главного зеркала  $D_{ГЗ}$  к диаметру вторичного зеркала  $D_{ВЗ}$ , то есть

$$q = D_{ВЗ} / D_{ГЗ}. \quad (7)$$

Используя возможности пакета MathCAD, построим по приведённым зависимостям график ЧКХ (рис. 1, а) для параметра экранирования  $q=0,33$ . Анализ результатов показывает, что на графике наблюдаются две точки разрыва при следующих значениях нормированных частот:  $\nu_{n1}=(1-q)/2$  и  $\nu_{n2}=(1+q)/2$ , что приводит к выводу о необходимости корректировки выражения (4).

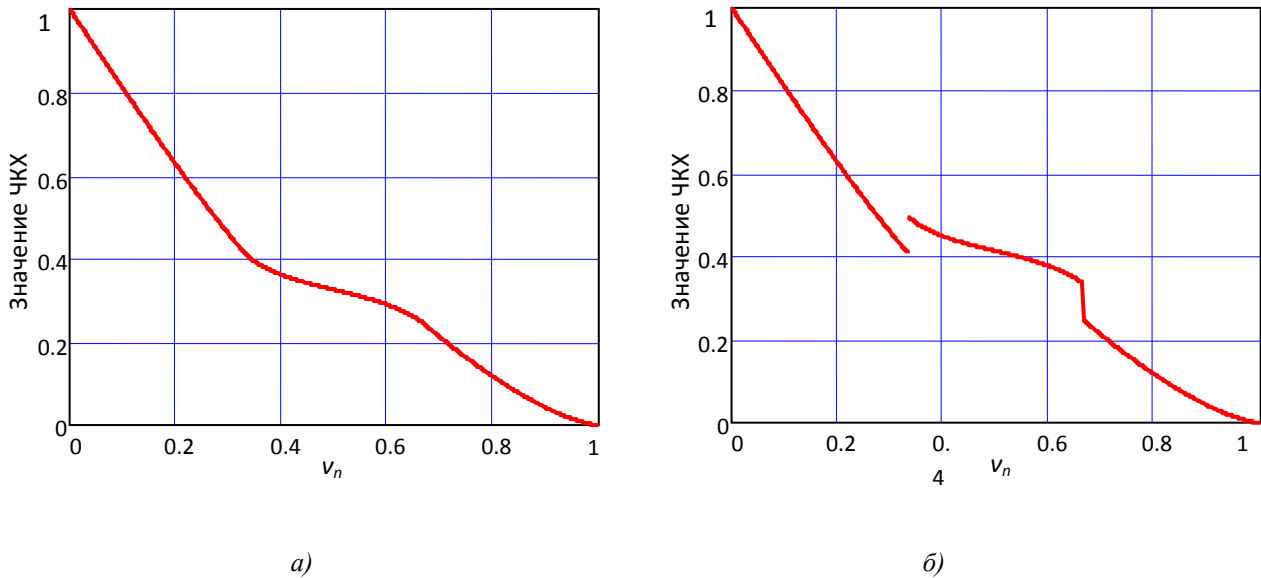


Рис. 1 – ЧКХ для идеальной оптической системы с центральным экранированием ( $q = 0,33$ ).

Для поиска ошибки в выражении (4) было рассмотрено поведение функции ЧКХ в окрестностях первой точки разрыва  $\nu_{n1}$ . Так для функции (5) получено следующее значение:

$$\begin{aligned} \phi(\nu_n) \Big|_{\nu_n = \frac{1-q}{2}} &= \arccos \left( \frac{1+q^2 - 4 \left( \frac{1-q}{2} \right)^2}{2q} \right) = \\ &= \arccos \left( \frac{1+q^2 - 1 + 2q - q^2}{2q} \right) = \arccos(1) = 0. \end{aligned} \quad (8)$$

При приближении слева к значению нормированной частоты  $\nu_{n1}$  выражение (4) примет значение, соответствующее первой строке кусочно-заданной функции, а именно:

$$\lim_{\nu_n \rightarrow \frac{1-q}{2} - 0} C(\nu_n) = -2q^2. \quad (9)$$

При движении к точке разрыва справа расчет значения осуществляется по второй строке кусочно-заданной функции (4) и примет значение:

$$\begin{aligned} \lim_{\nu_n \rightarrow \frac{1-q}{2} + 0} C(\nu_n) &= \frac{2}{\pi} \left[ q \sin(0) + \frac{0}{2}(1+q^2) - (1-q^2) \arctg \left( \frac{1+q}{1-q} \operatorname{tg} \left( \frac{0}{2} \right) \right) - 2q^2 \right] = \\ &= \frac{2}{\pi} \cdot [0 + 0 \cdot (1+q^2) - (1-q^2) \cdot 0 - 2 \cdot q^2] = -2 \cdot q^2 \cdot \frac{2}{\pi}. \end{aligned} \quad (10)$$

Из полученных результатов видно, что значения отличаются на коэффициент  $2/\pi$ . Следовательно, для выполнения условия непрерывности функции, необходимо внести корректировки во вторую строку кусочно-заданной функции  $C(\nu_n)$ , после чего она примет вид:

$$C(v_n) = \begin{cases} -2q^2, & \text{если } 0 < v_n \leq \frac{1-q}{2}; \\ \frac{2}{\pi} \left[ q \sin(\phi(v_n)) + \frac{\phi(v_n)}{2} (1+q^2) - (1-q^2) \operatorname{arc\,tg} \left( \frac{1+q}{1-q} \operatorname{tg} \left( \frac{\phi(v_n)}{2} \right) \right) - \pi q^2 \right], & \text{если } \frac{1-q}{2} < v_n < \frac{1+q}{2}; \\ 0, & \text{если } v_n > \frac{1+q}{2}. \end{cases} \quad (11)$$

На рис. 1, б представлен график функции ЧКХ, построенный по откорректированной зависимости. По графику также видно, что, благодаря приведённым изменениям в формулах был устранён разрыв и во второй точке (при частоте  $v_{n2} = (1+q)/2$ ), что свидетельствует о правильности проведенных изменений.

Приведённые выше исследования проводились при коэффициенте экранирования 0,33. Проведём проверку адекватности откорректированных зависимостей и для других значений показателя экранирования. На рис. 2 представлены графики ЧКХ для значений коэффициентов экранирования (от 0 до 0,6). Видно, что разрывов не наблюдается.

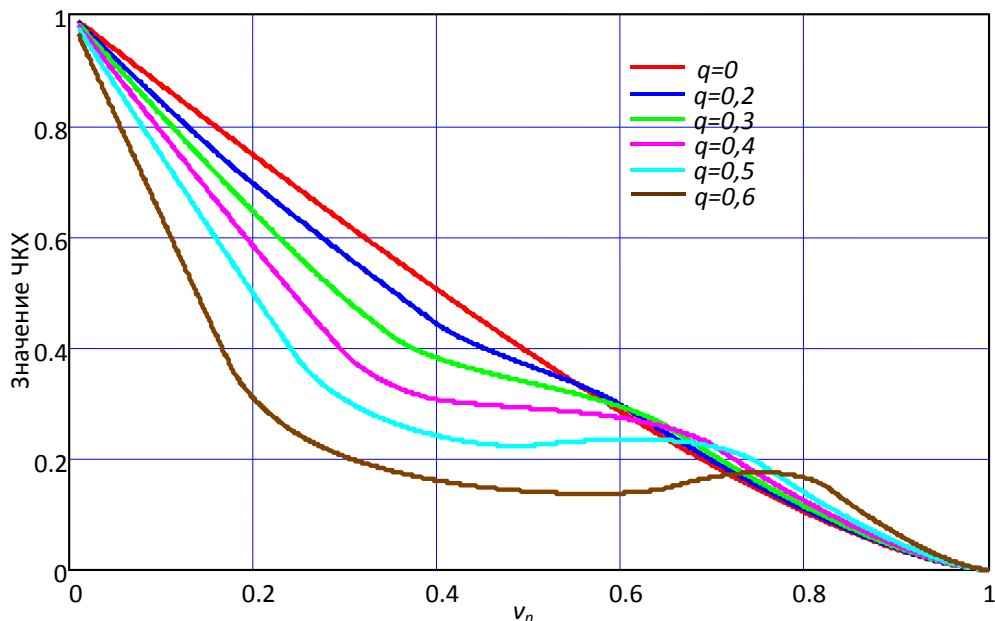


Рис. 2 – График функции ЧКХ для идеального объектива с центральным экранированием с относительным диаметром  $q$  от 0 до 0,6.

Табл. 1 – Расчётные значения ЧКХ для ОС с центральным экранированием

$v_{n1}$	Показатель центрального экранирования $q$					
	0	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
0.1	0.8729	0.8422	0.8191	0.7887	0.7462	0.6826
0.2	0.7471	0.6949	0.6448	0.5829	0.4976	0.3705
0.3	0.6238	0.5665	0.4877	0.3892	0.3059	0.2365
0.4	0.5046	0.4423	0.3815	0.3067	0.2414	0.1866
0.5	0.3910	0.3674	0.3371	0.2912	0.2236	0.1655
0.6	0.2848	0.2966	0.2935	0.2737	0.2353	0.1693
0.7	0.1881	0.1960	0.2067	0.2240	0.2221	0.1937
0.8	0.1041	0.1084	0.1144	0.1239	0.1388	0.1626
0.9	0.0374	0.0389	0.0411	0.0445	0.0498	0.0584



Для дополнительного подтверждения адекватности откорректированных моделей проведём сравнение результатов расчёта по этим моделям с табличными результатами, представленными в работе [3]. Результаты расчёта приведены в табл. 1. Сравнение результатов расчёта с табличными данными, представленными в первоисточнике [3], показывает их полное совпадение, что свидетельствует об адекватности откорректированных моделей.

Таким образом, для описания ЧКХ объектива с центральным экранированием необходимо использовать зависимости (1), (2), (3), (5), (11).

Перейдем к анализу предложенной в работе К.А. Занина [6] функции ЧКХ. По своему виду она схожа с ранее рассмотренной, но имеются отличия в формулах (1) и (4):

$$T(v_n) = (A(v_n) + B(v_n) + C(v_n)) \cdot (1 - q^2), \quad (12)$$

$$C(v_n) = \begin{cases} -2q^2, & \text{если } 0 < v_n \leq \frac{1-q}{2}; \\ \frac{2}{\pi} \left[ q \sin(\phi(v_n)) + \frac{\phi(v_n)}{2} (1+q^2) - (1+q^2) \arctg \left( \frac{1+q}{1-q} \operatorname{tg} \left( \frac{\phi(v_n)}{2} \right) \right) \right] - 2q^2, & \text{если } \frac{1-q}{2} < v_n < \frac{1+q}{2}; \\ 2q^2(1-v_n), & \text{если } v_n > \frac{1+q}{2}. \end{cases} \quad (13)$$

Формула для определения функции  $\phi(v)$  не представлена в источнике [6]. Будем предполагать, что имеет вид (5). На рис. 3,а график этой функции ЧКХ представлен кривыми с разрывами (синие линии) для  $q = 0,33$ . На том же графике показана кривая (красная линия), построенная по откорректированным выражениям (1), (2), (3), (5), (11) также для  $q = 0,33$ .

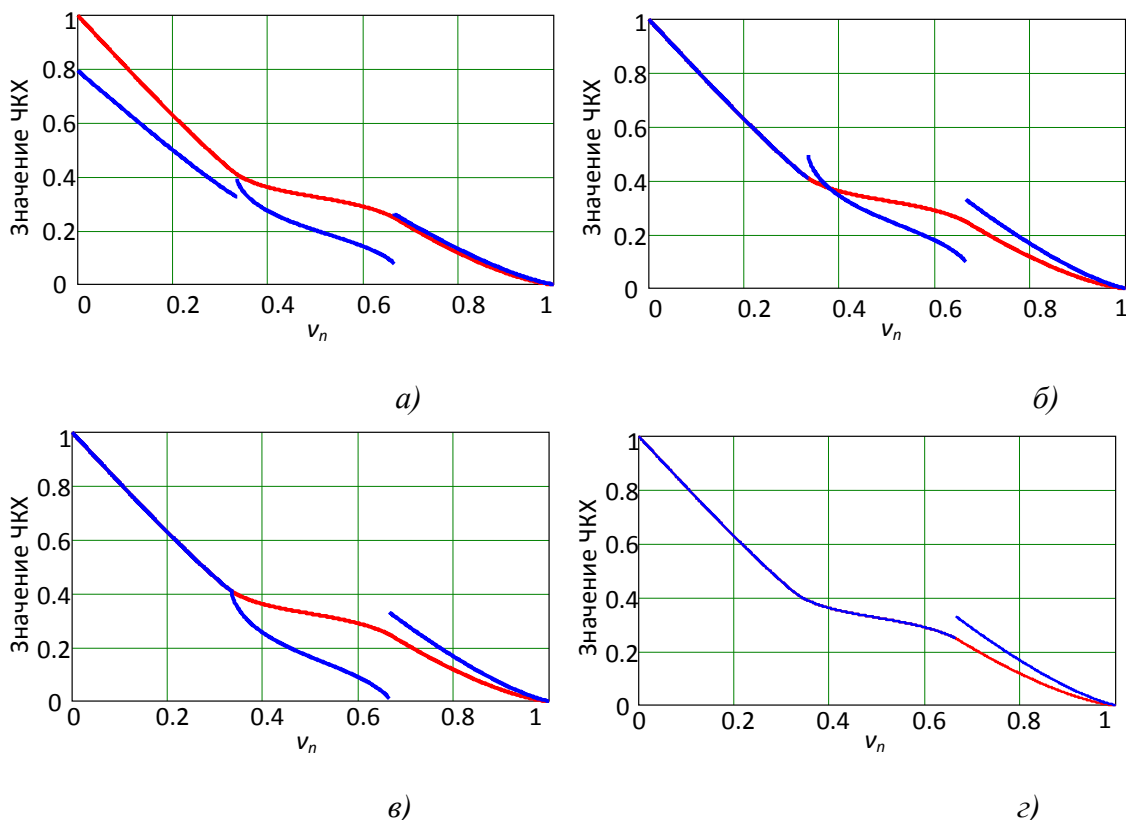


Рис. 3 – Изменение графика функции ЧКХ объектива с центральным экранированием

Как видим, кроме точек разрыва, наблюдается отклонение ЧКХ рассматриваемой функции, что обусловлено произведением суммы функций в выражении (12) на величину  $1 - q^2$ , а не делением на нее. В результате наблюдается смещение начального значения функции от единицы, чего не должно быть. Замена умножения делением в выражении (12) приводит к смещению начального значения функции в единицу и наложению двух кривых на первом участке, соответствующем отрезку  $[0, v_{n1}]$  (см. рис. 3,б). Внесем корректировку в выражение (13), аналогичную корректировки формулы (4) и построим графики изменённой функций (рис. 3,в). Как видно из полученных графиков, восстановлена непрерывность функции в первой точке разрыва.

Кроме того, во второй строке функции  $C(v_n)$  выражения (13) в третьем слагаемом в квадратных скобках присутствует множитель  $(1 + q^2)$ , вместо которого должен стоять множитель  $(1 - q^2)$ , как в выражении (4). Внесем исправление и построим новый график (рис. 3,г), на котором видим наложение графиков на участке  $[0, v_{n2}]$ . Оставшуюся точку разрыва  $v_{n2}$  можно устранить, если в третьей строке функции  $C(v_n)$  выражения (13) положить значение равное нулю, то есть привести к виду, соответствующему ЧКХ идеальной системы с центральным экранированием согласно выражениям (1), (2), (3), (5), (11) (рис. 1,б).

Перейдём к поиску неточностей в формулах функции ЧКХ объектива с центральным экранированием, представленных в работе [7]. Отличие от зависимостей, рассмотренных в работе [6], имеется лишь для функции  $C(v_n)$  (13) и состоит в отсутствии множителя  $\text{tg}[\phi(v_n)/2]$  в аргументе функции  $\text{arctg}$ :

$$C(v_n) = \begin{cases} -2q^2, & \text{если } 0 < v_n \leq \frac{1-q}{2}; \\ \frac{2}{\pi} \left[ q \cdot \sin(\phi(v_n)) + \frac{\phi(v_n)}{2} (1+q^2) - (1+q^2) \text{arc tg} \left( \frac{1+q}{1-q} \right) - 2q^2 \right], & \\ \text{если } \frac{1-q}{2} < v_n < \frac{1+q}{2}; \\ 2q^2(1-v_n), & \text{если } v_n > \frac{1+q}{2}. \end{cases} \quad (15)$$

Устранение точек разрыва приводит к необходимости введения отсутствующего множителя, то есть приведению к выражению (13), а затем и всех указанных действий по восстановлению непрерывности функции ЧКХ объектива с центральным экранированием.

#### **Алгоритм оценки разрешения реальных оптических систем**

Выше были проведены исследования по корректировке зависимостей для расчёта ЧКХ идеальной оптической системы (ОС) с центральным экранированием. Далее определяется разрешение изображения реальных ОС по следующему алгоритму.

1. Рассчитывается результирующая ЧКХ (наложенный контраст изображения) реальной оптической системы путём перемножением ЧКХ идеальной ОС и ЧКХ всех элементов сквозного трата формирования изображения (с учётом аберраций, термостабилизации, вибрации, расфокусировки, смазов изображения и др.).

2. Назначается пороговый контраст, который для ОС с дискретными фотоприёмными элементами по статистике принято брать на уровне 0,15-0,20.

3. Находится предельная пространственная частота  $v_{пред}$ , пропускаемая ОС, которая соответствует точке пересечения наложенного и порогового контрастов на графике ЧКХ.

4. Определяется предельное разрешение реальной оптической системы по формуле  $\rho = 1/(2v_{пред})$ .

### **Выводы:**

1. Проведён анализ зависимостей для построения функций частотно-контрастных характеристик идеальных оптических систем с центральным экранированием. Выявлено, что в некоторых источниках [3, 6, 7] представлены выражения, содержащие ошибки, которые, по-видимому, связаны с громоздкостью моделей и возможными опечатками при их написании. Использование такого рода выражений приводит к нарушению непрерывности кривых на графиках ЧКХ, что не соответствует реальному поведению оптической системы.

2. Предложены откорректированные зависимости для построения функций частотно-контрастных характеристик идеальных оптических систем с центральным экранированием, обеспечивающие их непрерывность. Проведена проверка адекватности таких моделей путём сравнения расчётных значений ЧКХ с табличными данными, представленными в первоисточнике [3].

3. Представлен алгоритм оценки разрешения реальных оптических систем, исходя из наложенного и пороговых контрастов изображения и предельно пропускаемой пространственной частоты ОС.

### **Библиографический список**

1. Соллогуб, А.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА [Текст] / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

2. Батраков, А.С. Математическая модель для прогнозирования линейного разрешения космических оптико-электронных систем дистанционного зондирования [Текст] / А.С.Батраков, А.Ю.Анатольев // Оптический журнал.– 2000. – Т. 67, № 7. – С. 92-99.

3. Проектирование оптических систем [Текст] / Э. Бетенски, Р. Хопкинс, Р. Шеннон [и др.]; под ред. Р. Шеннона, Дж. Вайанта. – М.: Мир, 1983. – 430 с.

4. Концептуальная и аналитическая модели ведения оптико-электронной съёмки с априорной экспонетрией на борту космического аппарата [Текст] / А.Н.Григорьев, Е.А.Дулин, Д.С.Коршунов [и др.] // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2017. – Т. 14, № 3. – С. 129-138.

5. Применение волоконно-оптических линий передачи данных - путь к повышению характеристик космических высокопроизводительных систем наблюдения [Текст] / А.М.Кузьмичёв, А.П.Малахов, А.Ю.Шиляев [и др.] // Сб. материалов IV Всероссийской НТК «Актуальные проблемы РКТ» (IV Козловские чтения) (14–18 сент. 2015 г., Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2015. – Т. 1. – С. 320-328.

6. Методы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов космических аппаратов. [Текст] / К.А. Занин. Под ред. В.В.Ефанова, К.М. Пичхадзе // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. Том 1. – Москва: Издательство МАИ-Принт, 2013. – С. 261-335.

7. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов. [Текст]: учебное пособие / В. В.Хартов, В.В.Ефанов, К.А.Занин – Москва: Издательство МАИ-Принт, 2011. - 131 с.

8. Куренков, В. И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие / В. И. Куренков. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.

### **Информация об авторах:**

**Куренков Владимир Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, телефон (846) 267-46-88. E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru).

Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надежность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

**Пупков Евгений Александрович, ст. преподаватель** кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, телефон (846) 335-18-26. E-mail: [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения.

## COMPARATIVE ANALYSIS OF MODELS TO RESOLUTION ASSESSMENT OF THE SPACE TELESCOPIC COMPLEX WITH CENTRAL SCREENING

© 2021 V. I. Kurenkov, E. A. Pupkov

Samara National Research University, Samara

The article addresses Modulation Transfer Function of ideal optical space telescopic system with central screening. Dependencies presented in some individual works are analyzed, discontinuity of Modulation Transfer Function are detected. Expressions for the Modulation Transfer Function of ideal optical systems with central screening are corrected. The adequacy of these models was checked. The algorithm for estimating the resolution of real optical systems, based on superimposed and threshold image contrasts and the ultimate transmitted spatial frequency of the optical system, is presented.

*Optical system, central screening, Modulation Transfer Function, linear ground resolution*

### References

1. Sollogub, A.V., Anshakov, G.P., Danilov, V.V. Spacecraft of Earth Surface Sensing Systems: Mathematical Models for Increasing the Efficiency of Spacecraft. Moscow: Mashinostroenie, 1993. In Russian.
2. Batrakov, A.S., Anatolev A. Yu. Mathematical Model for Predicting the Linear Resolution of Spaceborne Remote-Sensing Optoelectronic Systems, Journal of Optical Technology, 2000, vol. 67, no. 7, pp. 92-99. In Russian.
3. Betenski E., Hopkins R., Shannon R. et al., R. Shannon and J. Wyatt Eds. Applied Optics and Optical Engineering, vol. VIII, Academic Press, 1980.
4. Grigoriev, A.N., Dudin, E.A., Korshunov, D.S., Oktiabrskii, V.V. [The Conceptual and Analytical Models of Optoelectronic Survey with Prior Exposure Metering on Board a Spacecraft](#), Current Problems in Remote Sensing of the Earth from Space, 2017, vol. 14, no. 3, pp. 128-138. In Russian.
5. Kuzmichev, A.M., Malahov, A.P., Shilyaev, A. Yu., The Use of Fiber Optic Data Links is a Way to Improve the Performance of Space-Based High-Performance Surveillance Systems, Actual Problems of Space-Rocket Technology, Proceedings of IV Conference "Actual problems of RST" (IV Kozlov Readings). Samara: Samara Scientific Centre of RAS, 2015, vol. 1, pp. 320-328. In Russian.
6. Hartov, V.V., Efanov, V.V., Zanin, K.A., Pichkhadze K.M. The Methods for Design of Spacecraft Orbital Optoelectronic Complexes. Automatic Spacecraft Design for Fundamental Scientific Research, vol. 1, pp. 261-335, Moscow: MAI-Print, 2013. In Russian.
7. Hartov, V.V., Efanov, V.V., Zanin, K.A.. The Basics for Design of Orbital Optoelectronic Complexes, Moscow: MAI-Print, 2011. In Russian.
8. Kurenkov, V.I. Fundamentals of Designing Spacecraft for Optoelectronic Observation of the Earth's Surface. Samara: Samara University Publishing House, 2020. In Russian.

### About the authors

**Vladimir I. Kurenkov**, Doctor of Engineering, Professor, Professor at Space Engineering Department of Samara National Research University, 34, Moskovskoe шоссе, Samara, Russia, 443086, ph. (846) 267-46-88. E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Area of research: design, modeling the target operation, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.

**Evgeniy A. Pupkov**, Lecturer in the Department of Space Mechanical Engineering, Samara National Research University, S. P. Korolev, 443086, Samara, Moscow Highway, 34, telephone (846) 267-46-88. [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru). Area of scientific interest: design, modeling of the purposeful functioning of observation spacecraft.

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НЕРАВНОВЕСНЫХ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2021 Н.А. Елисов

Самарский национальный исследовательский университет, г. Самара

Интересной особенностью движения летательных аппаратов на гиперзвуковых скоростях является наличие физико-химических процессов, протекающих в скачке уплотнения. Изменение условий обтекания при наличии данных процессов оказывает непосредственное влияние на аэродинамические характеристики аэрокосмического аппарата. В работе исследуется влияние физико-химических процессов диссоциации и ионизации воздуха на аэродинамические характеристики аэрокосмического аппарата. Исследование проводилось с помощью численного решения уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу. Валидация настроек решателя ANSYS Fluent проведена путём сравнения результатов численного моделирования конуса с известными данными экспериментов. Приведено сравнение для коэффициентов сопротивления трения, сопротивления давления, лобового сопротивления, подъемной силы, аэродинамического качества и коэффициента продольного момента, полученных для моделей совершенного, диссоциированного и ионизированного газов.

*Аэрокосмический аппарат, гиперзвуковое течение, неравновесная кинетика, уравнения Навье-Стокса, методы вычислительной гидродинамики*

### Введение

Главным отличием гиперзвукового потока, условная граница которого начинается с чисел Маха  $M > 5$ , от сверхзвукового является высокотемпературный поток, в котором происходят физико-химические процессы диссоциации и ионизации [1]. Наличие данных процессов обусловлено тем, что при числах Маха  $M > 5$  скачок уплотнения сливается с пограничным слоем, ввиду чего образуется вязкий ударный слой, в котором существенно увеличивается трение и, следовательно, температура. Нижней границей начала процесса диссоциации является достижение набегающим потоком воздуха значений температуры 2000 K, при котором начинается диссоциация молекул кислорода, то есть его разложение на атомарные составляющие [2]. При дальнейшем росте температуры до значений 9000 K происходят процессы ионизации, при которых оставшиеся молекулы и атомы распадаются на элементарные заряженные частицы – электроны и положительно заряженные ионы.

Учёт особенностей при проведении аэродинамических расчётов на основе инженерных подходов существенно осложняется (особенно для тел с затуплениями), ввиду необходимости решения задачи определения толщины ударного слоя, как было показано в работах [3, 4]. Развитие методов вычислительной гидродинамики [5] и вычислительной техники позволило значительно упростить решение данных задач. Методы вычислительной гидродинамики основаны на численном решении уравнений Навье-Стокса, позволяющее с достаточной точностью определять аэродинамические характеристики летательных аппаратов и проводить оценку возмущённого потока.

В работах [6-8] с помощью методов вычислительной гидродинамики проводились исследования влияния неравновесных химических реакций на обтекание космических аппаратов. Например, Юном [6] изучалось влияние высокотемпературного газа на положение центра давления и коэффициента продольного момента волнолёта в зависимости от числа Маха. В работе [7] проводилось сравнение коэффициентов сопротивления трения, полученных для моделей совершенного газа и нескольких моделей ионизированного газа. Ли [8] изучал зависимость аэродинамического коэффициента и аэродинамического нагрева в зависимости от радиуса затупления носовой части волнолёта и им был предложен оптимальный радиус затупления.

В работе численно исследуется влияние неравновесных химических реакций диссоциации и ионизации на следующие аэродинамические характеристики

аэрокосмического аппарата (АэрКА): коэффициенты лобового сопротивления, подъёмной силы, продольного момента и аэродинамического качества с помощью методов вычислительной гидродинамики.

### Математическая модель

Для решения практических задач наиболее часто используются уравнения Навье-Стокса, осреднённые по Рейнольдсу [9], позволяющие с достаточной точностью проводить оценку турбулентных течений, которые имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{u}_i) = 0, \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{i,j} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\bar{\rho} \overline{u_i u_j}), \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} E) + \frac{\partial}{\partial x_i} [\bar{u}_i (\bar{\rho} E + \bar{p})] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_k h_k \bar{J}_k + \bar{u}_i (\tau_{ij})_{eff} \right], \end{cases} \quad (1)$$

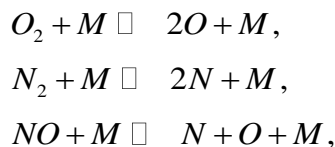
где  $\bar{\rho}$  – осреднённая плотность;  $\bar{p}$  – осреднённое давление;  $\mu$  – динамическая вязкость;  $\delta_{i,j}$  – дельта Кронекера;  $\bar{u}_i, \bar{u}_j$  – осреднённые компоненты скорости потока;  $(-\bar{\rho} \overline{u_i u_j})$  – напряжения Рейнольдса;  $E$  – полная энергия;  $T$  – температура;  $\bar{J}_k$  – диффузия  $k$ -го вещества;  $h$  – энтальпия;  $(\tau_{ij})_{eff}$  – касательные напряжения;  $k_{eff}$  – эффективная теплопроводность.

Для замыкания системы уравнений (1) используется модель турбулентности  $\gamma$ - $Re_\theta$  SST [10]. Учёт химических реакций, протекающих в скачке уплотнения, обеспечивается решением дополнительного уравнения переноса вещества [11]:

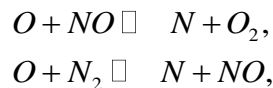
$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} Y_k) + \nabla \cdot (\bar{\rho} \bar{u} Y_k) = -\nabla \cdot \bar{J}_k + R_k,$$

где  $\nabla$  – оператор набла;  $Y_k$  – местная массовая доля  $k$ -го вещества;  $R_k$  – скорость создания  $k$ -го вещества от химической реакции.

При движении летательного аппарата на гиперзвуковых скоростях, в скачке уплотнения протекают 34 химические реакции, которые можно сгруппировать на процессы диссоциации:



реакции Зельдовича:



и процессы ионизации, описанные в работе [1].

Здесь  $M$  – партнёр по соударению ( $O_2, N_2, NO, O, N$ ).

Так как протекание неравновесных химических в скачке уплотнение проходит относительно медленно, то для их моделирования используется ламинарная модель горения, в которой параметр  $R_k$  рассчитывается, как сумма источников  $n$  реакций Аррениуса [11]:

$$R_k = M_k \sum_{r=1}^n R_{k,r},$$

где  $M_k$  – молекулярная масса  $k$ -го вещества;  $R_{k,r}$  – молярная скорость Аррениуса создания/разрушения вещества  $k$  в реакции  $r$ , определяемая соотношением [11]:

$$R_{k,r} = \Gamma (v_{k,r}'' - v_{k,r}') \left[ k_{f,r} \prod_{m=1}^n (C_{m,r})^{v_{k,r}'} - k_{b,r} \prod_{m=1}^n (C_{m,r})^{v_{k,r}''} \right]. \quad (2)$$

Здесь  $\Gamma$  – параметр, характеризующий влияние третьих тел на реакции;  $v_{k,r}'$  – стехиометрический коэффициент реагента  $k$  в реакции  $r$ ;  $v_{k,r}''$  – стехиометрический коэффициент продукта  $k$  в реакции  $r$ ;  $k_{f,b,r}$  – константа скорости прямой/обратной реакции  $r$ , определяемая из уравнения Аррениуса [12]:

$$k_{f,b,r} = AT^\beta \exp\left(-\frac{E}{RT}\right), \quad (3)$$

где  $A$  – предэкспоненциальный фактор, характеризующий частоту столкновения частиц;  $\beta$  – температурная экспонента;  $E$  – энергия активации реакции;  $R$  – универсальная газовая постоянная.

### Постановка задачи

Исследование влияния неравновесных химических реакций на аэродинамические характеристики проводится для прототипа летательного аппарата, представленного на рис 1, который совмещает в себя идеи летательных аппаратов Boeing X-37 и Boeing X-51. Прототип летательного аппарата имеет площадь крыла  $18,44 \text{ м}^2$ , длину  $14,66 \text{ м}$  и среднюю аэродинамическую хорду  $2,3 \text{ м}$ .

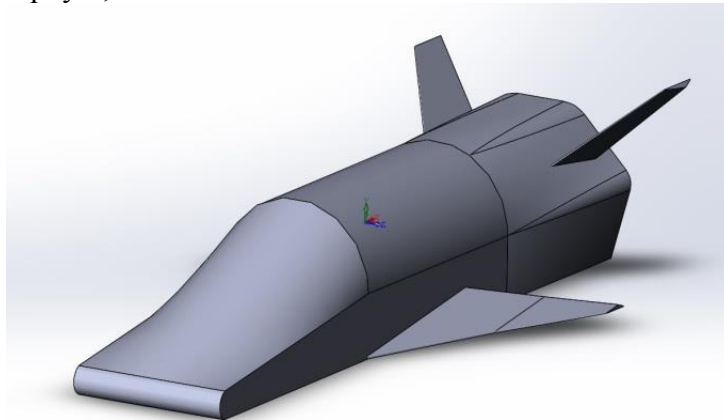


Рис. 1 – Прототип аэрокосмического аппарата

Построение конечно-элементной модели проводилось с помощью генератора сеток ICEM CFD с использованием блочной структуры. Поверхностная конечно-элементная модель прототипа летательного аппарата представлена на рис. 2. Сформированная сетка имеет  $4,9 \text{ млн}$  элементов.

Аэродинамическое исследование проводится для высоты полёта  $H = 40 \text{ км}$  с параметрами набегающего потока в соответствии с ГОСТ 4401-81 [13], для диапазона углов атаки  $\alpha = [0^\circ; 40^\circ]$  и при постоянном числе Маха  $M = 25$ . Расчёт аэродинамических характеристик летательного аппарата проводится для двух моделей газа: совершенного и неравновесного. В свою очередь, неравновесный газ был сгруппирован на два вида: диссоциированный газ и ионизированный газ.

Значения параметров  $A$ ,  $\beta$ ,  $E$  в уравнении Аррениуса (3) приняты в соответствии с моделью Парка [14]. При проведении аэродинамических расчётов вводилось допущение, что поверхность прототипа летательного аппарата некаталитическая, то есть её материал не оказывает влияние на химические реакции и в соотношении (2) параметр  $\Gamma = 1$ .

### Результаты

Для валидации настроек решателя ANSYS Fluent с принятыми математическими моделями, проводилось численное моделирование конуса с углом полураствора  $\delta = 30^\circ$ , при числе Маха  $M = 22$  и с параметрами набегающего потока, соответствующих высоте  $H = 65$

км [1]. Для устранения методологической ошибки, толщина первого пристеночного слоя у конуса была принята равной  $\Delta = 1$  мм, как и у рассматриваемого АэрКА.

Результаты моделирования конуса показали, что толщина ударного слоя (расстояние от носка конуса до фронта скачка уплотнения) в модели неравновесного газа уменьшилась, что привело к увеличению значения плотности за скачком уплотнения (рис. 2). Кроме этого, уменьшение толщины ударного слоя привело к снижению угла наклона скачка уплотнения, что, в свою очередь, привело к понижению давления на конусе (рис. 3,б), что соответствует реальной физике процесса, описанной в работе [1]. Относительная разница давлений, полученных с помощью численного моделирования и эксперимента, представленного в [1], составила 2,8%, что свидетельствует о хорошей согласованности между ними. В связи с этим, применённые настройки решателя ANSYS Fluent могут использоваться для расчётов АэрКА.

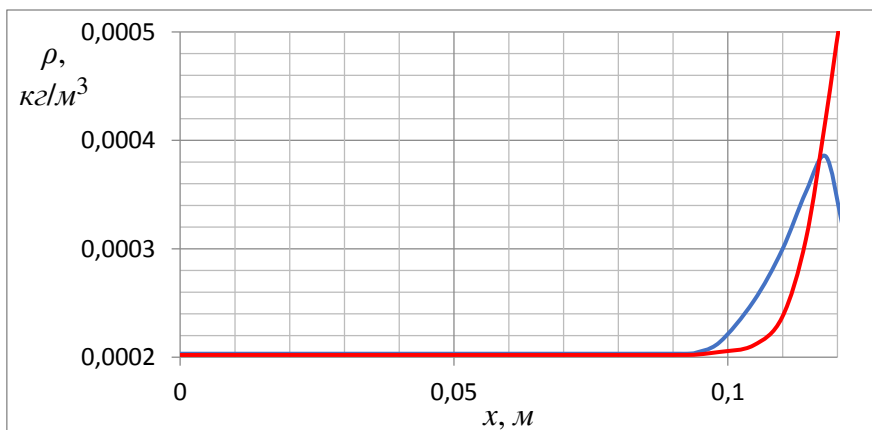


Рис. 2 – Сравнение толщин ударного слоя, полученных для моделей совершенного газа (синяя линия) и неравновесного газа (красная линия)

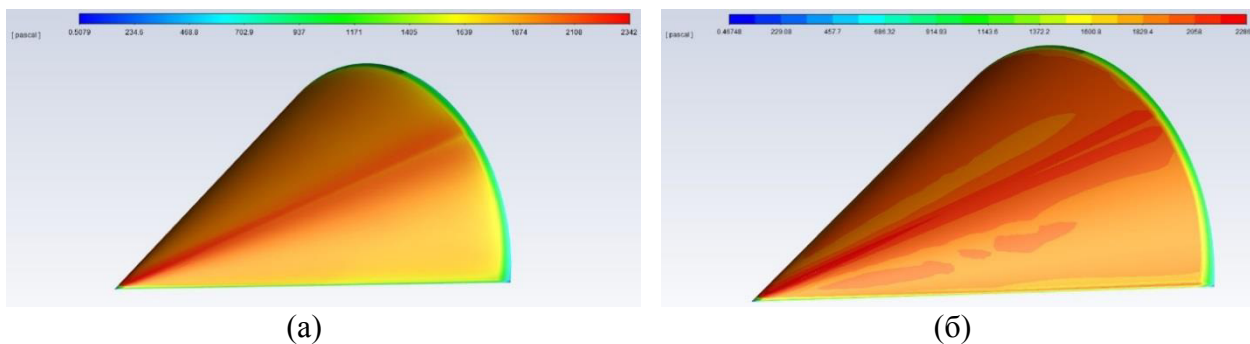


Рис. 3 – Распределение давления на поверхности, полученное для модели: (а) совершенного газа и (б) неравновесного газа

Аэродинамические расчёты АэрКА проводились с помощью суперкомпьютера Самарского университета «Сергей Королёв». Адекватность полученных результатов подтверждается выполнением условия  $y_+ \in [0; 8]$  для модели турбулентности  $\gamma$ - $Re_\theta$  SST (рис. 3).



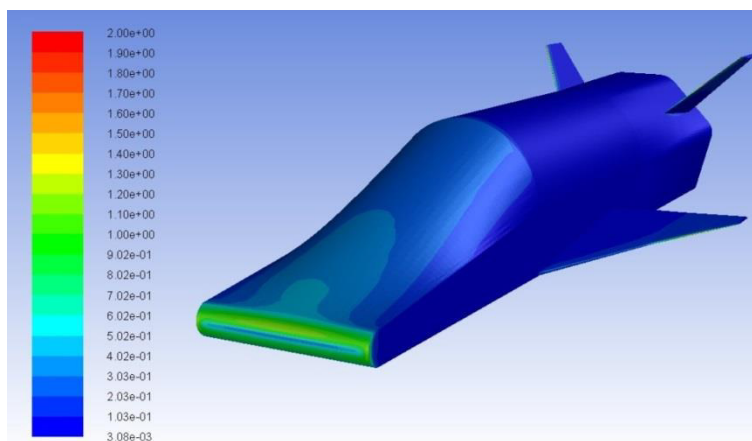


Рис. 3 – Распределение  $y_+$  по поверхности АэрКА

Для оценки точности полученных решений при использовании построенной конечно-элементной модели, был проведён анализ независимости сетки [15, 16], заключающийся в увеличении количества расчётных элементов сетки и повторном проведении аэродинамических расчётов. Данная процедура проводилась для сеток с параметрами, представленными в табл. 1.

Табл. 1 – Рассматриваемые сетки

№ п/п	Количество элементов сетки
1	4855000
2	7475852
3	10501360

Анализ независимости сетки проводился по следующим соотношениям [8]:

$$p = \frac{\left| \ln \frac{f_3 - f_2}{f_2 - f_1} + q(p) \right|}{\ln r_{21}},$$

$$q(p) = \ln \left( \frac{r_{21}^p - s}{r_{32}^p - s} \right),$$

$$s = \text{sign} \left( \frac{f_3 - f_2}{f_2 - f_1} \right),$$

$$GCI_{21} = F_s \frac{\varepsilon_{21}}{r_{21}^p - 1},$$

$$GCI_{32} = F_s \frac{\varepsilon_{32}}{r_{32}^p - 1}.$$

Здесь  $p$  – порядок сходимости;  $f_i$  – решения, полученные при использовании различных сеток;  $r_{ij}$  – отношение количества элементов;  $GCI$  – индекс сходимости сетки, характеризующий оценку ошибки дискретизации;  $F_s$  – коэффициент безопасности, равный 1,25;  $\varepsilon_{ij}$  – относительная разница полученных решений  $f_{ij}$ .

Анализ независимости сетки показал, что использование конечно-элементной модели с размерностью 4,7 млн элементов достаточно для получения точных значений аэродинамических коэффициентов, как видно из табл. 2.

Табл. 2 – Результаты анализа независимости сетки

Совершенный газ			
Оцениваемый параметр	Порядок сходимости $p$	Индекс сходимости сетки $GCI_{21}, \%$	Индекс сходимости сетки $GCI_{32}, \%$
$C_x$	1,942	0,10	0,24
$C_y$	1,638	0,33	0,35
Неравновесный газ (диссоциированный)			
Оцениваемый параметр	Порядок сходимости $p$	Индекс сходимости сетки $GCI_{21}, \%$	Индекс сходимости сетки $GCI_{32}, \%$
$C_x$	0,727	0,19	0,14
$C_y$	0,514	0,41	0,44

Значения коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$ , полученные для модели неравновесного газа, оказались выше значения, полученного для модели совершенного газа (рис. 4). Однако, сравнение коэффициентов лобового сопротивления  $C_{xa}$ , полученных при учёте процессов диссоциации и ионизации, показало незначительную разницу между ними.

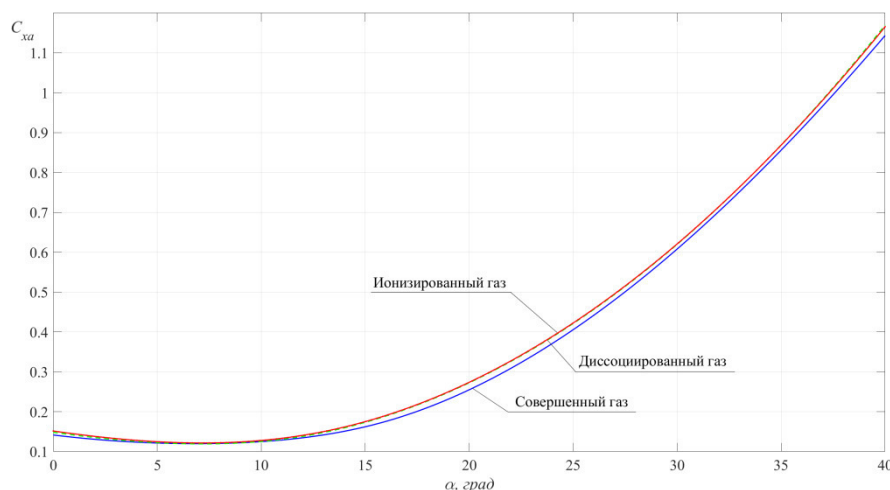


Рис. 4 – Сравнение коэффициентов лобового сопротивления

Существенный вклад в увеличение коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$  для моделей неравновесного газа вносит коэффициент сопротивления трения  $C_{x\ tr}$  (рис. 5, а). Увеличение коэффициента сопротивления трения  $C_{x\ tr}$  связано с молярной концентрацией компонентов и может быть объяснено следующим образом: при небольших значениях угла атаки верхняя и нижняя поверхности ЛА испытывают более-менее равномерное трение. При увеличении угла атаки на нижней поверхности увеличивается интенсивность процессов диссоциации и ионизации, ввиду чего происходит заметное увеличение коэффициента сопротивления трения.

На малых значениях угла атаки ( $\alpha \leq 4,5^\circ$ ) вклад в увеличение коэффициента лобового сопротивления вносит также коэффициент сопротивления давления  $C_{x\ давл}$  (рис. 5, б). Однако, при дальнейшем увеличении угла атаки его значение в моделях неравновесного газа становится меньше по сравнению с моделью совершенного газа. Данное обстоятельство объясняется уменьшением угла наклона скачка уплотнения, который приводит к снижению перепада давления за ним.

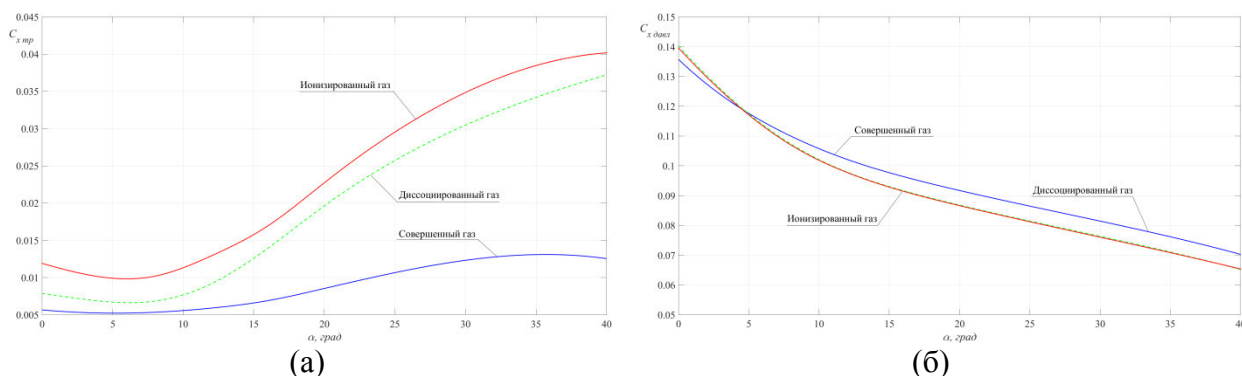


Рис. 5 – Сравнение коэффициентов: (а) сопротивления трения и (б) сопротивления давления

В отличие от коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$ , изменение коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  для моделей неравновесного газа имеет более сложный характер, что выражается в пересечении кривой коэффициента подъемной силы, полученной для модели совершенного газа (рис. 6). Значения коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$ , полученные для моделей неравновесного газа, проходят преимущественно ниже значений, полученных для модели совершенного газа.

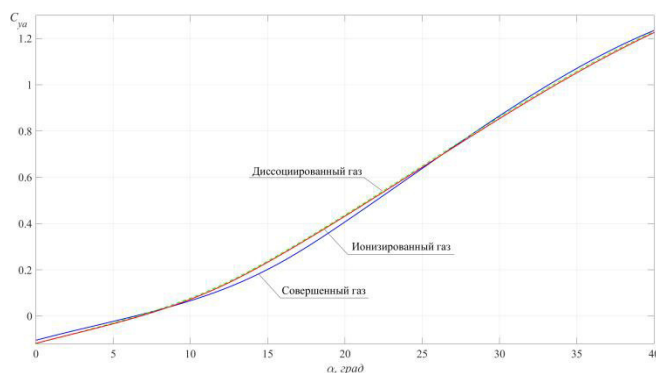


Рис. 6 – Сравнение коэффициентов подъемной силы

Несмотря на незначительные изменения в аэродинамических коэффициентах лобового сопротивления  $C_{xa}$  и подъемной силы  $C_{ya}$ , они оказывают заметное влияние на аэродинамическое качество  $K$  (рис. 7). Из рис. 6 видно, что максимальное аэродинамическое качество достигается при разных значениях углах атаки ( $\alpha_{СТ}(K_{max}) = 22,5^\circ$  и  $\alpha_{НГ}(K_{max}) = 21,2^\circ$ ). Аэродинамическое качество  $K$ , полученное для ионизированного газа оказалось немного меньше качества, полученного для модели диссоциированного газа.

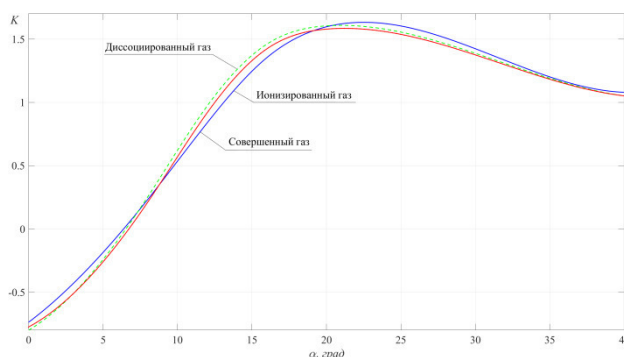


Рис. 7 – Сравнение аэродинамического качества

И, наконец, изменения в аэродинамических коэффициентах, вследствие изменения действующих аэродинамических сил, также приводят к изменению коэффициента продольного момента  $m_z$  (рис. 8). Значения коэффициента продольного момента, полученные для моделей неравновесного газа, проходят ниже значений, полученных для модели

совершенного газа, в связи с чем летательный аппарат будет менее устойчивым по продольной оси. Наиболее заметно различие для диапазона углов атаки  $\alpha \in [12^\circ; 18^\circ]$ , на которых средняя разница в коэффициентах продольного момента составила  $\Delta m_z = 0,01$ .

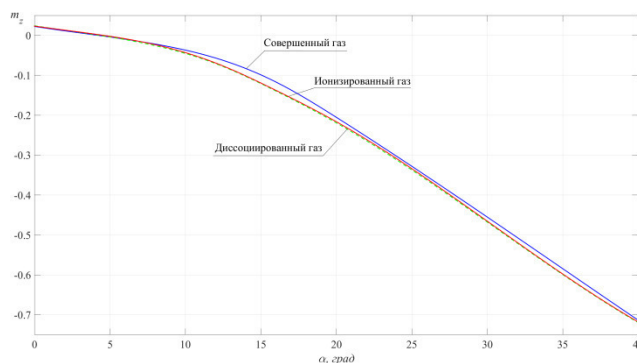


Рис. 8 – Сравнение коэффициентов продольного момента

### Заключение

По результатам исследования влияния неравновесных химических реакций на аэродинамические характеристики летательного аппарата можно сделать следующие выводы:

- Наличие неравновесных химических реакций в скачке уплотнения приводят к увеличению коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$ , ввиду увеличения значения коэффициента сопротивления трения  $C_{x\text{тр}}$ .
- Основной вклад в изменение аэродинамических коэффициентов вносят процессы диссоциации воздуха. Процессы ионизации воздуха оказывают малозаметное влияние на аэродинамические коэффициенты по сравнению с процессами диссоциации.
- Наиболее чувствительным коэффициентом к неравновесным химическим реакциям является коэффициент продольного момента  $m_z$ , что не противоречит известным результатам.

### Библиографический список:

1. Park C. Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics, – Wiley-Interscience, 1990, 358 p.
2. Лунёв В.В. Гиперзвуковая аэродинамика, – М.: Машиностроение, 1975, 328 с.
3. Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений, – М.: Изд-во иностранной литературы, 1962, 607 с.
4. Дорренс У.Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа, - М.: Мир, 1966, 439 с.
5. Anderson J.D. Computational Fluid Dynamics. The basics with applications, - McGraw-Hill, 1995, 547 p.
6. L. Jun, Li Kai, L. Weiqiang, High-temperature gas effects on aerodynamic characteristics of waverider, Chinese Journal of Aeronautics, 2015, vol. 28 (1), pp. 57-65.
7. G. Tchien, D.E. Zaitoun, Computation of weakly ionized air flow in thermochemical nonequilibrium over sphere-cones, International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, vol. 29, pp. 1393-1401.
8. S. Li, Z. Wang, W. Huang, S. Xu, Li Yan, Aerodynamic performance investigation on waverider with variable blunt radius in hypersonic flows, J. Acta Astronautica, 2017, vol. 137, pp. 362-372.
9. Girault V. Finite Element Methods for Navier-Stokes Equations: Theory and Algorithms, - Springer-Verlag, 1986, 386 p.
10. R.B. Langtry, Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes, AIAA Journal, 2009, vol. 47 (12), pp. 2894-2906.
11. ANSYS Fluent theory guide 12.0. help system, ANSYS inc., 2009.

12. Laidler K.J. Chemical kinetics, - New-York: Prentice Hall Publisher, 1987, 531 p.
13. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры, - М.: Изд-во стандартов, 2004, 181 с.
14. C. Park, Chemical kinetic problems of future NASA missions, I: Earth Entries, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1991, vol. 7 (3), pp. 385-397.
15. ГОСТ Р 57700.14-2018 Численное моделирование физических процессов. Верификация получаемых сеточными методами численных решений задач механики сплошной среды. – М.: Стандартинформ, 2018, 12 с.
16. L.E. Schwer, Is your mesh refined enough? Estimating discretization error using GCI, 9<sup>th</sup> LS-DYNA anwenderforum, 2008.

#### Информация об авторах:

**Елисов Н.А.**, младший научный сотрудник НИЛ-102 «Перспективные фундаментальные и прикладные космические исследования на базе наноспутников»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [mr07th@gmail.com](mailto:mr07th@gmail.com)

### NUMERICAL ASSESSMENT OF INFLUENCE NON-EQUILIBRIUM CHEMICAL REACTIONS ON THE SPACEPLANE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

© 2021 N.A. Elisov

Samara National Research University, Samara

One of hypersonic flow feature is presence of physicochemical processes that occurred in a shock wave. These processes led to change of flow around spaceplane and, consequently, its aerodynamic characteristics. This paper devoted to numerical investigation of physicochemical processes of dissociation and ionization influence on the spaceplane aerodynamic characteristics. The study provided by the numerical solution of Reynolds average Navier-Stokes equations. Validation of the ANSYS Fluent solver settings provided by the comparison of results obtained by means of numerical simulation and known experiments. A comparison is made for the skin friction, drag pressure, drag and lift coefficients, lift-to-drag ratios and pitching moments that obtained for the models of perfect, dissociated and ionized gases.

*Spaceplane, hypersonic flow, non-equilibrium kinetics, Navier-Stokes equations, computational fluid dynamics*

#### References:

1. Park C. Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics, – Wiley-Interscience, 1990, 358 p.
2. Lunyov V.V. Giperzvukovaya aerodinamika, – М.: Mashinostroenie, 1975, 328 p.
3. Hejz U.D., Probstin R.F. Teoriya giperzvukovyh techenij, – М.: Izd-vo inostrannoj literatury, 1962, 607 p.
4. Dorrens U.H. Giperzvukovye techeniya v yazkogo gaza, - М.: Mir, 1966, 439 p.
5. Anderson J.D. Computational Fluid Dynamics. The basics with applications, - McGraw-Hill, 1995, 547 p.
6. L. Jun, Li Kai, L. Weiqiang, High-temperature gas effects on aerodynamic characteristics of waverider, Chinese Journal of Aeronautics, 2015, vol. 28 (1), pp. 57-65.
7. G. Tchien, D.E. Zaitoun, Computation of weakly ionized air flow in thermochemical nonequilibrium over sphere-cones, International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, vol. 29, pp. 1393-1401.
8. S. Li, Z. Wang, W. Huang, S. Xu, Li Yan, Aerodynamic performance investigation on waverider with variable blunt radius in hypersonic flows, J. Acta Astronautica, 2017, vol. 137, pp. 362-372.
9. Girault V. Finite Element Methods for Navier-Stokes Equations: Theory and Algorithms, - Springer-Verlag, 1986, 386 p.

10. R.B. Langtry, Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes, AIAA Journal, 2009, vol. 47 (12), pp. 2894-2906.
11. ANSYS Fluent theory guide 12.0. help system, ANSYS inc., 2009.
12. Laidler K.J. Chemical kinetics, - New-York: Prentice Hall Publisher, 1987, 531 p.
13. GOST 4401-81, Standard atmosphere. Parameters, Moscow: Izdatel'stvo standartov Publ., 2004, 180 p.
14. C. Park, Chemical kinetic problems of future NASA missions, I: Earth Entries, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1991, vol. 7 (3), pp. 385-397.
15. GOST R 57700.14-2018, Numerical modeling of physical processes, Verification of numerical solutions of continuum mechanics problems obtained by grid-based methods. – Moscow.: Standartinform, 2018, 12 p.
16. L.E. Schwer, Is your mesh refined enough? Estimating discretization error using GCI, 9<sup>th</sup> LS-DYNA anwenderforum, 2008.

**About the authors:**

**N.A. Elisov** researcher of Research laboratory 102; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [mr07th@gmail.com](mailto:mr07th@gmail.com)

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 7: Информатика и информационно-  
управляющие системы**

## РАЗВИТИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ИСКУССТВЕННЫХ СВЯЗНЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

© 2021 В.С. Сторожев, Е.А. Шангина, Н.С. Жуль

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва,  
г. Железногорск, Россия.

В настоящее время штатное функционирование космических аппаратов обеспечивается за счёт бортового программного обеспечения. По этой причине его развитие прямо влияет на основные тактико-технические характеристики космического аппарата. В данной статье на примере программного обеспечения системы электропитания геостационарных связных КА рассмотрена эволюция бортового программного обеспечения, а так же перспективы и условия развития.

*Ключевые слова:* космический аппарат, МКО, SpaceWire, программное обеспечение.

Бортовое программное обеспечение реализует сбор и анализ параметров КА, а также его управление. Изначально бортовое программное обеспечение (БПО) имело лишь вспомогательную функцию. В настоящее время программный контур управления является основным. Дальнейшее развитие БПО и внедрение его в работу обеспечивающих систем, целевую аппаратуру влияет на улучшение удельно-массовых характеристик КА.

На сегодняшний день используется организация и архитектура бортового комплекса управления (БКУ), лётная эксплуатация которого начата в 1982 году и построенная на интерфейсе МКО ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B). Возможности развития и модернизация такого БКУ с информационно-логическим интерфейсом на сегодняшний день достигли своего предела.

Одной из наиболее типовых и простых частей БПО КА обеспечивающей системы является ПО системы электропитания. Так как всё ПО обеспечивающих систем строится на одних и тех же принципах, то на этом примере нагляднее всего отобразить развитие всего БПО.

БКУ - совокупность приборов и устройств с информационным и программным обеспечением, предназначенным для организации работы бортового программного обеспечения и его хранения (организации внутреннего (автономного) контура управления КА и организации информационно-логического взаимодействия с внешними контурами управления КА), а так же организации контура обеспечения живучести спутника при возникновении аварийных ситуаций.

СЭП в составе платформы выполняет следующие функции:

1 обеспечение электроэнергией бортовой аппаратуры (БА) двумя номиналами напряжения при штатной эксплуатации КА в течение всего срока активного существования (САС);

2 обеспечение электроэнергией БА при всех видах испытаний, предусмотренных инструкцией по эксплуатации, на заводе изготовителе (ЗИ), техническом комплексе и стартовом комплексе;

3 обеспечение защиты АБ от перезаряда или переразряда;

4 обеспечение живучести спутника и выдача аварийных сигналов отключения нагрузки при снижении выходных параметров СЭП за границы допуска;

5 выдача телеметрии в бортовой комплекс управления (БКУ);

6 выдача и прием обменных сигналов и команд в смежное оборудование.

Для прослеживаемости развития ПО СЭП рассмотрены «знаковые» КА, в которых отражены важные изменения в части ПО СЭП, которые демонстрируют кратное увеличение функциональности ПО СЭП.



Одним из первых КА, на котором появилось ПО СЭП, является аппарат «Галс». Во время создания данного КА бортовые вычислительные машины не поддерживали применения аналоговых датчиков.

В ПО СЭП КА «Галс» реализовано 3 функции. Характеристики ПО представлены в Таблице 1.

Следующим эволюционным шагом в развитии ПО СЭП было создание ПО СЭП для КА «SESAT».

На ПО СЭП КА «SESAT» возложено уже 8 функций:

Основные характеристики ПО СЭП для КА «SESAT» представлены в Таблице 1.

Самое современное на данный момент ПО СЭП отечественной разработки реализовано в КА на основе платформ «Экспресс-1000Н», «Экспресс-2000» и их модификациях. Одним из таких КА является «Amos-5».

Количество функций возложенных на ПО СЭП КА «Amos-5» возросло до 16 штук.

Как видно количество функций с каждым витком развития ПО СЭП значительно увеличивается.

Основные характеристики ПО СЭП для КА «Amos-5» приведены в Таблице 1.

В таблице 1 приведены сравнительные характеристики ПО СЭП различных КА.

Таблица 1 – Сравнительные характеристики ПО СЭП различных аппаратов

Наименование КА	Количество программных компонент	Телеметрия		Команды		Соотношение аппаратной и программной части		Ресурсы памяти	
		Количество программной телеметрии	Количество аппаратной телеметрии	Количество программных команд	Количество аппаратных команд	Соотношение программной / аппаратной телеметрии	Соотношение программных / аппаратных команд	ПЗУ, кб	ОЗУ, кб
Галс	2	5	52	10	37	0,09	0,27	2,5	
SESAT	3	53	77	43	44	0,7	0,98	2,75	3,25
Amos-5	8	112	36	183	22	3,1	8,3	33	35

Из Таблицы 1 видно кратное увеличение функциональности ПО СЭП при каждом качественном совершенствовании.

Так как в рамках данной статьи ПО СЭП является показательным примером, то можно сделать общие выводы по модернизации бортового программного обеспечения.

Для дальнейшего развития БКУ КА, разрабатываемых АО «ИСС», необходимо модернизировать информационно-логический интерфейс, пересмотреть топологию бортовой сети, а также архитектуру БКУ, что позволит в будущем получить полностью цифровую платформу всего КА.

Бортовая информационно-коммуникационная сеть должна соответствовать требованиям открытых стандартов передачи данных, иметь модульную конструкцию и распределенную архитектуру.

Ввиду последних международных тенденций отрасли, разработчики БА для комплектования КА определили основной набор интерфейсов для построения бортовых комплексов:

1 Интерфейс SpaceWire ECSS-E-50-12C - предназначен для построения распределённых высокопроизводительных бортовых вычислительных систем и управляющих комплексов КА, работающих в системе реального времени;

2 Интерфейс SpaceFibre – развитие интерфейса SpaceWire (скорость 1 – 10 Гбит/с).

Сетевая коммуникационная инфраструктура бортового программного обеспечения на основе SpaceWire позволит полностью отказаться от аппаратных команд и аппаратной логики работы СЭП, что позволит увеличить её эффективность, например за счёт:

1 программного управления каждого регулятора солнечной батареи КА;

2 программного управления каждого силового блока зарядно-разрядного устройства аккумуляторной батареи;

3 исключение кабелей для исполнения аппаратных команд и аппаратной телеметрии (включая разъёмы).

Вывод:

Рассмотренные тенденции показывают необходимость дальнейшей цифровизации платформы КА, для чего уже созданы предпосылки. Переход на платформу с полностью цифровым управлением будет способствовать:

1) улучшению удельно-массовых характеристик КА в целом;

2) более эффективному и оперативному устранению недостатков и неисправностей БПО непосредственно в полёте;

3) потенциально, увеличению коэффициента полезного действия бортового оборудования (теоретические разработки в этом направлении уже ведутся, но не могли быть рассмотрены в рамках данной статьи);

4) повышению отказоустойчивости БПО за счет более разветвлённой топологии сети.

#### **Библиографический список**

1. Проектирование надежных спутников связи / Под ред. академика М.Ф. Решетнева.- Томск: МГП «РАСКО»,1993. - 221с.

2. Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учебное пособие. В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко; Сиб.гос.аэрокосмич.ун-т.-Красноярск, 2011.-488с.

3. Чернецова М.М., Тюрин М.В. Состояние и направления развития программного обеспечения систем связи с малыми космическими аппаратами, Труды Международного симпозиума «Надежность и качество», том 1, 2019.

4. Оленев В.Л., Лавровский И.Я., Коробков И.Л., Шейнин Ю.Е. Проектирование и моделирование бортовых сетей SpaceWire. Аэрокосмические компьютерные и программные системы, 2019.

### Сведения об авторах

1. Сторожев Владимир Сергеевич, аспирант, инженер-конструктор, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», 8-39197-88-01, [storozh@iss-reshetnev.ru](mailto:storozh@iss-reshetnev.ru), космическая техника.

2. Жуль Николай Сергеевич, аспирант, ведущий инженер-конструктор, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», 8-39197-88-01, [zns@iss-reshetnev.ru](mailto:zns@iss-reshetnev.ru), космическая техника.

3. Шангина Екатерина Андреевна, кандидат технических наук, инженер-конструктор, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», 8-39197-88-01, [shangina@iss-reshetnev.ru](mailto:shangina@iss-reshetnev.ru), космическая техника.

## DEVELOPMENT OF SOFTWARE FOR THE POWER SUPPLY SYSTEM FOR GEOSTATIONARY SPACECRAFT

© 2021 V. S. Storozhev, E. A. Shangina, N. S. Zhul

«Academician M.F.Reshetnev» Information Satellite Systems»,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region

Currently, the regular operation of spacecraft is provided by on-board software. For this reason, its development directly affects the main tactical and technical characteristics of the spacecraft. In this article, the development of on-board software, as well as the prospects and conditions of development, is considered on the example of the software for the power supply system of geostationary spacecraft.

*Keywords: spacecraft, MEC, SpaceWire, software.*

### References

- 1 Designing reliable communication spacecraft, 1993. - 221с.
- 2 Fundamentals of information support spacecraft design 2011. - 488с.
- 3 Design and simulation of onboard SpaceWire networks, 2019.
- 4 State and directions of development of software for communication systems with small spacecraft, 2019.

### About authors

1 Storozhev Vladimir Sergeevich, graduate student, design engineer, JSC academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, 8-39197-88-01, [storozh@iss-reshetnev.ru](mailto:storozh@iss-reshetnev.ru), space technology.

2 Zhul Nikolai Sergeevich, graduate student, lead design engineer, JSC academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, 8-39197-88-01, [zns@iss-reshetnev.ru](mailto:zns@iss-reshetnev.ru), space technology.

3 Shangina Ekaterina Andreevna, candidate of technical sciences, design engineer, JSC academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, 8-39197-88-01, [shangina@iss-reshetnev.ru](mailto:shangina@iss-reshetnev.ru), , space technology.

## ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

© 2021 А.А. Нагибин, В.Д. Рябов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В данных тезисах рассмотрены методы и средства повышения надёжности бортового программного обеспечения. На основе совокупности наиболее подходящих методов и средств можно спрогнозировать стремительный рост надёжности путем выявления возможных сбоев на программном уровне путём анализа критических точек и структурированным подходом к формированию каталогов версий программы в процессе её отладки и эксплуатации.

*Надёжность программного обеспечения, оценка надёжности, обеспечение надёжности, повышение надёжности, бортовое программное обеспечение.*

Для работы и управления космическим аппаратом (КА) применяется бортовое программное обеспечение (БПО) которое, как правило, запрограммировано для локализации всех прогнозируемых сбоев бортовой аппаратуры но, как известно, что не корректное программное обеспечение так же может привести к сбоям или отказу всего КА в целом [1]. Поэтому разрабатываемое БПО должно быть достаточно надёжным, чтобы максимально снизить все возможные риски.

Для обеспечения надёжности программного обеспечения (ПО) существуют различные модели, такие как, модель Миллса, Липова, Шумана, статическая модель надёжности и другие.

Для повышения надёжности БПО и обеспечения безотказной работы КА рассмотрены следующие подходы:

- Системно-функциональный подход, приведённый в [2];
- Подход, основанный на зависимости обнаруженных ошибок с течением времени от числа пользователей [3].

Применив некоторые блоки системно-функционального подхода приведенного выше, а именно блок входных и выходных данных который должен проанализировать формат всех глобальных и локальных переменных для каждой программы по отдельности и всех глобальных переменных для комплекса в целом, так как при несовпадении типов переменных происходит потеря точности вычислений. Для реализации вычислений всех возможных вариантов для юнит-тестов и выявления несовпадения типов переменных, такой анализ будет реализован в программе «Auto\_code» [4].

Помимо ошибок, описанных в [2] и [3], также существует ряд ошибок, возникающих из-за человеческого фактора, а именно:

- Возможная потеря ключевых файлов с исходными данными (подобная ошибка может привести к потере изделия, как описано в [5]);
- Допуск кратных ошибок (в самом алгоритме и отладочном проекте одновременно), из-за чего могут возникнуть ложные прохождения тестов;
- Некорректные взаимодействия с другими алгоритмами по причинам неоднозначной договоренности между разработчиками.

Часть вышеописанных ошибок может отсеется более квалифицированным разработчиком на стадии проверки и интеграции в проект БПО, однако из-за большого количества программ, данные ошибки могут пройти дальше незамеченными. Структура типовых взаимодействий при разработке БПО приведена на рис. 1.

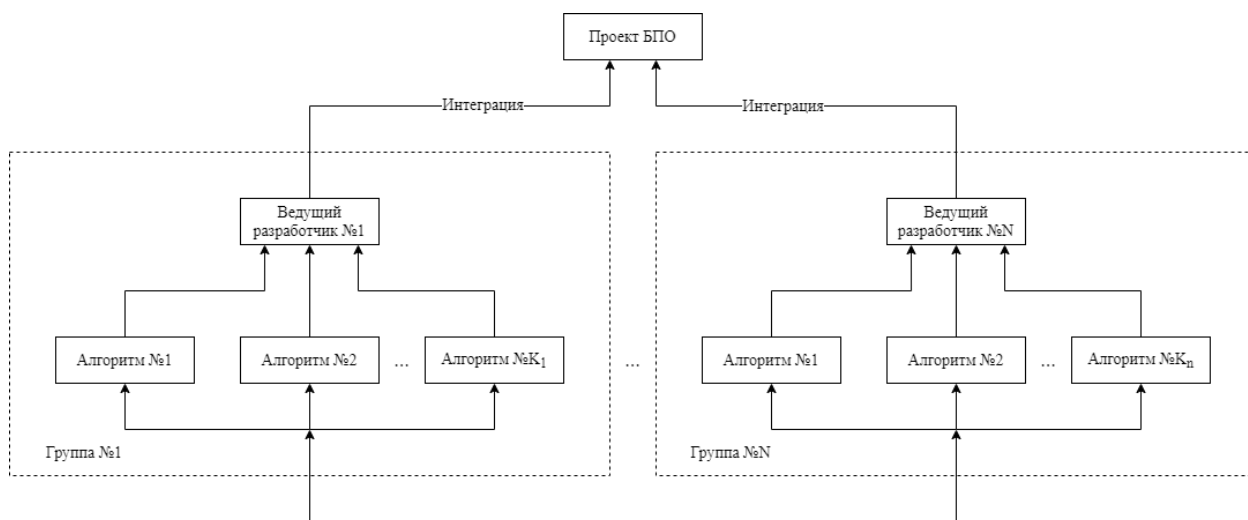


Рис. 1 – Структура взаимодействий при разработке БПО

Из рис. 1 видно, что каждый алгоритм принадлежит некоторой группе, в состав которой входят разработчики алгоритмов и ведущий разработчик, выполняющий проверку результатов разработки своей группы. При одновременной доработке нескольких алгоритмов с различным числом связей, становится крайне затруднительно оперативно проанализировать изменения, а также произвести ручную интеграцию без ошибок.

Избавиться от ошибок, описанных выше, позволяют системы контроля версий, которые следят за проектом. [6]. Сравнительный анализ систем контроля версий в [7] а также статистика использования [8] показывают, что наиболее популярной и функциональной является Git – бесплатная система контроля версий, разработанная создателем ядра Linux, Линусом Торвалдсом [9]. При разработке обычного ПО для автоматизации и систематизации используют один из трех веб-сервисов для централизации разработки: GitHub, GitLab, BitBucket. При разработке БПО это не предоставляется возможным, так как недопустимо хранить БПО на удаленных серверах из соображений сохранности конфиденциальной и служебной информации. Существуют также и аналоги вышеупомянутых сервисов, которые имеют открытую лицензию и их можно развернуть на локальных серверах.

Сравнительный анализ веб-сервисов для централизации разработки ПО в [10] показал, что наиболее функциональным сервисом является GitHub. Его ближайшим локальным аналогом является Gitea (акроним от Git и tea) [11]. Данный сервис, в совокупности с системой контроля версий git, позволяет повысить надежность разрабатываемого БПО, облегчает разработку и проверку результатов ведущим разработчиком за счет автоматизации процессов разработки и интеграции, а также строгим логировании любых изменений БПО.

На основе вышеизложенного анализа разработки БПО и возможных ошибок, на рисунке 3 приведена схема организации проекта БПО для одной группы разработчиков.

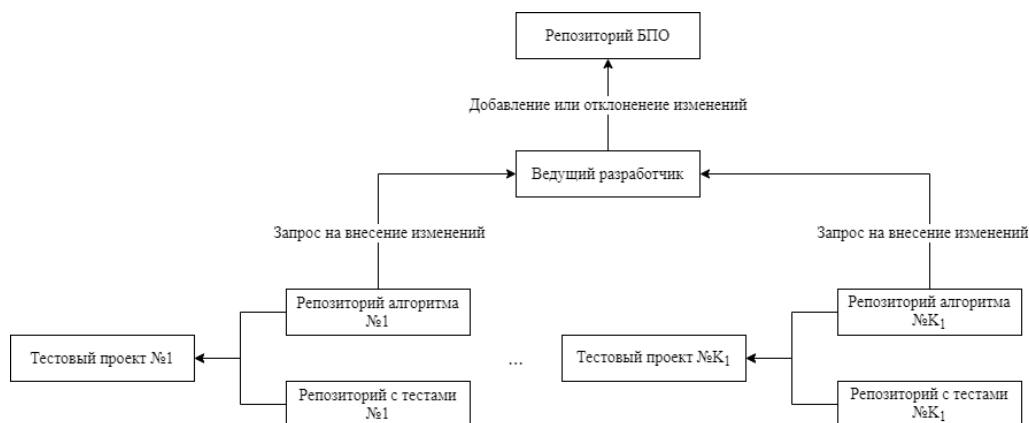


Рис. 2 – Организация проекта БПО с использованием git и Gitea

Структура, изображенная на рис. 2, позволяет проводить детальный анализ изменений не только основного алгоритма БПО, но также и написанных тестов, так как одновременная ошибка в тесте и самой программе может привести к нештатной работе всего БПО. Помимо этого, анализ истории разработки БПО позволяет предупреждать появление новых ошибок, так как накопленный опыт в виде полученных ошибок сохраняется и доступен каждому разработчику.

К минусам такой связки (git и Gitea) можно отнести необходимость обучения данным технологиям разработчиков и дополнительную нагрузку на локальные серверы предприятия.

В заключении можно отметить, что совокупность известных методов и применения специальных программных средств можно повысить надёжность БПО путем расчёта оптимальной математической модели организации разработки программ и её структурированную каталогизацию, и визуализации этапов процесса разработки.

### Библиографический список

1. ГОСТ 28195-89 Оценка качества программных средств // Введ. 01.07.1990. –М: ИПК ИЗДАТЕЛЬСТВО СТАНДАРТОВ.

2. Степович-Цветкова Г.С. Повышение надежности программного обеспечения: системно-функциональный подход // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 7, №5 (2015) <http://naukovedenie.ru/PDF/75TVN515.pdf> (доступ свободный). Загл. с экрана. Яз. рус., англ. DOI: 10.15862/75TVN515.

3. Наумов А.А., Айдинян А.Р. Надежность программного обеспечения и методы ее повышения // Электронный научный журнал «Инженерный вестник Дона», №2 (2018) (доступ свободный). Загл. с экрана. <http://ivdon.ru/ru/magazine/archive/n2y2018/4946>.

4. Нагибин А.А. Реализация и применение специальной САПР для разработки бортового программного обеспечения системы управления движением космического аппарата и его отладки с целью повышения производительности труда // М.: Научно-технический журнал «Труды ФГУП «НППЦАП» Системы и приборы управления» №4(46) С. 34-36.

5. NASA Spacecraft: [Электронный ресурс]. URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1999-023A>

6. О системах контроля версий: [Электронный ресурс]. URL: <https://habr.com/ru/company/otus/blog/521290>

7. Кукарцев В.В., Бадарчы С.А. Сравнение систем контроля версий: Git, Mercurial, CVS и SVN // Международный научный журнал «Синергия наук», №19 (2018), с.538-548.

8. Рейтинг систем контроля версий: [Электронный ресурс]. URL: <https://tagline.ru/version-control-systems-rating>

9. Десять лет Git: интервью с создателем – Линус Торвальдс: [Электронный ресурс]. URL: <https://habr.com/ru/post/374887>

10. GitHub против Git против GitLab против Bitbucket: [Электронный ресурс]. URL: <https://www.technodor.info/2020/02/github-git-gitlab-bitbucket.html>

11. What is Gitea?: [Электронный ресурс]. URL: <https://docs.gitea.io/en-us/>

### Сведения об авторах

**Нагибин Андрей Анатольевич**, исследователь «Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева», инженер-конструктор в АО «РКЦ «Прогресс», т. (846) 228-90-68, E-mail: a.a.nagibin@gmail.com. Область научных интересов: Информационные системы и технологии.

**Рябов Виктор Дмитриевич**, магистр «Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева», инженер-конструктор в АО «РКЦ «Прогресс», т. (846) 228-90-68, E-mail: 145042@students.ssau.ru. Область научных интересов: Радиотехника, информационные системы и технологии.

## RESEARCH METHODS AND MEANS TO INCREASE RELIABILITY OF ON-BOARD SOFTWARE

© 2021 A.A. Nagibin, V.D. Ryabov

JSC «RSC «Progress», Samara

*This theses discusses methods and means of increasing the reliability of onboard software. Based on the combination of the most suitable methods and tools, it is possible to predict a rapid increase in reliability by identifying possible failures at the software level by analyzing critical points and a structured approach to the formation of catalogs of program versions during its debugging and operation.*

*Software reliability, reliability assessment, reliability assurance, reliability enhancement, onboard software.*

### Information about authors

**Nagibin Andrey Anatolyevich**, researcher of the Samara National Research University named after academician S.P. Korolev, design engineer at JSC «RSC «Progress», t. (846) 228-90-68, E-mail: a.a.nagibin@gmail.com. Research interests: Information systems and technologies.

**Ryabov Viktor Dmitrievich**, master of the Samara National Research University named after academician S.P. Korolev, design engineer at JSC «RSC «Progress», t. (846) 228-90-68, E-mail: 145042@students.ssau.ru. Research interests: Information systems and technologies.



**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 8: Перспективные материалы и технологии  
в аэрокосмической отрасли**

## ОБЗОР ПРИМЕНЕНИЯ НЕОХЛАЖДАЕМЫХ МАТРИЧНЫХ МИКРОБОЛОМЕТРИЧЕСКИХ ФОТОПРИЁМНИКОВ В АППАРАТУРЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ДЗЗ

©2021 Г.В. Бунтов

Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Зеленоград

Приведён обзор применения микроболометрических фотоприёмников в оптико-электронных системах дистанционного зондирования космического назначения. Представлены краткие описания аппаратуры и её назначения. Сделан вывод о возможности и перспективах использования микроболометрических фотоприёмников в современной аппаратуре ДЗЗ.

*Ключевые слова:* ДЗЗ, инфракрасная камера, микроболометрическая матрица.

### Введение

В основе современных инфракрасных неохлаждаемых оптических систем приёма изображения в спектральном диапазоне 7–14 мкм лежат неохлаждаемые преобразователи ИК-излучения, представляющие собой двумерные микроболометрические матрицы большого формата, способные воспринимать температурные контрасты не хуже 50–80 мК.

В связи с тем, что технологически и экономически целесообразным является совмещение на одном кристалле фотоприёмной матрицы и схемы обработки сигнала, наибольшее распространение получили микроболометрические фотоприёмники на основе болометров, материалы которых совместимы с технологией КМОП. Совмещение болометров и КМОП структур на одном кристалле позволяет создавать микроболометрические матрицы с встроенными цепями питания, управления и аналого-цифрового преобразования.

В настоящее время промышленные технологии изготовления неохлаждаемых микроболометрических фотоприёмников основаны на применении матриц кремниевых микроболометров на основе:

- оксида ванадия  $VO_x$ ;
- легированного аморфного кремния  $a-Si:H$ ;
- поликристаллического сплава  $SiGe$ .

оксид ванадия обладает высокими значениями температурного коэффициента сопротивления ( $TKC = 2-3\%$ ), однако  $VO_x$  – нестандартный материал для КМОП-технологии. Изготовление оксида ванадия в виде тонких пленок является сложным для управления процессом из-за узкого диапазона технологических параметров, обеспечивающих стабильность и оптимальность характеристик оксида. Кроме того, наличие гистерезиса приводит к проблемам при построении тепловых изображений горячих объектов, а теплопроводность таких пленок на порядок больше, чем значения этого параметра для полупроводников (обычно 0,05 Вт/смК), что значительно влияет на постоянную времени фотоприёмника (инерционность).

Для обеспечения хорошей термоизоляции микроболометра остаточное давление газовой среды внутри корпуса не должно превышать 75 мТорр, что требует применение корпуса с высоким значением герметичности для обеспечения требуемого значения вакуума в пределах всего срока эксплуатации.

Типовая конструкция болометрического пиксела из микроболометрической матрицы представлена на рис. 1.

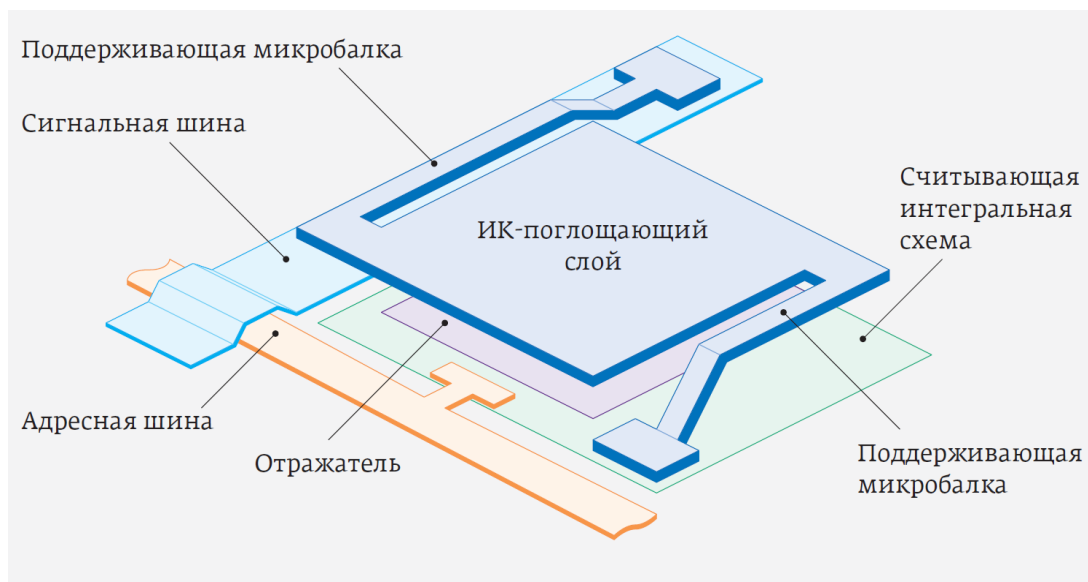


Рис. 1 – Типовая конструкция микроболометрического пиксела

Основными тенденциями развития микроболометрических матриц являются:

- увеличение разрешения до  $1280 \times 1024$  и до  $2048 \times 1536$ ;
- уменьшение размера пиксела для повышения кадровой частоты и уменьшения постоянной времени.
- создание двух и многоспектральных микроболометрических матриц;
- повышение технологичности изготовления (уменьшение цены и количества брака)
- поиск новых принципов детектирования ИК-излучения и новых фоточувствительных материалов (графен, другие 2D-структуры и т. п.).

Одним из основных ограничений микроболометрических фотоприёмников, влияющих на применение их в системах ДЗЗ, является относительно высокая инерционность (от 10мс и более). С учётом низкой энергетичности оптических сигналов в ИК диапазоне спектра и малой светосилы длиннофокусных объективов, реализация систем ДЗЗ среднего и высокого разрешения на основе микроболометрических фотоприёмников трудновыполнима, даже с учётом применения тангажирования. Поэтому применение микроболометрических фотоприёмников в системах ДЗЗ ограничивается системами низкого пространственного разрешения и метеорологическими задачами.

### **Состояние производства микроболометрических фотоприёмников в России**

В России первые попытки создания микроболометрических матриц были предприняты в 1994–1995 годах в НПО «Орион» (Москва). В начале 2000-х годов предприятие приступило к разработкам приборов формата  $320 \times 240$  на базе оксида ванадия на подложке из нитрида кремния. Работы по созданию микроболометрических матриц на основе оксидов ванадия ведутся также в АО «ЦНИИ «Циклон» и ИФП СО РАН (Новосибирск). На текущий момент предприятий с полным (от изготовления кристаллов до тестирования корпусированных изделий) технологическим циклом, способным обеспечить серийное изготовление микроболометрических фотоприёмных матриц в России не существует. АО «ОКБ «Астрон» имеет технологическую линейку в которой выполняются скрайбирование, разварка кристаллов, корпусирование, вакуумирование, и тестовые испытания. Параметры изготавливаемых АО «ОКБ «Астрон» микроболометрических матриц приведены в таблице 1.

Табл. 1 – Параметры изготавливаемых АО «ОКБ «Астрон» микроболومترических матриц

Модель	АСТРОН-38417	АСТРОН-64017-1	АСТРОН-64017-2	АСТРОН-64012
Разрешение детектора	384x288	640x512	640x512	640x512
Шаг чувствительных элементов, мкм	17	17	17	12
Спектральный диапазон, мкм	7–14	7–14	3–5, 8–14	7–14
NEDT	$\leq 40$ мК (@ f / 1,0; 25 Гц; 300 К)	$\leq 40$ мК (@ f / 1,0; 25 Гц; 300 К).	$\leq 30$ мК (@ f / 1,0; 50 Гц; 300 К)	$\leq 40$ мК (@ f / 1,0; 50 Гц; 300 К)
Частота кадров, Гц	60	60	60	60
Постоянная времени, мс	15	10	10	10
Питание аналоговой части, В	5	3,3	3,3	3,3
Питание цифровой части, В	5	1,8	1,8	1,8
Потребляемая мощность, мВт	150	200	250	170
Рабочая температура, °С	-50 ... +65	-40 ... +85	-50 ... +65	-40 ... +85

Одним из перспективных микроболومترических фотоприёмников является микроболومترический детектор АСТРОН-64017-2, который работает в двух оптических диапазонах 3-5 мкм и 8-12 мкм. Данный фотоприёмник обладает разрешением 640x512 пикселей, малой постоянной времени и низким значением NEDT.

### **Обзор применения неохлаждаемых микроболومترических фотоприёмников в аппаратуре ДЗЗ и межпланетных КА**

#### **Infrared Spectral Imaging Radiometer (ISIR). Shuttle Hitchhiker Experiment**

Первым применением микроболومترических фотоприёмников в системах ДЗЗ можно считать ISIR (Infrared Spectral Imaging Radiometer) Shuttle Hitchhiker Experiment, эксперимент проведённый в 1997г, ходе которого была проведена серия съёмки камерой на основе неохлаждаемой микроболومترической матрицы с разрешающей способностью 328x246 пикселей и спектральных фильтров 8,2-9мкм, 10,3-11,3мкм, 11,5-12,5мкм и 8-12,5мкм. При обработке изображений был использован цифровой метод ВЗН, что позволило существенно уменьшить NEDT. Полоса захвата составляла 87 км, при проекции пиксела около 250м.

Основными задачей ISIR являлась проверка возможностей применения неохлаждаемых микроболومترических фотоприёмников в задачах ДЗЗ из космоса, в частности получение информации о яркостной температуре облаков, суши и морской поверхности совместно с использованием прямых лидарных измерений высоты верхней границы облачности. Для калибровки в составе аппаратуры был предусмотрено АЧТ.

Конструкция ISIR представлена на рис. 2

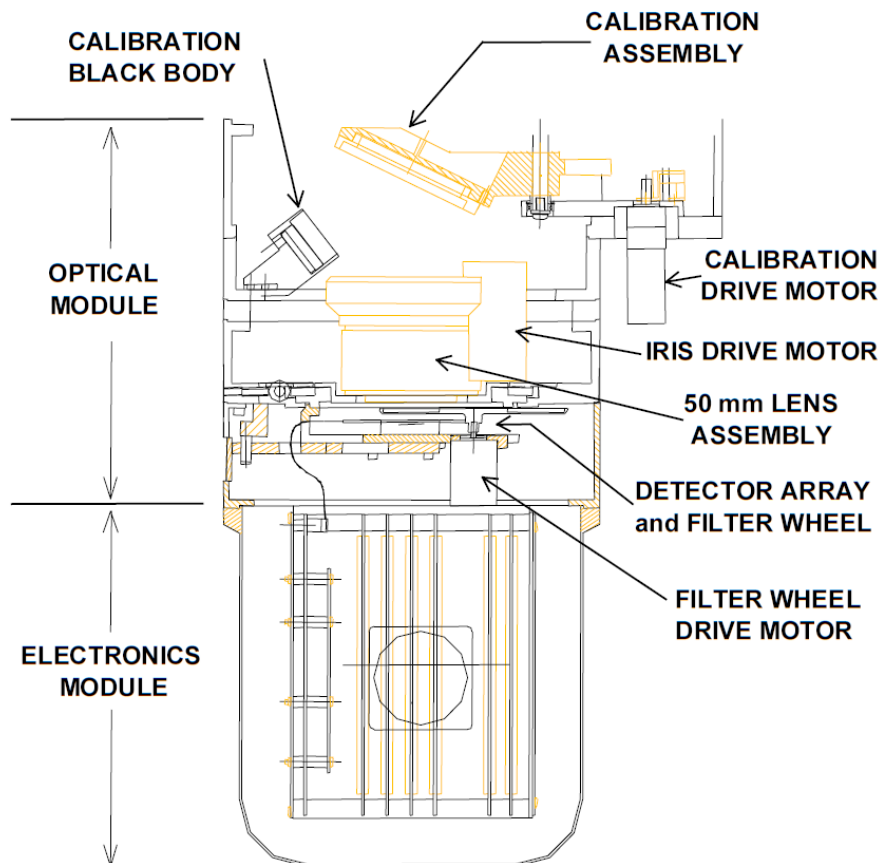


Рис. 2 – Конструкция ISIR

Для повышения отношения сигнал/шум при обработке полученных изображений был применён метод цифрового ВЗН. Зависимость NEDT от числа интегрируемых при проведении цифрового ВЗН строк приведена на рис. 3. Из приведённого графика видно, что интегрирование более 40 строк не целесообразно.

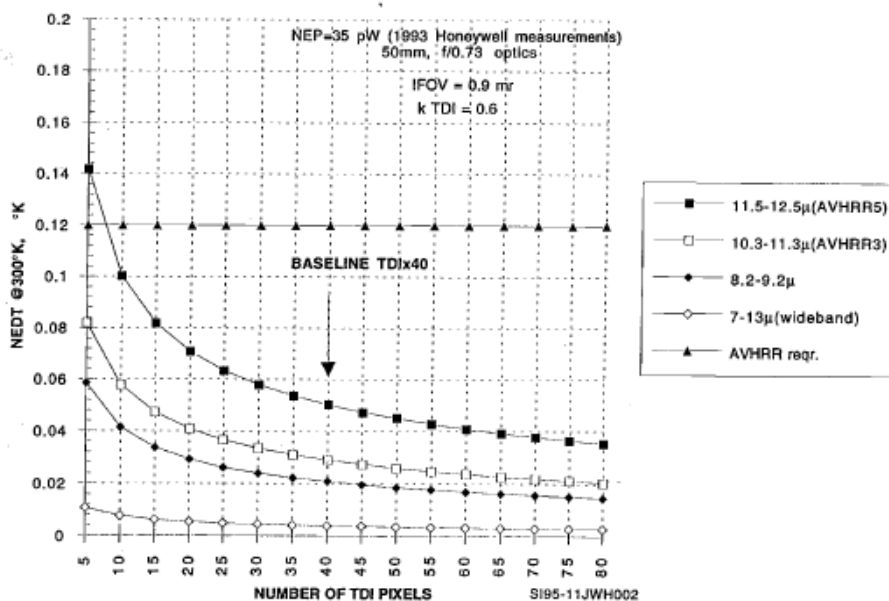


Рис. 3 – Зависимость NEDT аппаратуры ISIR от числа интегрируемых строк  
The thermal emission imaging system (THEMIS). Mars Odyssey

The thermal emission imaging system (THEMIS) – аппаратура для изучения минералогии и физических свойств поверхности Марса. THEMIS получает мультиспектральные изображения, полученные в пяти спектральных диапазонах от 0,42 до 0,86мкм в девяти спектральных диапазонах от 6,8 до 14,9мкм (представлены в табл.2 и на рис. 4). Аппаратура THEMIS была установлена на КА Mars Odyssey, запущенный 7 апреля 2001 г.

Табл. 2 – Спектральные диапазоны аппаратуры THEMIS.

Наименование спектрального канала	Центр полосы пропускания (мкм)	Полная ширина по уровню 0,5 - FWHM (мкм)
IR-1	6.78	1.01
IR-2	6.78	1.01
IR-3	7.93	1.09
IR-4	8.56	1.16
IR-5	9.35	1.20
IR-6	10.21	1.10
IR-7	11.04	1.19
IR-8	11.79	1.07
IR-9	12.57	0.81
IR-10	14.88	0.87

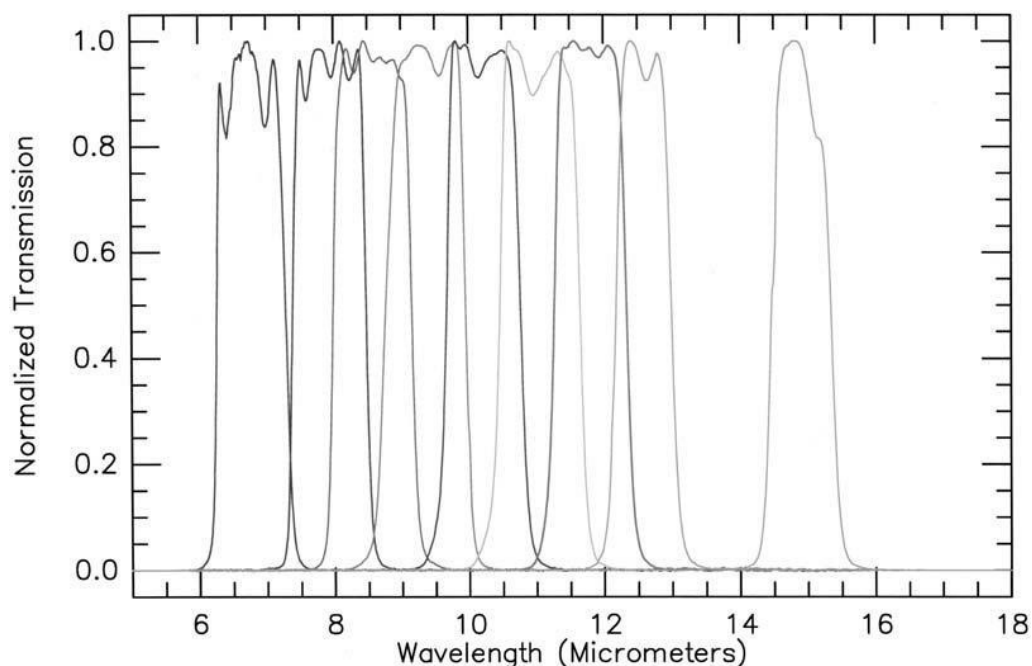


Рис. 4 – Спектральные диапазоны от 6,8 до 14,9  $\mu\text{m}$  аппаратуры THEMIS

В качестве фотоприёмника используется микроболометрическая матрица 320x240 пикселей с шагом 50мкм. С учётом номинальной высоты орбиты 400км и фокусного расстояния 200 мм проекция пикселя составляет 100м при полосе захвата 32км.

Реализация девяти спектральных диапазонов от 6,8 до 14,9мкм выполнена в виде 10-ти спектральных каналов, два из которых (IR1 и IR2) имеют один тип светофильтра с центром полосы пропускания 6,78мкм. Светофильтры установлены напрямую над микроболометрической матрицей. Каждая полоса светофильтра, за исключением диапазона 6,78мкм, перекрывает 24 пикселя, что с учётом углов падения излучения даёт 16 полностью

перекрытых строк. Спектральные каналы 6,78мкм закрыты общим светофильтром, перекрывающим 48 пикселей, что даёт 32 полностью перекрытых строки.

Кадровая частота работы микроболومترческой матрицы составляет 30Гц.

Для повышения значения NEDT используется реализация цифрового ВЗН с 16-ю строками интегрирования, что с учётом применения точной стабилизации температуры, электронной схемы считывания и низкими шумами считывания даёт высокое отношение сигнал/шум.

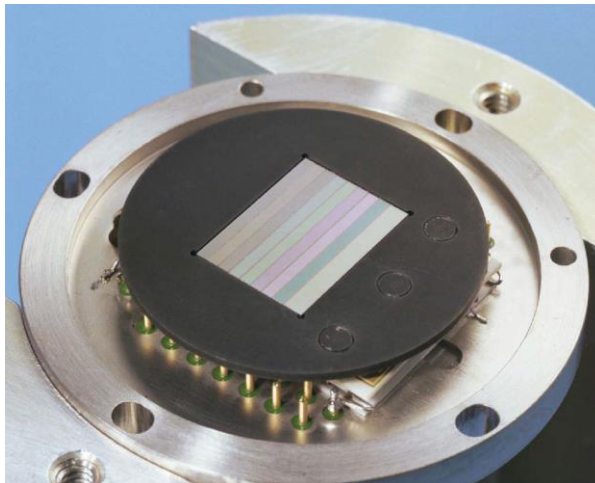


Рис. 5 – Конструкция микроболومترического фотоприёмного узла аппаратуры THEMIS

Оптическая система выполнена в виде зеркального объектива – анастигмата с эффективной апертурой 120мм и фокусным расстоянием 200мм. Совмещение видимого/ближнего ИК канала 0,42 до 0,86мкм и ИК канала 6,8 до 14,9мкм осуществляется с помощью светоделительной пластины. Оптическая схема и внешний вид аппаратуры THEMIS представлена на рис. 6.

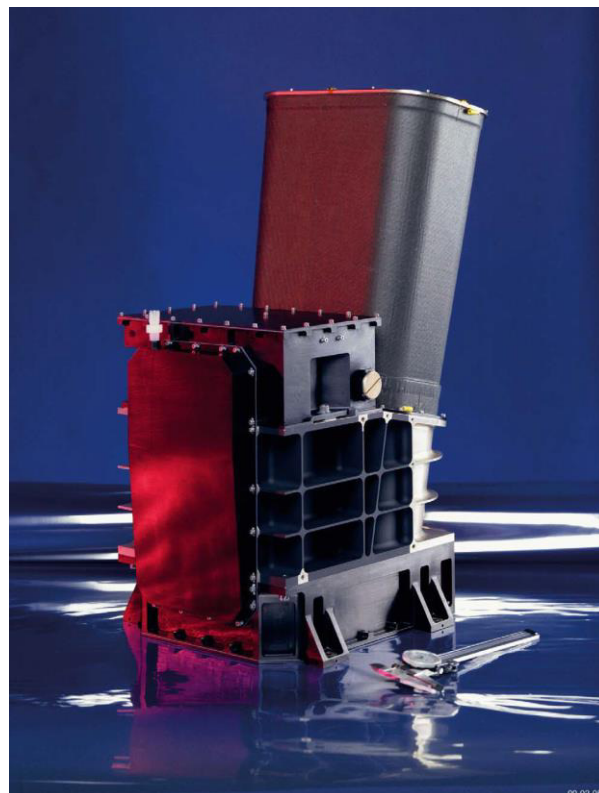
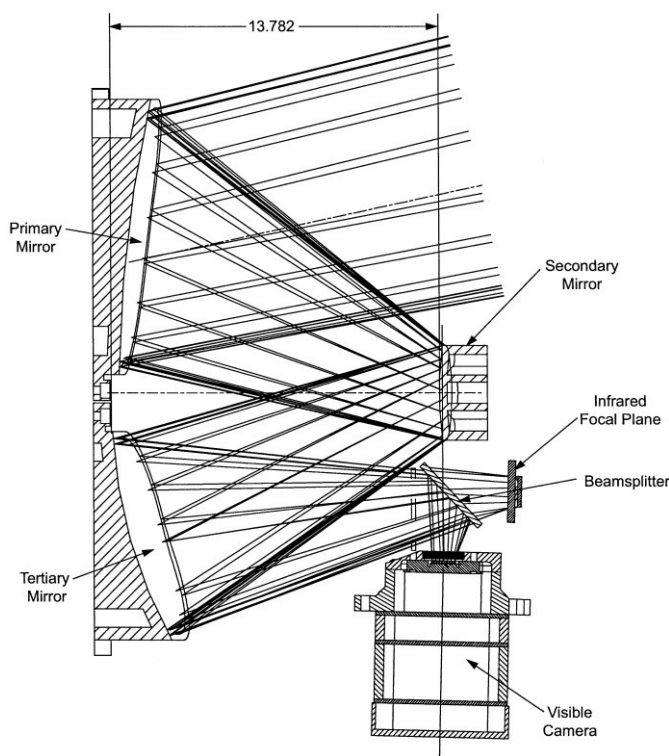


Рис. 6 – Оптическая схема и внешний вид аппаратуры THEMIS SAC-D. KA Aquarius

Аппаратура Aquarius предназначена для океанологических исследований, в частности изучения циркуляции воды в океане, солёности океана по показаниям радиометров (радио и ИК диапазонов). Также в задачи радиометров ИК диапазона входил мониторинг очагов лесных пожаров.

Аппаратура Aquarius была установлена на КА SAC-D (Аргентина), запущенный 10 июня 2011г.

В состав аппаратуры Aquarius входит ИК радиометр NIRST (New InfraRedSensor Technology), представляющий собой 2 камеры на основе микроболометрических линейных фотоприёмников. Одна камера принимает изображение в диапазоне 3,8 мкм, вторая в двух диапазонах 10,85 и 11,85 мкм

Внешний вид аппаратуры NIRST представлен на рис. 7.

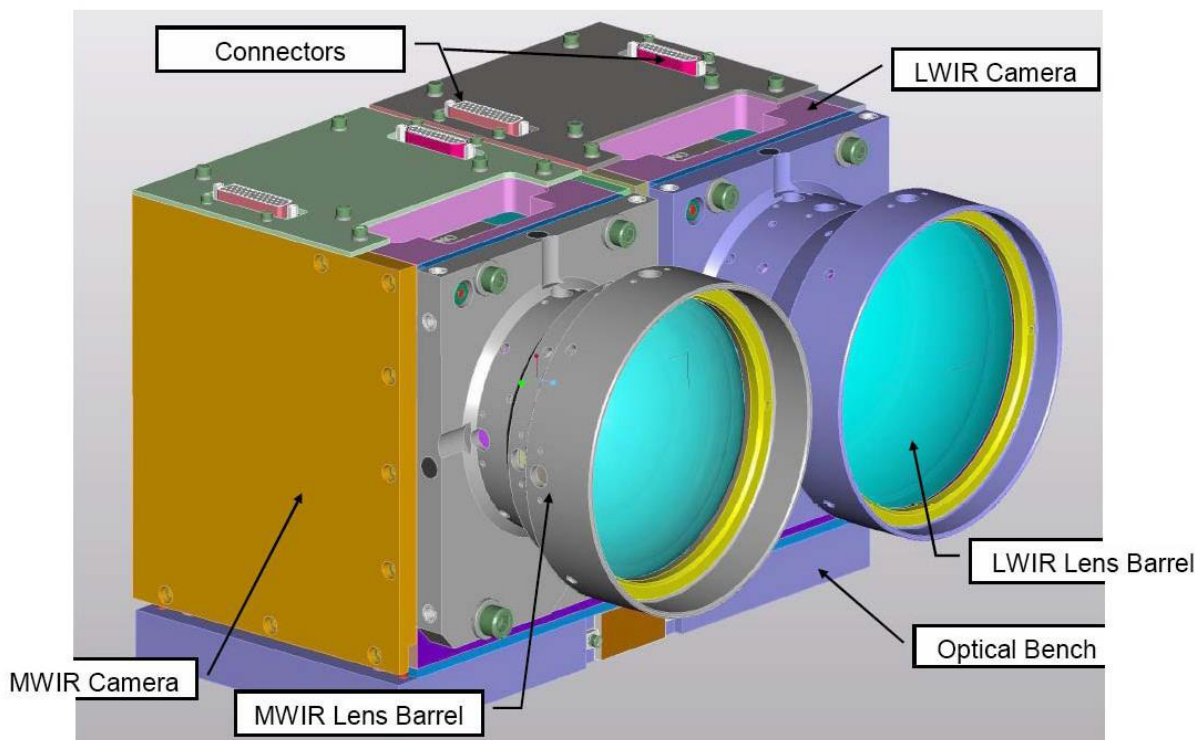


Рис. 7 – Внешний вид аппаратуры NIRST

Параметры аппаратуры NIRST:

- полоса захвата: 182 км;
- длина маршрута съёмки: 1060км;
- пространственное разрешение 350м при контрасте температур 0,5°К
- минимальная площадь обнаруживаемого очага пожара: 200м<sup>2</sup>
- метод съёмки: Push-broom;
- спектральные диапазоны 3.4 – 4.2мкм, 10.4 – 11.3мкм, 11.4 – 12.3мкм;
- масса: 7,3 кг;
- энергопотребление: 16Вт;

В качестве фотоприёмников для аппаратуры NIRST компанией INO (Канада) были разработаны и изготовлены микроболометрические матрицы, с разрешением 512х3 пикселей. Параметры данных микроболометрических фотоприёмников приведены в табл. 3.



Табл. 3.

Наименование параметра	Значение
Число строк	3
Число столбцов	512
Шаг пикселей, мкм	39
Технология болометров	VOx
NEDT	< 0.25 К
Постоянная времени	< 8 мс
Тип выхода	Цифровой

Для увеличения равномерности внешней засветки фотоприёмника он был установлен в специализированный корпус с встроенной термостабилизированной блендой. Конструкция корпуса и внешний вид представлены на рис. 8.

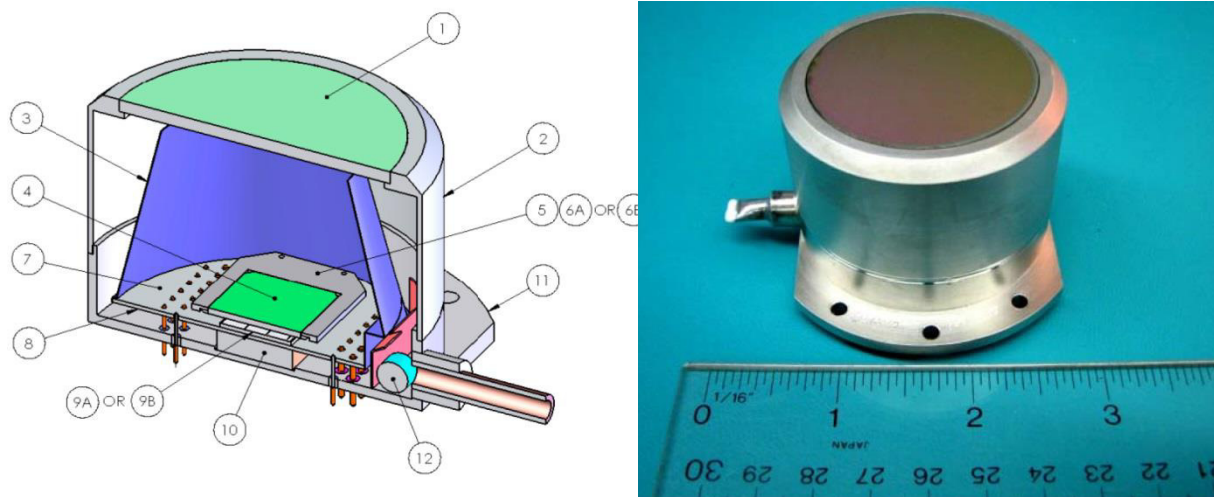


Рис. 8 – Конструкция и внешний вид корпуса микроболометрического фотоприёмника с встроенной охлаждаемой термостабилизированной блендой.

Благодаря применению данных конструктивных решений значение NEDT при применении объектива с относительным отверстием  $f/1$  составило менее 23 мК в диапазоне 8-12мкм.

### MicroBolometer Spectrometer (MIBS). EarthCare

Аппаратура MicroBolometer Spectrometer (MIBS) предназначена для установки на КА EarthCare, планируемом к запуску в 2022г.

Основной задачей спутника EarthCARE является изучение взаимодействия между собой облаков, излучения и аэрозоля и их влияние на климат Земли.

В состав целевой аппаратуры КА EarthCARE входит Multi Spectral Imager (MSI), регистрирующий изображение в 7 спектральных диапазонах - каналы 1...4 фиксируют изображения в видимом и ближнем ИК спектре, каналы 5...7 фиксируют изображения в тепловых ИК диапазонах спектра. Составной частью MSI, фиксирующей изображения в тепловых диапазонах спектра является MicroBolometer Spectrometer MIBS.

MIBS – ИК спектрометр, в основе которого используется микроболометрический фотоприёмник, что позволило создать аппаратуру, приблизительно в 3 раза легче и с

энергопотреблением в 50 раз меньшим, чем аналогичная аппаратура на основе классических охлаждаемых фотоприёмников с таким-же разрешением и производительностью, за исключением некоторого увеличения NEDT - 0,25 мК при спектральной полосе 0,9мкм по сравнению с 0,1 мК при спектральной полосе 1мкм для систем на охлаждаемых фотоприёмниках.

### **Compact infrared camera (CIRC). Advanced Land Observing Satellite-2**

Аппаратура The compact infrared camera (CIRC) была разработана JAXA как демонстрационная нагрузка для исследования потенциала микроболометрических фотоприёмников в космических применениях, в частности обнаружения очагов природных пожаров.

Аппаратура CIRC была запущена в составе КА Advanced Land Observing Satellite-2 (ALOS-2) 24 мая 2014г и в составе CALorimetric Electron Telescope, установленного на модуль MKC Japanese Experiment Module (JEM).

В аппаратуре CIRC используются микроболометрические фотоприёмники silicon-on-insulator (SOI) diode (производитель MELCO) с беззатворной коррекцией изображения, что позволяет повысить надёжность аппаратуры и снизить её массу, габариты и энергопотребление.

Внешний вид аппаратуры CIRC, предназначенный для установки на КА ALOS-2 представлен на рис. 9.

Характеристики аппаратуры CIRC представлены в табл. 4.

Табл. 4 – Характеристики аппаратуры CIRC

Параметр	Значение
Спектральный диапазон	8-12мкм
Разрешение	640x480
Проекция пиксела	<200м при высоте орбиты 600 км (ALOS-2) <130м при высоте орбиты 400 км (CALET)
NEDT	40мК при объективе с относительным отверстием f/1.
Шаг пиксела	25 мкм
Поле зрения	12°x9°
Динамический диапазон	180-400 К
NEDT	0.2 К @300 К
Объектив	f/1.2, 78мм
Габариты	110мм × 180мм × 230мм
Масса	3кг

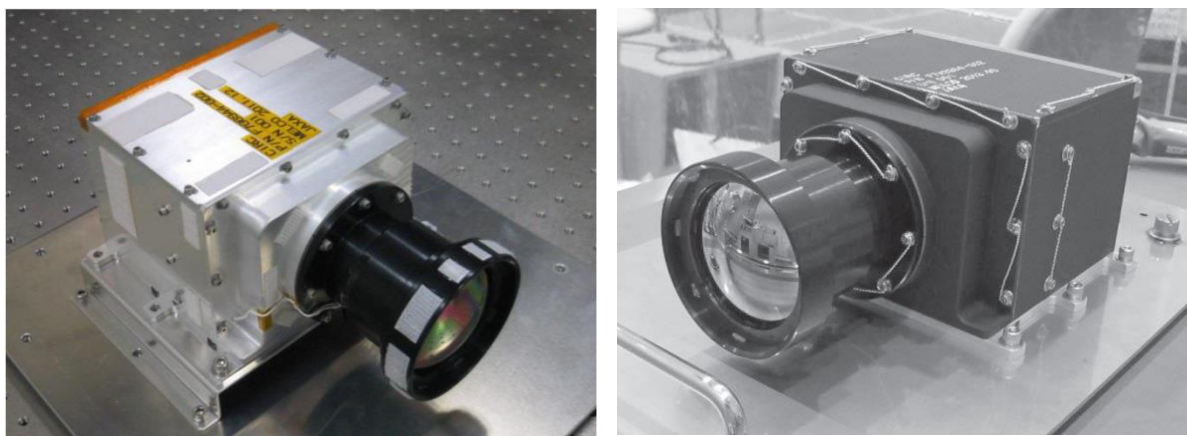


Рис. 9 – Внешний вид камеры CIRC. Слева камера, предназначенная для установки на КА ALOS-2, справа камера, предназначенная для установки на МКС.

### **LIR: Longwave Infrared Camera. Akatsuki (Venus Climate Orbiter, Planet-C)**

Аппаратура LIR: Longwave Infrared Camera была установлена на КА Akatsuki, запущенный 21 мая 2010г.

Основной задачей аппаратуры LIR является фиксация в диапазоне 8-12мкм радиационной температуры верхней границы облаков Венеры, состоящих из  $H_2SO_4$  -  $H_2O$  и располагающихся на высоте 45–70 км.

Аппаратура LIR состоит из блока камеры на основе микроболометрического фотоприёмника и блока питания.

Характеристики аппаратуры LIR представлены в табл. 5.

Спектр пропускания светофильтра камеры LIR представлен на рис. 10.

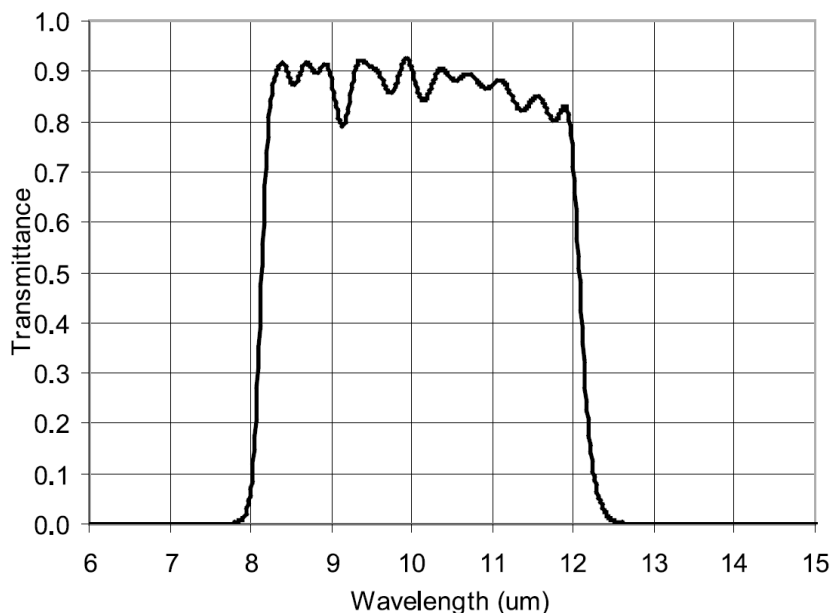


Рис. 10 – Спектр пропускания светофильтра камеры LIR

Табл. 4 – Характеристики аппаратуры CIRC

Параметр	Значение
Спектральный диапазон	8-12мкм
Разрешение	328x248
Шаг пиксела	37мкм
Поле зрения	16,4°x12,4°
Пространственное разрешение	0,05°
Целевой диапазон фиксируемых радиационных температур	220-250 К
Точность определения температуры	3К
NEDT	0.3 К @230 К
Объектив	f/1,4
Габариты (камеры)	200×130×110 mm
Масса (камеры)	3,5 кг
Энергопотребление	29Вт

На рис. 11 представлен внешний вид камеры LIR, на рис. 12 конструкция камеры LIR. На рис. 13 представлены примеры изображений, полученные аппаратурой LIR

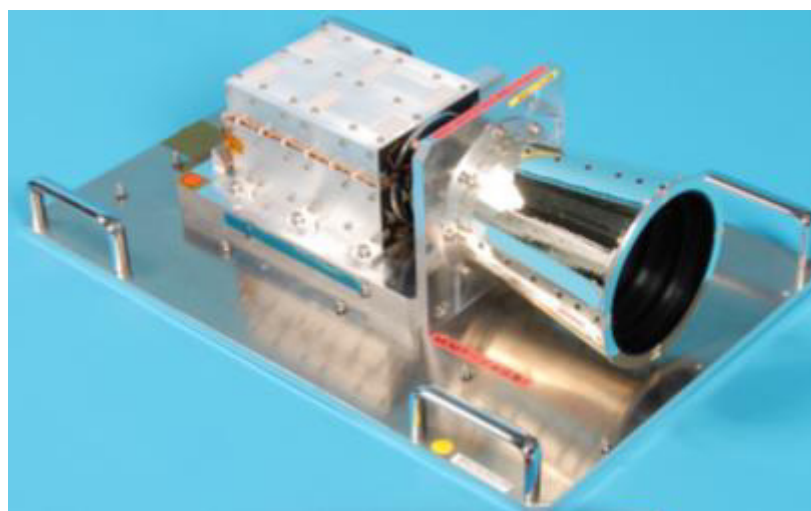


Рис. 11 Внешний вид камеры LIR

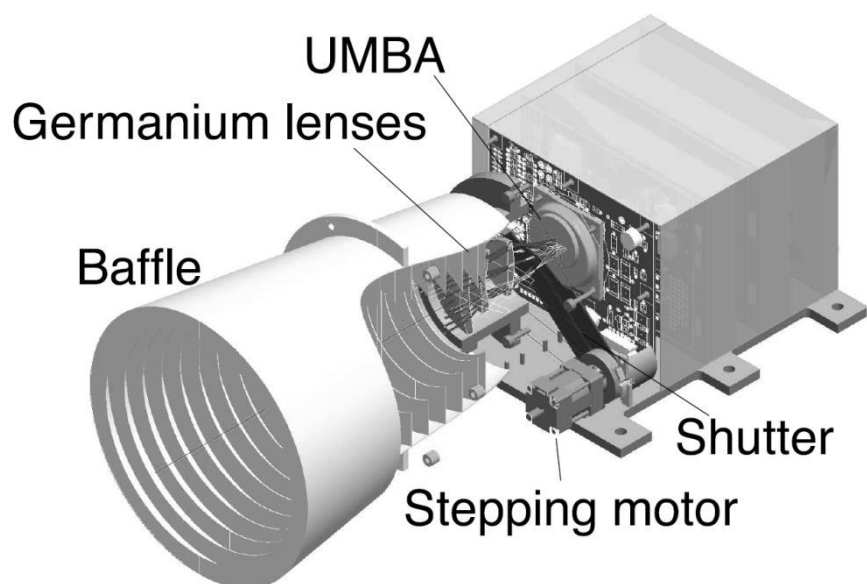


Рис. 12 – Конструкция камеры LIR

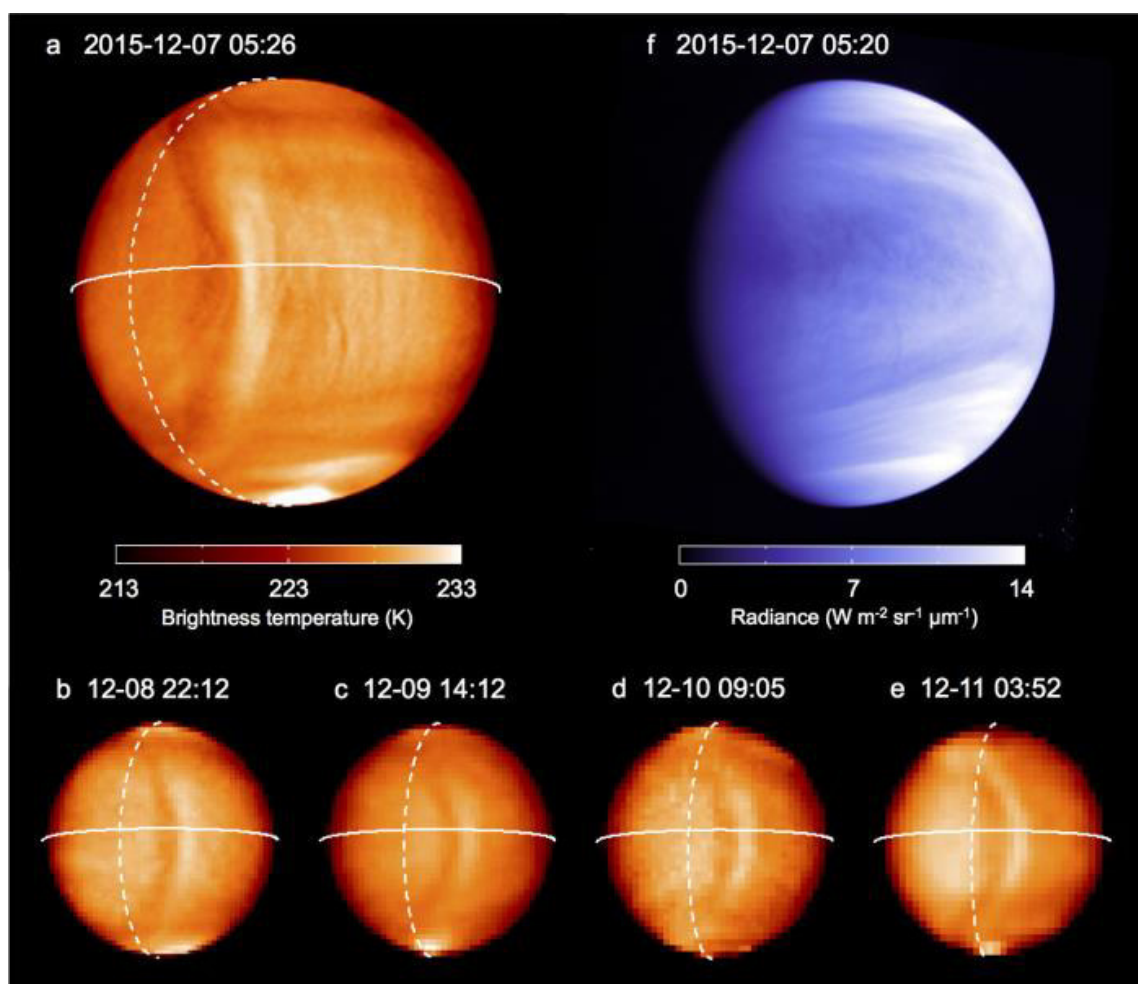


Рис. 13 – Изменение яркостной температуры верхней границы облачности Венеры

**Камера оптико-электронная инфракрасного диапазона (КОЭ-ИКД), МКА Аист-2**  
 Для отработки методов съемки в ИК-диапазоне с использованием микроболлометрической матрицы на МКА «Аист-2Д» в составе комплекса оптико-

электронной целевой аппаратуры была разработана и изготовлена камера оптико-электронная инфракрасного диапазона (далее – КОЭ-ИКД).

КОЭ-ИКД предназначена для проведения съёмки Земли в диапазоне 8-14 мкм и имеет следующие характеристики:

- спектральный диапазон 8-14 мкм;
- формат фотоприёмника 388 на 284 пиксела;
- размер пиксела 25мкм;
- частота кадров 50 Гц;
- пространственная проекция пикселя 123 м с высоты орбиты - 490км;
- фокусное расстояние объектива 100 мм;
- светосила объектива 1:1;
- энергопотребление не более 6 Вт;
- масса 4,3 кг.

МКА «Аист-2Д» был запущен и выведен на целевую орбиту 28.04.2016 с космодрома «Восточный».

Внешний вид КОЭ-ИКД представлен на рис. 14. Конструкция КОЭ-ИКД представлена на рис. 15.

Примеры изображений, полученных в процессе лётной эксплуатации КОЭ-ИКД представлены на рис. 16...18.



Рис. 14 – Внешний вид КОЭ-ИКД.

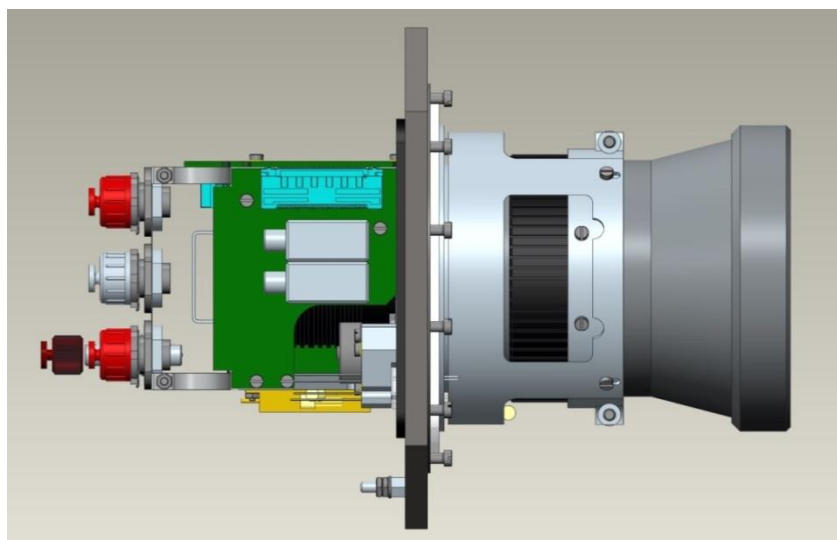


Рис. 15 – Конструкция КОЭ-ИКД

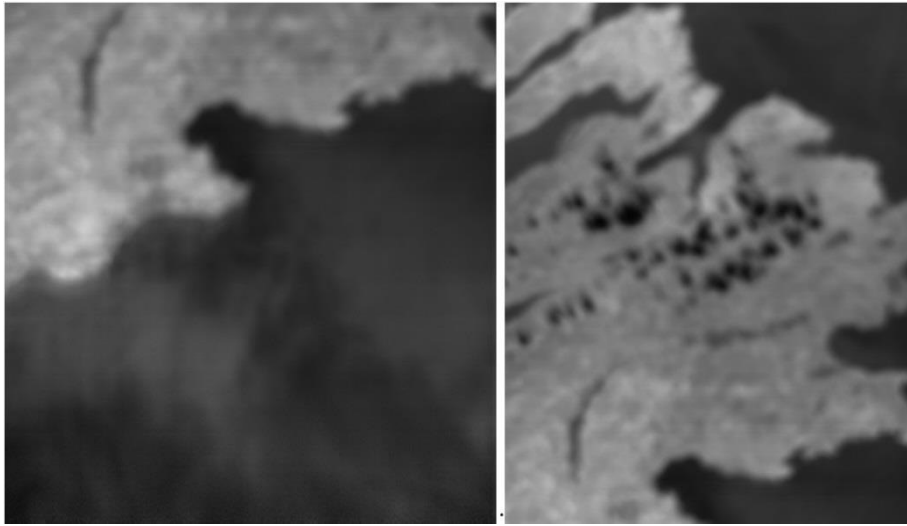


Рис. 16 – Фрагменты маршрута съёмки №332. Новая Шотландия.

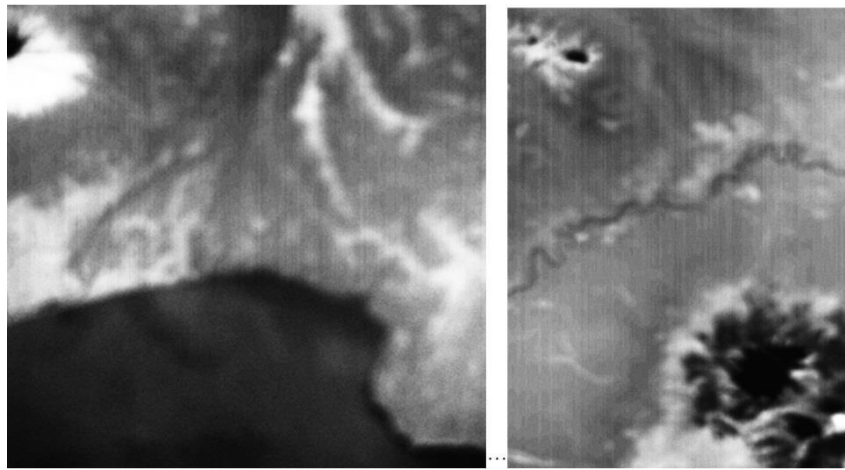


Рис. 17 – Фрагменты маршрута съёмки №1387

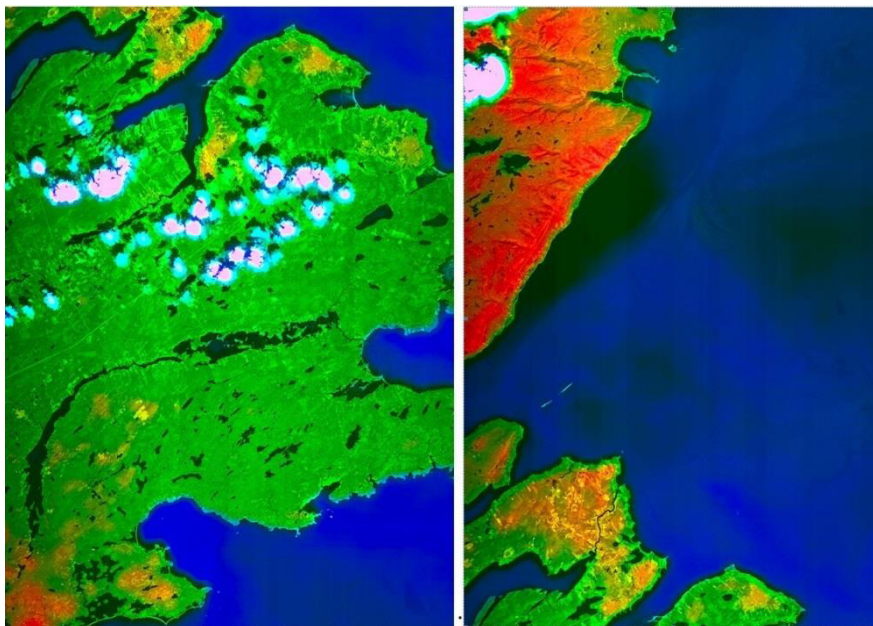


Рис. 18 – Фрагменты маршрута съёмки №332. Совмещение изображений в видимом и ИК спектрах. Новая Шотландия.

Для определения NETD было выбрано изображение, полученное в ходе проведения маршрутов №1556 (Гавайские острова). На рис. 19 выделены области для оценки разности температур.

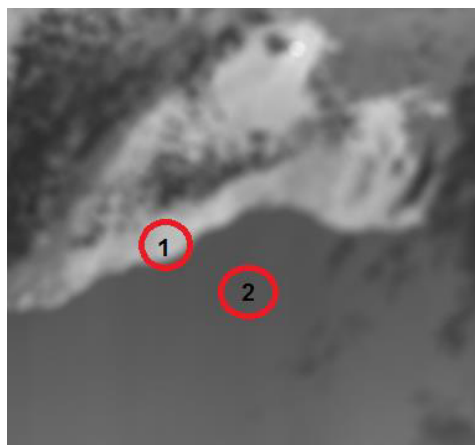


Рис. 19 – Маршрута №1556 Гавайские острова: 1 - область с температурой порядка  $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$  (прибрежный песок); 2 – область с температурой  $+27,5\text{ }^{\circ}\text{C}$  (вода)

Съемка маршрута №1556 производилась 08.08.2016 г. в 00:47 часов по московскому времени, что соответствует 07.08.2016 11:47 по местному времени. Температура прибрежного песка в зоне 1 на 11:47 по местному времени составляла порядка  $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ , температура воды в зоне 2 составляла порядка  $+27,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Температура получена по данным со спутника НОАА. Диаграмма распределения температур представлена на рис. 20.

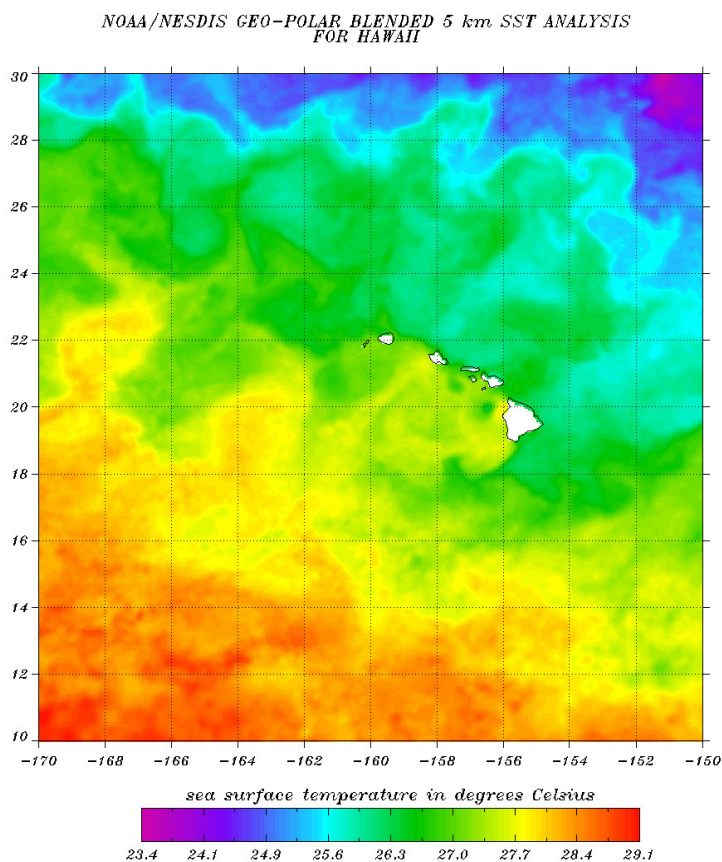


Рис. 20 – Диаграмма распределения температур в районе съемки маршрута №1556 Гавайские острова

В случае применения алгоритма цифрового ВЗН среднее значение шума в уровнях АЦП в зоне 1 составляет 79 уровней, в зоне 2 -14 уровней. На исходном изображении без



применения цифрового ВЗН среднее значение шума в зоне 1 составляет 184 уровня, в зоне 2 – 120 уровней.

Уровень сигнала в зоне 1 для изображения с цифровым ВЗН составил 12000 уровней; в зоне 2 – 5500 уровней. На исходном изображении в зоне 1 – 12500 уровней; в зоне 2 – 3400 уровней.

Таким образом для изображения с цифровым ВЗН температура эквивалентная шуму для зоны 1 составляет 0,27 °К, для зоны 2 – 0,05 °К.

Для исходного изображения температура эквивалентная шуму для зоны 1 равняется 0,48 °К, для зоны 2 – 0,31 °К.

Согласно проведенной оценки для температуры 300 °К (27 °С) параметр NEDT составляет для исходного изображения 0,31 °К; для изображения с цифровым ВЗН – 0,05 °К.

### **Результаты тестирования микроболометрических матриц ULIS PICO1024**

По заказу Thales Alenia Space и ЕКА в 2017г были проведены испытания серийно выпускаемой микроболометрической матрицы PICO1024 производства ф.Ulis. Испытанная матрица сертифицировалась по категории COTS для проекта Thermal InfraRed (TIR) на дозовое влияние гамма радиации и механические воздействия. Также данная микроболометрическая матрица проверялся на воздействие ТЗЧ, т.к. была изготовлена по коммерческой КМОП технологии без использования технологических библиотек с повышенной радиационной стойкостью.

Микроболометрическая матрица PICO1024 имеет следующие характеристики:

- разрешение: 1024x768;
- шаг пиксела 17мкм
- спектральная чувствительность: 8,5...17мкм
- NEDT: 47,8мК
- постоянная времени: 12мс;
- потребление 260мВт;

Последовательность проведения тестов:

- тестирование тяжёлыми ионами на чувствительность к одиночным эффектам (Single Event Latchup: SEL) на 3-х стандартных образцах с вскрытием корпуса;

- детальное исследование радиометрической чувствительности 2-х стандартных образцах на чувствительность, PRNU, пространственные и временные шумы, NEDT и линейность чувствительности.

- проведение испытаний на влияние повышенной температуры (1000 часов при 80°С) и общей дозы поглощённой радиации (Total Ionizing Dose, TID) 5,10 и 15 кРад на 3-х стандартных образцах.

- испытания на виброустойчивость на 2-х образцах и испытания на ударные нагрузки на одном образце.

- испытание на воздействие протонов (Total Non-Ionizing Dose, TNID: protons)

- детальное исследование радиометрической чувствительности одного образца на чувствительность, PRNU, пространственные и временные шумы, NEDT и линейность чувствительности.

План проведения испытаний и условные обозначения образцов приведены на рис. 19.

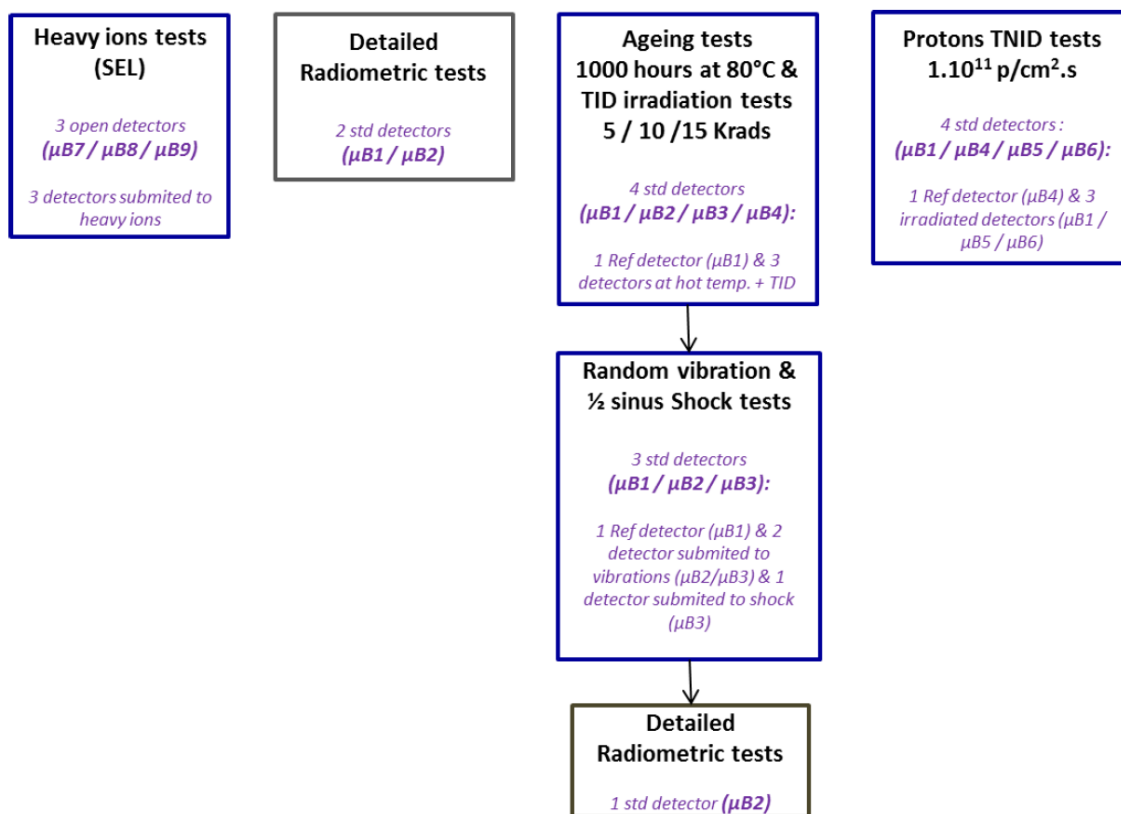


Рис. 21 – План проведения испытаний и условные обозначения образцов.

Результаты проведения испытаний:

- отсутствует чувствительность к SEL до значения 62,5 MeV/cm<sup>2</sup>/mg;
- была обнаружена чувствительность к одиночным сбоям SEU при значении 3,3 MeV/cm<sup>2</sup>/mg, но данный эффект не приводит к катастрофическому отказу и устраняется после снятия питания или перепрограммирования матрицы.
- испытания на повышенную температуру 80°C на протяжении 1576 часов и гамма-радиацию дозой 15,6кРад не выявили изменение электрических параметрах образцов и в значении NEDT.
- испытания на механические воздействия показали стойкость образцов к случайной вибрации и ударам амплитудой 2000g и спектром 1500-10000Hz.

### Заключение по вышепредставленной информации

В аппаратуре ДЗЗ применение микроболометрических матриц в качестве фотоприёмников дальнего ИК диапазонов спектра началось в начале 2000-х годов в системах для изучения климата, геологии, метеорологии, решения задач по обнаружению пожаров и др.

Основным достоинством микроболометрических матриц является то, что они являются неохлаждаемыми фотоприёмниками с большим спектральным диапазоном чувствительности, определяемым принципом работы болометра. В связи с отсутствием систем охлаждения значительно снижаются итоговые габариты, масса и энергопотребление аппаратуры, а также повышается надёжность.

На текущий момент основными областями применением микроболометрических матриц являются военная область, медицина, а также тепловизоры для промышленного и гражданского применения, что с учётом сложности технологического процесса изготовления и ограниченного количества фирм-производителей, накладывает свой отпечаток на применение данных фотоприёмников в космической аппаратуре. Основной тенденцией является использование готовых или модификация серийно изготавливаемых

микроболометрических матриц. Разработка микроболометрических матриц под конкретные задачи является, скорее, исключением из правил.

Также нельзя не отметить активное использование микроболометрических матриц в качестве опытных образцов для изучения применимости микроболометрических фотоприёмников для космической техники.

Технология изготовления микроболометрических матриц довольно сложна и основана на КМОП технологии с учётом формирования 3-х мерных структур чувствительных пикселей, однако технологические размеры и схемотехнические структуры могут быть изготовлены с высокой степенью стойкости к механическим и радиационным воздействиям, включая воздействия ТЗЧ с уровнями, требуемыми для современной аппаратуры космического назначения.

Самыми существенными ограничениями микроболометрических фотоприёмных матриц является их относительно высокая постоянная времени и высокое значение NETD, по сравнению с охлаждаемыми фотоприёмниками ИК диапазона спектра. С учётом низкой энергетики оптических сигналов и среднем и дальнем ИК спектрах это ограничивает применение микроболометрических фотоприёмников аппаратурой среднего и низкого разрешения. При использовании метода цифрового ВЗН при обработке полученной информации позволяет существенно уменьшить значение NETD, однако высокое значение постоянной времени сильно ограничивает использование данного типа фотоприёмников относительно скорости движения изображения.

### **Требования к микроболометрическим фотоприёмным матрицам**

С учётом состояния разработки и производства микроболометрических матриц в России на текущий момент полноценная разработка под конкретные задачи с специфическими требованиями трудновыполнима и не целесообразна.

Наиболее перспективным на текущий момент направлением в части применения является использование серийно изготавливаемых микроболометрических фотоприёмников производства ф. Астрон, либо производства ф. Ulis. Для организации разработки и производства аппаратуры на основе данных фотоприёмников требуется разработка и отработка технологии совмещения светофильтров с данными фотоприёмниками и технологии радиометрической и фотограмметрической калибровки аппаратуры.

Результаты лётной эксплуатации вышеописанной аппаратуры и результаты испытаний микроболометрической матрицы ULIS PICO1024 показывают, что используемые при производстве микроболометрических матриц КМОП технологические нормы и наборы библиотек дают высокие значения радиационной и механической стойкости, достаточные для использования в современной аппаратуре космического назначения.

### **Предложение по созданию аппаратуры**

Для обнаружения очагов пожаров предлагается разработать и изготовить аппаратуру на основе микроболометрической матрицы АСТРОН-64017-2 с 2-мя спектральными диапазонами чувствительности. Параметры данного микроболометрического фотоприёмника:

- технология микроболометров: VOx.
- шаг матрицы: 17 мкм.
- спектральный диапазон: 3–5, 8–14 мкм.
- чувствительность:  $\leq 30$  мК (@ f / 1,0; 50 Гц; 300 К).
- разрешение детектора:  $640 \times 512$ .
- частота кадров: 60 Гц.
- постоянная времени: 10мс.

В качестве оптической системы в данной аппаратуре целесообразно применить зеркальный объектив – анастигмат, аналогичный объективу, применённому в аппаратуре THEMIS, что даст возможность использовать полосовые светофильтры в диапазонах 3-5мкм

и 8-14мкм, расположенные на одной фотоприёмной матрице. Дополнительно в данной аппаратуре целесообразно организовать канал видимого диапазона спектра, установив спектроделительную пластину для формирования изображения на КМОП фотоприёмной матрице видимого диапазона спектра с разрешением 2048x1152 и размером пиксела 5-6мкм.

Также возможны разработка и изготовление аппаратуры с отдельными объективами на каждом спектральном канале, что с учётом технологических возможностей, упрощает конструкцию вплоть до применения серийно изготавливаемых термокомпенсированных объективов, но несколько ухудшит габаритные и массовые характеристики аппаратуры.

#### **Библиографический список**

1. Н. Кульчицкий, д. т. н., А. Наумов, В. Старцев Рынок неохлаждаемых микроболометров для ИК-камер: тенденции и перспективы. ЭЛЕКТРОНИКА наука | технология | бизнес. №1 (00182) 2019

2. Технический каталог продукции АО «Оптико-механическое конструкторское бюро «АСТРОН». 2019г

3. James D. Spinhirne, Redgie S. Lancaster, Kevin R. Maschhoff. Application and design of satellite infrared spectral imaging radiometers with uncooled microbolometer array detectors. 11th Conference on Satellite Meteorology and Oceanography. 2001г.

4. Haruyoshi Katayama, Masahiro Suganuma, Yoshihiko Okamura, Masataka Naitoh, Yoshio Tange, and Koji Nakau. DESIGN AND CONCEPT OF THE COMPACT INFRARED CAMERA (CIRC) WITH UNCOOLED INFRARED DETECTOR.

5. Schueler, C. F, Silverman, S. H, and Christensen, P.R. : Thermal Emission Imaging System (THEMIS), the International Workshop on thermal detectors (TDW03).

6. Nakamura, M. et al. : Planet-C: Venus Climate Orbiter mission of Japan, Planetary and Space Science, Volume 55, Issue 12, 1831-1842, 2007.

7. Spinhirne, J. D. et al. : Preliminary spaceflight results from the uncooled infrared spectral imaging radiometer (ISIR) on shuttle mission STS-85, Proc. SPIE 3379, 14-21, 1998

8. EarthCARE – Earth Clouds, Aerosols and Radiation Explorer Technical and Programmatic Annex [http://esamultimedia.esa.int/docs/EEUCM/EarthCARE\\_TPA.pdf](http://esamultimedia.esa.int/docs/EEUCM/EarthCARE_TPA.pdf)

9. L. Gomez Rojas M. Chang J. Everett T. Phillips et al. Earthcare MSI TIR detector qualification. International Conference on Space Optics—ICSO 2014.

10. Roland Le Goff François Tanguy Philippe Fuss Pierre Etcheto International Conference on Space Optics—ICSO 2012

11. EarthCARE instruments description. EC-TN-ESA-SYS-0891, Issue 1 Rev 0, Final.

12. Thierry Dartois, Ilias Manolis, Jean-Loup Bezy, Roland Meynart, Christel-Loic Tisse. Environmental evaluation of the ULIS PICO1024 microbolometer. SPIE Remote Sensing. 2017.

#### **Информация об авторах**

**Бунтов Геннадий Владимирович**, начальник отделения филиала ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 124460, Россия, г. Москва, Зеленоград а/я 45, т. 8 (499) 736-11-59, e-mail: ortecs@samspace.ru.

Область научных интересов: оптико-электронные приборы, приборы астроориентации.

# APPLICATION OVERVIEW OF UNCOOLED MICROBOLOMETER ARRAY DETECTORS IN REMOTE SENSING SPACE SYSTEMS AND PROSPECTS OF ITS USING IN ERS APPLICATIONS

©2021 G.V. Buntov

Branch of SRP SRC “TsSKB-Progress” Moscow, Zelenograd.

The article describes application of uncooled microbolometer array detectors in ERS. Brief descriptions of the equipment and its assignment are presented. A conclusion was made about possibility and prospects of using microbolometer detectors in ERS.

*Key words: ERS, infrared camera, microbolometer array detectors,*

## References

1. N. Kulchitsky, so-called, A. Naumov, V. Startsev. The market of uncooled microbolometers for IK-cameras: tendencies and perspectives. ELEKTRONIKA science | technology | business. No. 1 (00182) 2019.
2. Technical product catalog of JSC The Optical-mechanical Design Office ASTRON. 2019
3. James D. Spinhirne, Redgie S. Lancaster, Kevin R. Maschhoff. Application and design of satellite infrared spectral imaging radiometers with uncooled microbolometer array detectors. 11th Conference on Satellite Meteorology and Oceanography. 2001г.
4. Haruyoshi Katayama, Masahiro Suganuma, Yoshihiko Okamura, Masataka Naitoh, Yoshio Tange, and Koji Nakau. DESIGN AND CONCEPT OF THE COMPACT INFRARED CAMERA (CIRC) WITH UNCOOLED INFRARED DETECTOR.
5. Schueler, C. F, Silverman, S. H, and Christensen, P.R. : Thermal Emission Imaging System (THEMIS), the International Workshop on thermal detectors (TDW03).
6. Nakamura, M. et al. : Planet-C: Venus Climate Orbiter mission of Japan, Planetary and Space Science, Volume 55, Issue 12, 1831-1842, 2007.
7. Spinhirne, J. D. et al. : Preliminary spaceflight results from the uncooled infrared spectral imaging radiometer (ISIR) on shuttle mission STS-85, Proc. SPIE 3379, 14-21, 1998
8. EarthCARE – Earth Clouds, Aerosols and Radiation Explorer Technical and Programmatic Annex [http://esamultimedia.esa.int/docs/EEUCM/EarthCARE\\_TPA.pdf](http://esamultimedia.esa.int/docs/EEUCM/EarthCARE_TPA.pdf)
9. L. Gomez Rojas M. Chang J. Everett T. Phillips et al. Earthcare MSI TIR detector qualification. International Conference on Space Optics—ICSO 2014.
10. Roland Le Goff François Tanguy Philippe Fuss Pierre Etcheto International Conference on Space Optics—ICSO 2012
11. EarthCARE instruments description. EC-TN-ESA-SYS-0891, Issue 1 Rev 0, Final.
12. Thierry Dartois, Ilias Manolis, Jean-Loup Bezy, Roland Meynart, Christel-Loic Tisse. Environmental evaluation of the ULIS PICO1024 microbolometer. SPIE Remote Sensing. 2017.

## About the author

**Gennadiy Vladimirovich Buntov**, head of laboratory Branch of SRP SRC “TsSKB-Progress”. 124460, Russia, Moscow, Zelenograd box 45, t. +7 (499) 736-11-59, e-mail: optecs@samspace.ru.

Area of research: optoelectronic instruments, solar sensors, star sensors.

## **ВОЗМОЖНОСТИ УНИФИКАЦИИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ВЫСОКОГО И СВЕРХВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ**

© 2021 Е.А. Радин, И.Н. Разживалов

Филиал АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС», г. Москва, г. Зеленоград

Статья описывает схемотехнические решения для перспективной аппаратуры высокого и сверхвысокого разрешения, позволяющие выполнить все требования, предъявляемые к бортовой космической аппаратуре. Приведен метод построения оптико-электронных преобразователей для малых и больших космических аппаратов дистанционного зондирования земли. Представлены возможности унификации аппаратуры.

*Ключевые слова:* дистанционное зондирование земли, космические аппараты ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения, оптико-электронный преобразователь

В настоящее время НПП «ОПТЭКС» ведёт разработки перспективной съёмочной аппаратуры для различных космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования земли (ДЗЗ).

При этом заказчика интересуют не только высокопроизводительные системы с сверхвысоким разрешением и большой полосой захвата, но и аппаратура высокого разрешения с средней и малой полосой захвата.

В общем случае, к перспективным оптико-электронным преобразователям (ОЭП) предъявляются следующие требования:

1. Возможность изменения полосы захвата за счет модульности внутриблочных ячеек;
2. Реализация большого количества шагов накопления для обеспечения высокой чувствительности на больших строчных частотах;
3. Увеличение строчной частоты для работы без тангажного замедления и получения максимальной производительности;
4. Реализация бортовой радиометрической коррекции видеoinформации;
5. Реализация бортовой цифровой обработки информации;
6. Высокие радиометрические свойства изображения;
7. Низкое энергопотребление.

Данные требования к блокам ОЭП получаются противоречивыми. С одной стороны, требуется повышать скорость движения изображения (СДИ), с другой – уменьшать энергопотребление. В связи с вышеизложенным возникают задачи по оптимизации и унификации схемотехнических и конструкционных решений с целью минимизации времени на разработку и изготовление, а также по выполнению вышеприведенных требований. Для достижения желаемого эффекта от унификации предстоит разработать и осуществить определенные технические решения на различных иерархических уровнях разработки блока ОЭП, а именно: на концептуальном (системном), на схемотехническом/ топологическом, на конструктивном. Ниже приведены некоторые результаты проработки решений по унификации на концептуальном и схемотехническом/топологическом уровнях.

Концептуальный уровень.

На этом уровне для проработки возможности реализации унифицированных решений был проведен анализ собственного опыта разработки и изготовления блоков ОЭП, а также опыта мировых производителей.

Итогом проведения анализа стало определение следующих параметров унификации блоков ОЭП:

1) использование в унифицированном решении отечественных ФПЗС (панхроматические «Крузи-6», «Кемь-ПХ» и «Свирь-ПХ») и ФЧМ (четырёхканальные мультиспектральные ФЧМ «Кемь-МС» и «Свирь-МС») работающих в ВЗН-режиме с размерами фоточувствительного элемента, соответственно, 6 и 9 для панхроматического прибора, 18 и 36 для мультиспектрального модуля.

2) использование длины фотозоны блока кратной 144 мм, что соответствует рабочей зоне с 16-тью матрицам ФПЗС типа Свирь-ПХ (или Крузи-6) или 4-мя ФЧМ Свирь-МС или 8-ю Кемь-МС).

3) использование ограниченного набора длин фотозоны.

4) использование ограниченного набора конструктивных и схмотехнических исполнений блоков.

В результате использования вышеприведенных параметров унификации можно обозначить следующую ограниченную линейку блоков ОЭП, указанную в табл. 1.

Табл. 1 – Предлагаемая линейка блоков ОЭП производства НПП «ОПТЭКС»

Длина фотозоны, мм		144	288	432	576
Количество унифицированных рабочих зон		1	2	3	4
Диапазоны		ПХ+RGB+NIR		ПХ+4МС(8МС)	
Возможные спектральные диапазоны, нм	ПХ	500-800	500-800		
	Фиолетовый	-----	400-450		
	Синий	450-510	450-510		
	Зеленый	510-580	510-580		
	Желтый	-----	585-625		
	Красный	630-690	630-690		
	Дальний красный	-----	705-745		
	Ближний ИК1 (NIR1)	770-895	770-895		
	Ближний ИК2 (NIR2)	-----	860-1040		
Кол-во ПЗС типа Свирь-ПХ(Крузи-6)		16	32	48	64
Кол-во ПЗС типа Кемь-МС		8	16	24	32
Кол-во ПЗС типа Свирь-МС		4	8	12	16

Длину фотозоны блока ОЭП можно увеличивать за счет добавления дополнительной рабочей зоны, заменяя только Кросс плату, которая коммутирует между собой рабочие зоны блока ОЭП. Остальные ячейки рабочей зоны не изменяются.

На рис. 1 представлены возможности масштабируемости блока ОЭП для разных потребностей заказчика. Ключевые элементы платформы общие для всей линейки блоков: длина рабочей зоны блоков ОЭП, фотоприёмники, диафрагмы, источники питания, технологические устройства.

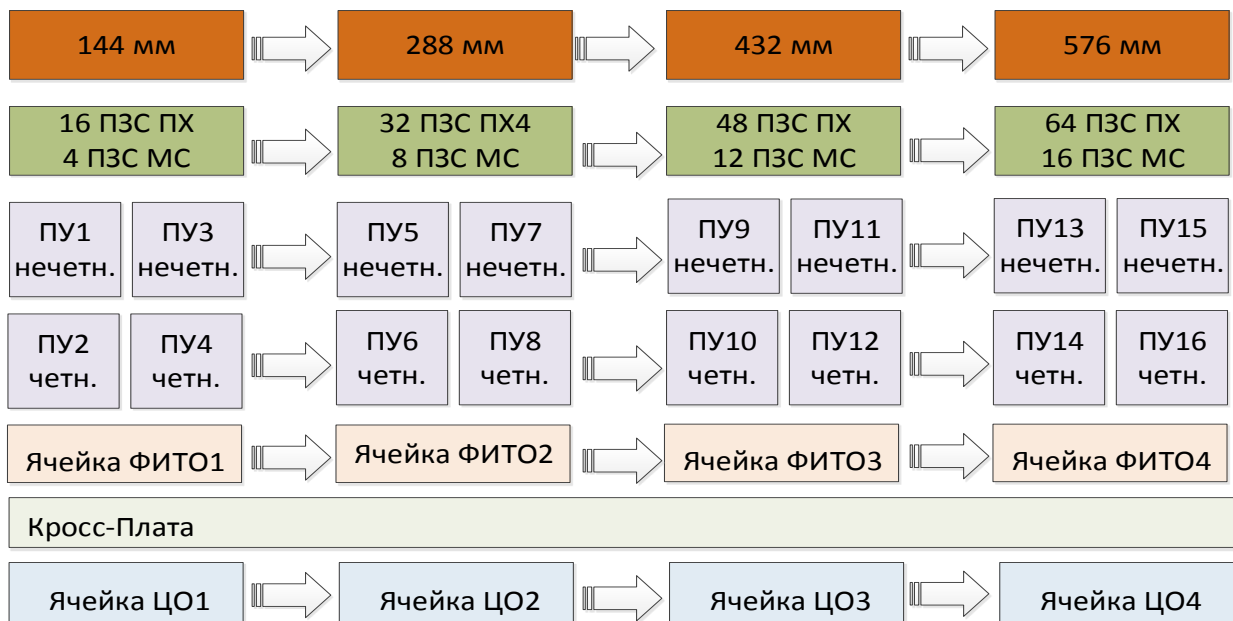


Рис. 1 – Возможность масштабируемости блока ОЭП.

В результате такого унифицированного подхода, при некоторой заранее заложенной аппаратной избыточности схемотехнических решений, при разработке блоков ОЭП представляется возможным достичь значительной временной экономии.

### Схемотехнический/топологический уровень

На этом уровне для проработки возможности реализации унифицированных решений была проведена значительная работа по макетированию схемотехнической и топологической составляющей блоков ОЭП. Результаты макетирования показали, что размещение АЦП на ячейке тракта обработки сигнала (ТОС), а питания выходного устройства (ВУ) ФПЗС на ячейке формирования импульсного питания (ФИП) приводит к различию опорного уровня GND этих ячеек. Разность в 5 мВ приводит к появлению дополнительных помех на изображении величиной до 20 уровней 12-ти разрядного АЦП. Для исключения данного эффекта было принято решение о переносе аналогово-цифровой обработки на ячейку ФИП.

В последствии, при анализе регистровых фаз, формируемых HD-драйверами ячейки ФИП, выявлено влияние длины проводника от источника сигнала до нагрузки (вход ПЗС). Сформированный тактовый сигнал на ФИП при прохождении платы предварительного усиления (ПУ) искажался, что приводило к смещению фронтов регистровых фаз друг относительно друга и, как следствие, к появлению дополнительных помех на изображении.

На основании полученных результатов макетирования была проведена большая работа по переосмыслению концепции размещения функциональных узлов в блоке. Основной задачей было сделать ячейку ПУ полностью законченным устройством и повысить ее помехозащищенность. Для этого питание ВУ ФПЗС и HD-драйверов было перенесено на ячейку ПУ. Следующим шагом был перенос на ПУ м/с АЦП. В последствии туда же потребовалось перенести и питание для м/с АЦП и HD-драйверов. Следующим шагом предстояло передать выходной сигнал с АЦП в ячейку ФИП и как-то управлять АЦП и HD-драйверами, не внося при этом дополнительных помех. Для этого были применены преобразователи сигналов КМОП в LVDS и LVDS в КМОП.

Перемещение функциональных узлов между ячейками в блоке ОЭП изменило назначение ячеек и потребовало соответствующего их переименования. Ячейка ФИП изменила свое наименование на ячейку ФИТО (ФИП+ТОС), а ячейка ТОС на ячейку цифровой обработки (ЦО). Функциональная схема одной рабочей зоны такого блока ОЭП представлена на рис. 2.



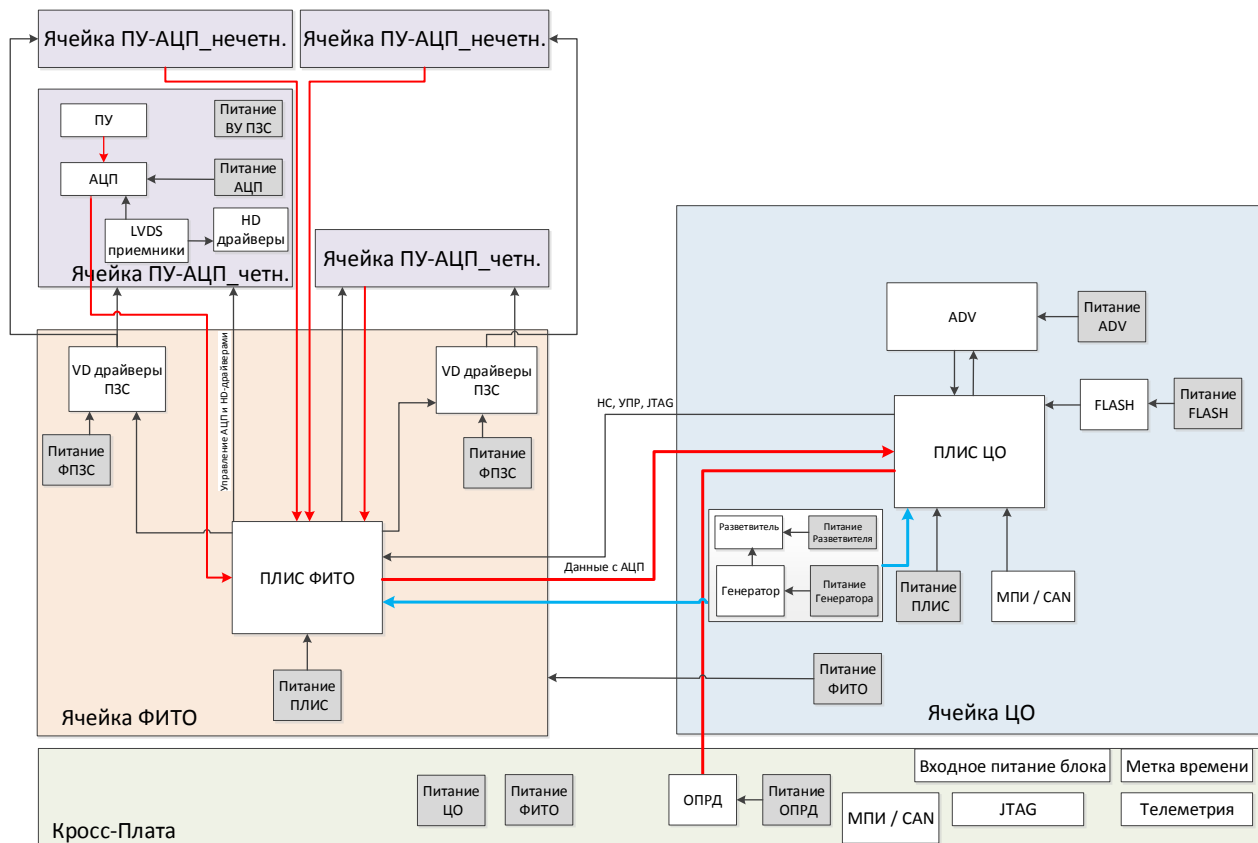


Рис. 2 – Функциональная схема рабочей зоны с возможностью сжатия JPEG2000.

Кросс-плата представляет собой плату коммутации сигналов между ячейками. Все ячейки связаны с помощью разъемных соединений, что позволяет легко извлечь ячейку и отрегулировать ее на специальном стенде. На Кросс-плату приходят сигналы управления МПИ или CAN. Кросс-плата является не только ячейкой коммутации цифровых сигналов. На нее так же приходит всё внешнее питание блока: для цифровой части +12В, для аналоговой +20В, +12В (или +9В), -15В. Внешнее питание фильтруется специальными фильтрами. На Кросс-плату устанавливаются волоконно-оптические передатчики и формируются все необходимые напряжения для функционирования ячеек ФИТО и ПУ.

Ячейка ФИТО управляет АЦП, VD и HD-драйверами, формирует необходимые напряжения для ПУ и принимает цифровые сигналы из АЦП с выдачей данных в ячейку ЦО для дальнейшей обработки.

Управление в блоке ОЭП осуществляется ячейкой ЦО. После цифровой обработки ячейка ЦО может передать в соседнюю ячейку ЦО пакеты видеoinформации или выдать пакеты в оптический передатчик (ОПРД), расположенный на кросс-плате. Установка передатчиков в Кросс-плату дает возможность коммутации пакетов видеoinформации из любой рабочей зоны (из любой ячейки ЦО) блока ОЭП в любой ОПРД. Опорные частоты для всех ячеек блока ОЭП формируются в Кросс-плате.

Функциональная схема одной рабочей зоны в блоке ОЭП, (такой вариант возможен для реализации на малых космических аппаратах), представлена на рис. 3.

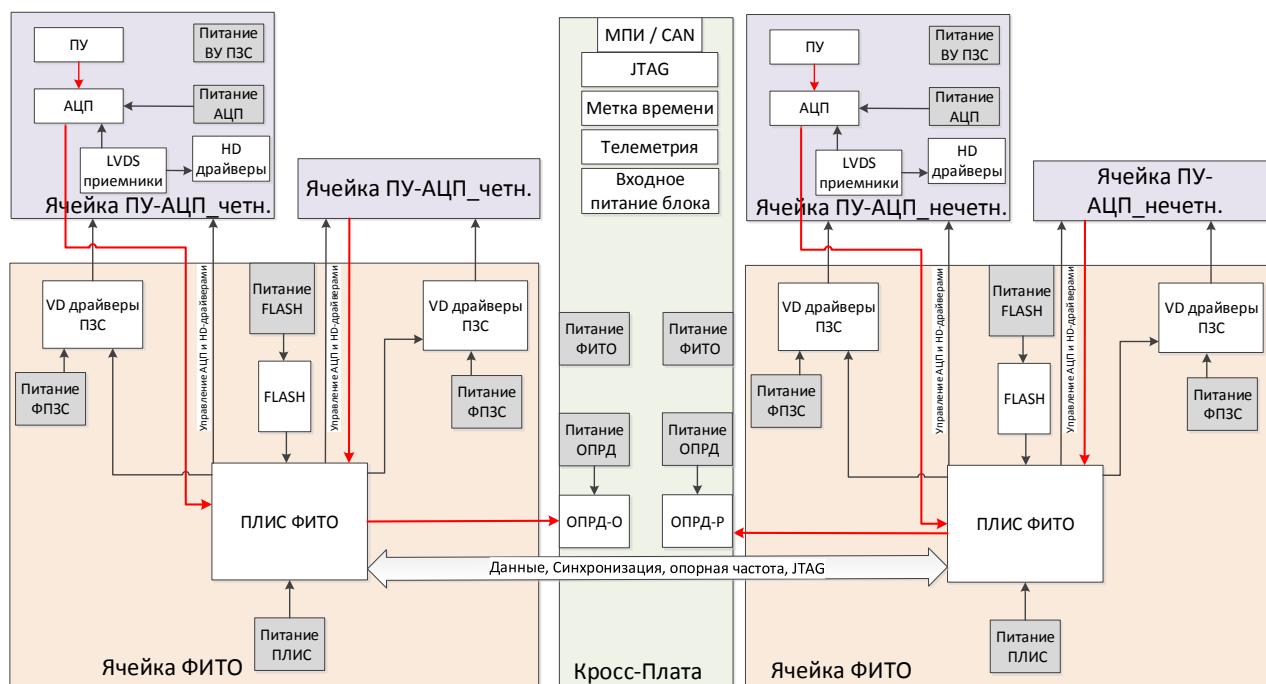


Рис. 3 – Функциональная схема рабочей зоны блока ОЭП на примере малого КА без сжатия JPEG2000.

Приведенные выше технические решения являются не окончательными на пути реализации унифицированного подхода при разработке блока ОЭП. Уже на данном этапе перед специалистами НПП «ОПТЭКС» стоят задачи по дальнейшему усовершенствованию блоков ОЭП и входящих в них элементов и нахождению оптимальных технических решений по нижеприведенным вопросам:

1. Снижение уровня шумов и наводок, увеличение разрядности АЦП до 14 бит/пикс;
2. Проработка конструкции экранов импульсных преобразователей – источников несинхронных наводок;
3. Проработка возможности объединения, работающих на высоких частотах, ПХ и МС каналов в одном кристалле;
4. Проработка конструкции ФПЗС с выводами вниз или с предусилителями на кристалле.

### Информация об авторах

**Радин Евгений Александрович**, заместитель главного конструктора филиала АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС», 124460, Россия, г. Москва, Зеленоград, а/я 45, optecs@samspace.ru

Область научных интересов: приборы с зарядовой связью, программируемые логические интегральные схемы, проектирование оптико-электронных приборов для дистанционного зондирования Земли.

**Разживалов Илья Николаевич**, начальник специализированного конструкторского бюро филиала АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС», 124460, Россия, г. Москва, Зеленоград, а/я 45, optecs@samspace.ru

Область научных интересов: проектирование и моделирование аппаратуры дистанционного зондирования Земли, ее прочностной и тепловой анализы

# POSSIBILITIES OF UNIFICATION OF OPTICAL-ELECTRONIC DEVICES FOR HIGH AND ULTRA-HIGH RESOLUTION SATELLITES

© 2021 E. A. Radin, I. N. Razzhivalov

Dept JSC « SRC «Progress» - NPP «OPTECS», Moscow, Zelenograd

The article describes circuitry solutions for promising high and ultra-high resolution equipment, which make it possible to fulfill all the requirements for onboard space equipment. A method for constructing optical-electronic devices for small and large satellites for remote sensing of the earth is presented. Possibilities of equipment unification are presented.

*Keywords: remote sensing of the earth, high and ultra-high resolution ERS satellites, optical-electronic devices*

## Authors

**Radin Evgeniy Alexandrovich**, deputy chief designer of JSC «SRC «Progress» - of NPP «OPTECS», 124460, Russia, Moscow, Zelenograd box 45, optecs@samspace.ru

Research interests: CCD, FPGA, design of optical-electronic devices for remote sensing of the Earth.

**Razzhivalov Ilya Nikolaevich**, chief of design office of JSC «SRC «Progress» - of NPP «OPTECS», 124460, Russia, Moscow, Zelenograd box 45, optecs@samspace.ru

Research interests: design and modeling of the equipment of remote sensing of Earth, its strength and thermal analyses.

## ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ЛЕГИРОВАННЫХ РЗМ В КОНСТРУКЦИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

© 2021 М.С. Казаков

Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс»,  
г. Самара, Российская Федерация

Рассмотрены основные механизмы воздействия редкоземельных металлов на алюминиевые сплавы. Проведен анализ потенциальных свойств, которые могут быть сформированы путем применения микролегирования РЗМ. Произведена оценка эффективности применения основных элементов, относящихся к РЗМ, на свойства алюминиевых сплавов. На основании проведенного анализа сделаны выводы о перспективности применения алюминиевых сплавов легированных РЗМ в современных конструкциях РКТ.

*Ключевые слова:* алюминиевые сплавы; микролегирование; ракетно-космическая техника; редкоземельные металлы; микроструктура; рекристаллизация; легирование алюминиевых сплавов.

В конструкции ракет-носителей можно выделить три основные конструктивные части: головная часть, топливные баки, приборные и хвостовые отсеки. Корпус головной части, как правило, представляет собой тонкостенную оболочку, работающую в основном на сжатие или растяжение, при выборе материала наиболее важной характеристикой является показатель удельной прочности материала. Топливные баки, стенки которых одновременно образуют внешнюю несущую оболочку ракеты, должны обладать большей удельной прочностью на растяжение, коррозионной стойкостью и химической совместимостью с топливом. Приборные и хвостовые отсеки являются силовыми элементами корпуса ракеты и представляют собой оболочки, подкрепленные продольным и поперечными силовым набором. Под действием продольных нагрузок отсеки испытывают и сжатие и растяжение, а от сил действующих перпендикулярно оси ракеты, - деформации изгиба и сдвига [1].

Указанные требования демонстрируют необходимость использования материалов с широким спектром как механических, так и физических свойств. Алюминиевые сплавы, с момента первых разработок ракетно-космической техники и в настоящее время, являются основным конструкционным материалом. Объем применения составляет порядка 70% от общего количества используемых материалов [2].

Развитие ракетно-космической отрасли ставит множество задач перед металлосоведением алюминиевых сплавов. Технические требования, которые конструктор закладывает в чертежах на изделие, требуют разработки новых материалов и дальнейшей их обработки для формирования комплекса свойств.

Одним из перспективных направлений в металлосоведении алюминиевых сплавов является микролегирование редкоземельными металлами (РЗМ), что позволяет значительно изменять структуру и свойства алюминия, оказывая модифицирующее действие, и кроме того, влиять на температурный уровень рекристаллизации [4].

К редкоземельным металлам (РЗМ) и лантаноидам относятся лантан и следующие за ним 14 элементов до лютеция. Среди них церий, самарий, гадолиний, диспрозий, эрбий. По своим свойствам к ним примыкают и переходные металлы III группы – скандий и иттрий [5].

Однако воздействие РЗМ на структуру и свойства алюминия и алюминиевых сплавов изучено недостаточно.

В качестве основных механизмов воздействия РЗМ на металлы выделяют эффекты: модифицирование, рафинирование от примесей неметаллов, улучшение структуры поверхностной окисной пленки, изменение механизма пластической деформации в благоприятную сторону, повышение температуры рекристаллизации, механическое упрочнение добавками РЗМ при обычных и высоких температурах, эффективное влияние на

процесс сварки и качество сварного шва, как за счет модифицирующего действия, так и раскисления [6,7,8,11,12].

Получение положительных результатов часто зависит от количества введенных РЗМ и технологии. В свою очередь необходимое, научно-обоснованное количество РЗМ, можно почерпнуть из диаграмм состояния.

Анализ работ по влиянию добавок РЗМ на алюминий и алюминиевые сплавы доказывает, что микролегирование улучшает макро- и микроструктуры, а большие добавки в свою очередь формируют эвтектику, перспективную для сплавов направленной кристаллизации. Микролегирование позволяет улучшить механические характеристики, жаростойкость, коррозионную и усталостную прочность сплавов. Для термически не упрочняемого сплава 01570, легированного скандием и цирконием, отмечается эффект формирования полигонизированной структуры, что формирует повышенные прочностные свойства [3].

Для Gd, Y, Sc, Ce, Er, Sm, Dy отмечается повышение температуры начала и конца рекристаллизации алюминия, La же в свою очередь снижает температуру. Выраженный эффект измельчения зерна можно отметить для Sc, Er, Sm при содержании 0,5%. Церий, диспрозий, иттрий в количестве 1% также измельчают зерно до 30-50 мкм [11].

В зависимости от микродобавок элементов РЗМ наблюдается увеличение твердости в 1,5 – 2 раза, наибольший упрочняющий эффект отмечается для скандия - твердость может увеличиваться 3 раза при содержании 0,5% [13].

Следует также отметить скандий как очень эффективный модификатор алюминия, именно добавка этого элемента позволяет значительно улучшать механические свойства. При 0,5% Sc предел прочности увеличивается в 1,5 раза, предел текучести в 2 раза, а относительное удлинение может составлять до 15% [9]. Аналогичные результаты, а также повышение коррозионных свойств получены при легировании церием.

Иттрий, согласно различным источникам, дает противоречивые результаты, так, например, сплавы системы Al-Mg-Zn показывают прочностные характеристики на 25% ниже при добавлении Y [14].

Таким образом, из многочисленных источников следует, что микролегирование РЗМ алюминиевых сплавов благоприятно влияет на многие свойства материала и перспективно для улучшения технологических и эксплуатационных характеристик изделий ракетно-космической техники. При этом скандий можно назвать самым эффективным элементом-антирекристаллизатором, что открывает широкие технологические возможности для получения деталей с улучшенными свойствами по сравнению с классическими применяемыми алюминиевыми сплавами. Учитывая, что запасы скандия в России непрерывно возобновляются и практически неограниченны, появляются технологии добычи скандия и получение лигатуры Al-Sc, на сегодняшний день наблюдается тенденция снижения цен на эти лигатуры [10].

Вышеизложенное позволяет утверждать, что алюминиевые сплавы экономнолегированные скандием, в ближайшей перспективе будут активно применяться в конструкциях РКТ, что позволит, благодаря уникальным сочетаниям свойств, создавать принципиально новые узлы и изделия.

#### **Библиографический список**

1. Бессерер К.У. Инженерный справочник по управляемым снарядам. М.: Воениздат, 1962. 624 с.
2. Фридляндер И.Н. Алюминиевые сплавы в летательных аппаратах в период 1970-2000 и 2001-2015 гг.// Технологии легких сплавов. 2002. № 4, С. 12-17.
3. Металлы и сплавы. Справочник // Афонин В.К., Ермаков Б.С. Лебедев Е.Л. С.-Пб.: АНО НПО «Профессионал», АНО НПО «Мир и Семья», 2003 – 1066 с.
4. Антипов В.В. Стратегия развития титановых, магниевых, бериллиевых и алюминиевых сплавов //Авиационные материалы и технологии. 2012. № S. С. 157–167.

5. Jury A. Gorbunov The Role and Prospects of Rare Earth Metals in the Development of Physical-Mechanical Characteristics and Applications of Deformable Aluminum Alloys// Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies 5 (2015 8) 636-645

6. Скупов А.А. и др Эффективность применения редкоземельных металлов для легирования присадочных материалов// Авиационные материалы и технологии. 2017. № 3, С 14-19.

7. Хохлатова Л.Б., Лукин В.И., Колобнев Н.И., Иода Е.Н. и др. Перспективный алюминиево-литиевый сплав 1424 для сварных конструкций изделий авиакосмической техники //Сварочное производство. 2009. №3. С. 7-10.

8. Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Вершков А.В. Редкие металлы и редкоземельные элементы – материалы современных будущих высоких технологий // труды ВИАМ: электрон. Науч. Технич. Журн. 2013 №2. Ст 01 URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения 08.06.2021)

9. Поздняков А.В. и др Теплая деформация сплава Al-4,7%, Mg-0,32% Mn-0,21% Sc-0,09Zr // Металловедение и термическая обработка металлов. 2019.№7. С.20-25.

10. Захаров В.В., Филатов Ю.А., Фисенко И.А. Легирование алюминиевых сплавов скандием // Металловедение и термическая обработка металлов. 2020.№8.С.31-36.

11. Савицкий Е.М. Новые металлические сплавы. М.: Знание, 1979. 344с.

12. Савицкий Е.М. Перспективы развития металловедения. М.: Наука, 1972. 158с.

13. Дриц М.Е., Торопова Л.С., Быков Ю.Г. Влияние РЗМ на механические свойства сплава Al-6,5%Mg // МиТОМ, 1980.№10. С35-37.

14. Петров С.М. и др. Сплав на основе алюминия. Авт. Св. СССР, кл. с 22 с21/10 № 509656, заявл. 17.06.1974. № 2034532 опубл. 5.03.1976.

#### Сведения об авторе

**Казаков Михаил Сергеевич**, начальник лаборатории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. (846) 228-59-53, e-mail: kazakov.ms@samspace.ru. Область научных интересов: металловедение и термическая обработка металлов

## PERSPECTIVES OF THE USE OF ALUMINUM ALLOYS ADDITION OF RARE-EARTH METALS IN MODERN DESIGNS OF ROCKET-SPACECRAFT

© 2021 M.S. Kazakov

JSC «RSC «Progress», Samara

The main mechanisms of the impact of rare earth metals on aluminum alloys are described. The analysis of potential properties that can be formed by using microalloying by rare earth metals is conducted. Evaluation of the efficiency of application of the main elements related to rare earth metals on the properties of aluminum alloys has been analyzed. Based on the analysis, it was concluded that the use of aluminum alloys addition of rare-earth metals in modern designs of rocket-spacecraft is promising.

*Key words: aluminum alloys; microalloying; rocket and space technology; rare earth metals; microstructure; recrystallization; alloying of aluminum alloys.*

#### References

1. Besserer K.U. Engineering Handbook of Guided Projectiles. Moscow: Voenizdat, 1962.624 p.

2. Fridlander I.N. Aluminum alloys in aircraft in the period 1970-2000 and 2001-2015 // Technologies of light alloys. 2002. No. 4, S. 12-17.

3. Metals and alloys. Reference // Afonin V.K., Ermakov B.S. Lebedev E.L. S.-Pb. : ANO NPO "Professional", ANO NPO "Mir and Semya", 2003 - 1066 p.

4. Antipov V.V. Development strategy of titanium, magnesium, beryllium and aluminum

alloys // Aviation materials and technologies. 2012. No. S. S. 157-167.

5. Jury A. Gorbunov The Role and Prospects of Rare Earth Metals in the Development of Physical-Mechanical Characteristics and Applications of Deformable Aluminum Alloys // Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies 5 (2015 8) 636-645

6. Skupov A.A. et al. Efficiency of using rare-earth metals for alloying of filler materials // Aviation materials and technologies. 2017.No. 3, C 14-19.

7. Khokhlatova L.B., Lukin V.I., Kolobnev N.I., Ioda E.N. and others. Promising aluminum-lithium alloy 1424 for welded structures of aerospace engineering products. Welding production. 2009. No. 3. S. 7-10.

8. Kablov E.N., Ospennikova O.G., Vershkov A.V. Rare metals and rare earth elements - materials of modern future high technologies // proceedings of VIAM: electron. Sci. Technical Journal. 2013 No. 2. Art 01 URL: <http://www.viam-works.ru> (date of treatment 06/08/2021)

9. Pozdnyakov A.V. et al. Warm deformation of the alloy Al-4.7%, Mg-0.32% Mn-0.21% Sc-0.09Zr // Metallurgy and heat treatment of metals. 2019.№7. S.20-25.

10. Zakharov V.V., Filatov Yu.A., Fisenko I.A. Alloying aluminum alloys with scandium // Metallurgy and heat treatment of metals. 2020.No.8.C.31-36.

11. Savitsky E.M. New metal alloys. M.: Knowledge, 1979. 344 pages.

12. Savitsky E.M. Perspectives of development of metallurgical science. M.: Science, 1972. 158 pages.

13. Drits M. E., Toropova L.S., YU.G's Bulls. Influence of RZM on mechanical properties of an alloy Al-6,5%Mg//MiTOM, 1980.№10. C35-37.

14. Petrov S.M., etc. An alloy on the basis of aluminum. Avt. Sv. USSR, C. s22 s21/10 No. 509656, zayavl. 17.06.1974. No. 2034532 opubl. 5.03.1976.

#### **About the author**

**Kazakov Mikhail Sergeevich**, Head of Laboratory, JSC «RSC «Progress», t. (846) 228-59-53, e-mail: kazakov.ms@samspace.ru. Area of scientific interests: metallurgy and heat treatment of metals

## ПОСТРОЕНИЕ ОБРАЗЦОВ ИЗ ТИТАНА АДДИТИВНЫМИ ТЕХНОЛОГИЯМИ Порошкового сплавления

© 2021 А.В. Митрянин

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

При внедрении новых технологий изготовления компонентов аэрокосмической техники важным фактором является проверка на надежность и безопасность выбранных технических решений. В существующих технологиях вычитающего производства проверка материала проводится на презентативных образцах, отражающих основные характеристики материала. Перспективным направлением современного производства аэрокосмической техники является применение аддитивных технологий формообразования. В настоящей работе освещены основные характеристики титановых образцов, изготовленных аддитивными технологиями послойного синтеза. Проводится анализ публикаций и исследований, изучающих различные аспекты свойств аддитивных титановых материалов и отражающих основные физико-термические процессы порошкового синтеза.

*Титановые сплавы, аддитивные технологии, компоненты аэрокосмической техники, образцы для испытаний*

Важнейшим показателем качества изделий аэрокосмической техники, изготовленных из титановых сплавов при помощи аддитивных технологий (АТ), является обеспечение плотности, показателей удельной и усталостной прочности, жесткости, твердости, пластичности, точности, шероховатости, которые не должны уступать по своим значениям аналогичных показателей изделий, изготовленных традиционными методами формообразования (литье,ковка).

Механические свойства титановых образцов, созданных аддитивными технологиями порошкового синтеза зависят не только от свойств и геометрических размеров частиц исходного порошкового материала, но и от формируемой в процессе построения внутренней микроструктуры и образования дефектов (пор, трещин, дополнительных включений, термические поводки стенок). Дефекты образуются, в том числе, от выбранной стратегии и режимов обработки порошкового материала в каждом сплаваемом лазером слое.

Основными внутренними дефектами являются газовые поры и несплавления материала. Влияния этих дефектов на механические и эксплуатационные свойства материалов является предметом большого количества исследований [1-6], так как именно они являются местом зарождения первоначальных трещин и последующего разрушения. На данном этапе развития аддитивной технологии исключить наличие подобных дефектов невозможно, поэтому работа в направлении снижения пористости и определения влияния конкретного дефекта на свойства материала является одной из основных тем в изучении получаемого материала и изделий из него [4-6]. Различные методы АТ позволяют получать материалы с низким уровнем пористости: в СЛС (SLM) доля пор может не превышать 0,23% (отмечается и до 0,08%); ЭЛС (EBM) – до 0,17%; ПЛВ (DED) – до 0,1% [2,7,8]. Дефекты несплавления и газовые поры показаны на рис.1 [9].



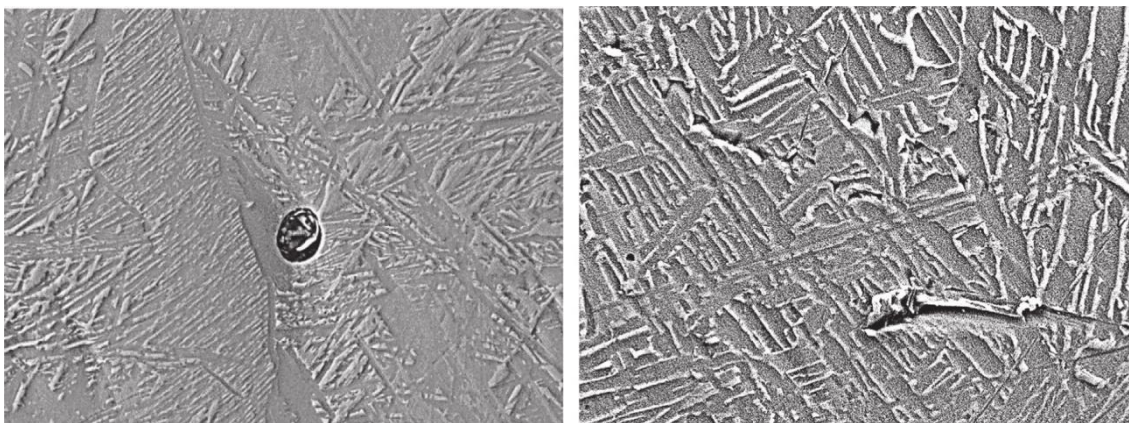


Рис. 1 – Внутренние дефекты материала синтезируемого в порошковом слое:  
Слева – газовая пора, справа – отсутствие проплавления [9]

Повышенная прочность материала АТ Ti-6Al-4V в определенных режимах нагружения (при высоких скоростях деформации) [9] объясняется наличием более прочной мартенситной структуры  $\alpha'$ , а при высоких скоростях деформации пластичность отходит на второй план, в отличие от усталостных испытаний. Присутствует и значительная разница в сопротивлении материала в испытаниях на сжатие и растяжение, что так же объяснимо с точки зрения наличия дефектов (при сжатии дефекты уменьшаются в размерах, а при растяжении они являются источником роста трещины).

Исследования механических свойств титановых материалов АТ [6-8,10] выявляют разницу механических свойств в зависимости от расположения образцов относительно платформы построения и указывают на наличие анизотропии свойств материала. Эта особенность технологии послойного синтеза в порошковом слое, прежде всего, связана с особенностями расположения несплавленных порошка, имеющих острые края (видны на рис.1 справа) и разницей тепловой истории каждого слоя [6]. В отличие от газовых пор, имеющих ровную округлую поверхность, несплавления располагаются, в основном, в промежутках между слоями и острые края являются концентратором напряжений и местом начала роста трещин [2,4-6,9].

Расположение заготовки на платформе построения значительным образом влияет на набор механических характеристик материала АТ и, соответственно, на поведение материала в процессе эксплуатации. Варианты возможного расположения заготовки на платформе построения относительно самой платформы построения и равнителя показаны на рис. 2. На главном виде (слева) показано, что относительно платформы построения возможны три варианта расположения: вертикально ( $90^\circ$ ) – красный цвет; наклон ( $45^\circ$ ) – желтый цвет; горизонтально ( $0^\circ$ ) – зеленый цвет. При этом в каждом из случаев расположения возможны и варианты расположения относительно системы подачи порошка и выравнивающего ролика (вид А справа):  $0^\circ$  (параллельно),  $45^\circ$  (под углом) и  $90^\circ$  (перпендикулярно).

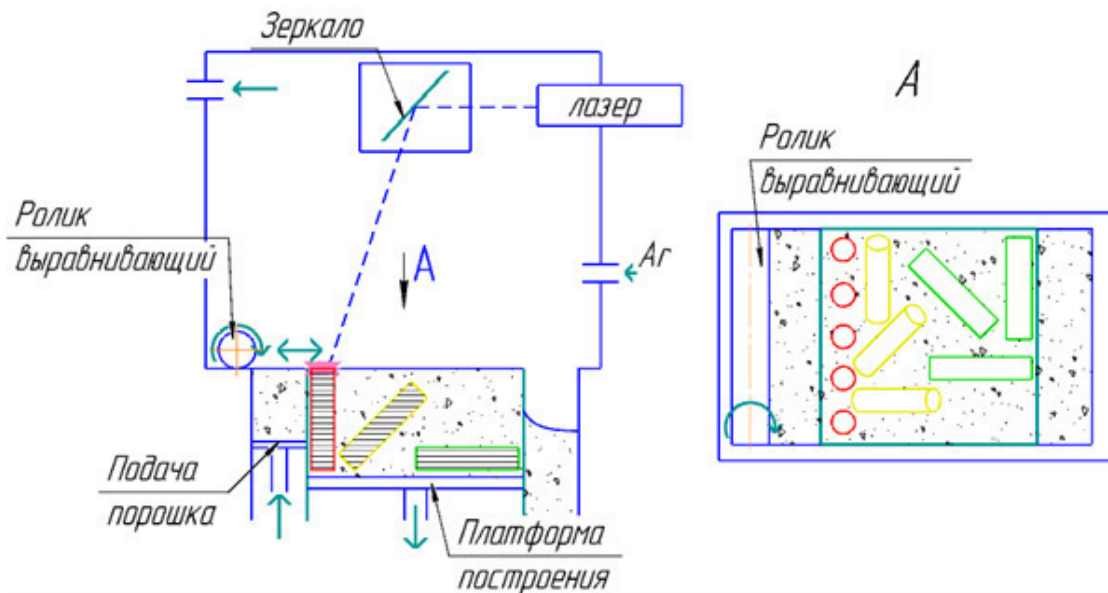


Рис. 2 – Схема вариантов расположение образцов при построении методом селективного лазерного сплавления (СЛС)

Исследования сопротивления усталости материалов АМ [9,10] показывают зависимость механических свойств с точки зрения расположения дефектов несплавления относительно направления приложения растягивающей нагрузки. Схему приложения растягивающих усилий в зависимости от расположения дефектов несплавления (направления построения) показана на рис. 3.

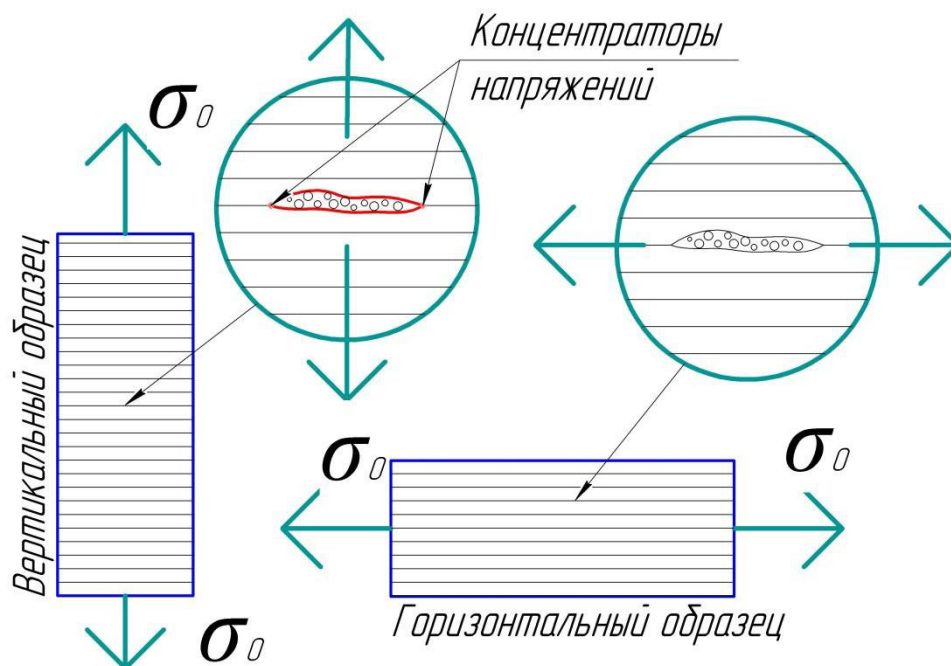


Рис. 3 – Схема приложения нагрузки в зависимости от направления послойного построения и дефекта несплавления

На рис.4 [10] мы видим место зарождения трещины из острого края поры несплавления вертикально построенного образца и ее увеличения при испытаниях. На рис. 5 [10] показано зарождение вторичных микротрещин и основной усталостной трещины на горизонтально построенном образце из поры несплавления. Образование вторичных трещин снижает энергию разрушения на кончике основной трещины и, таким образом, повышается предел

усталости у горизонтального образца. Таким образом, подтверждается вывод о первостепенной роли конфигурации дефекта, а не его реального размера [4,5].

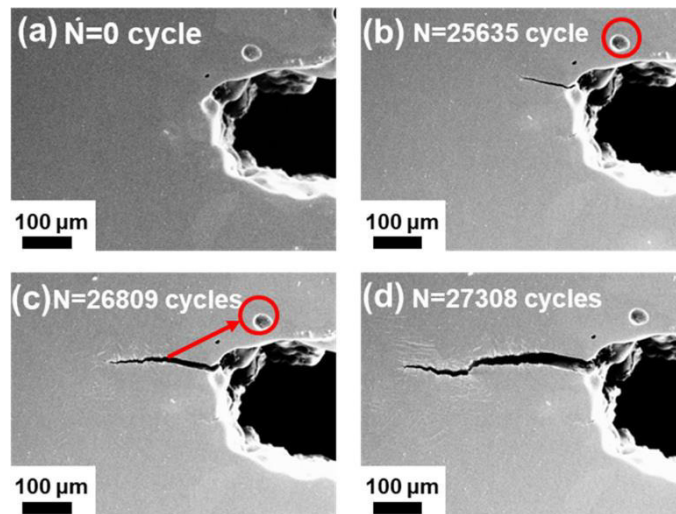


Рис. 4 – Зарождение усталостной трещины в вертикально построенном образце [10]

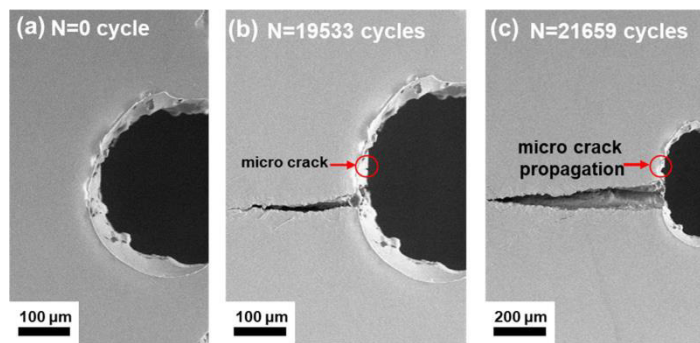


Рис. 5 – Зарождение усталостной трещины в горизонтально построенном образце [10]

График на рис.6 [10] указывает на повышенные усталостные свойства материала напечатанного горизонтально, так как длинная плоскость поры несплавления (рис.1[3]) в таком случае будут направлены параллельно нагрузке, в отличие от вертикально построенной заготовки АТ, расположенных перпендикулярно усилию растяжения. Расположения пор горизонтальных образцов, таким образом, повышают пластичность материала, и, соответственно, усталостные характеристики материала [2,4-6,10].

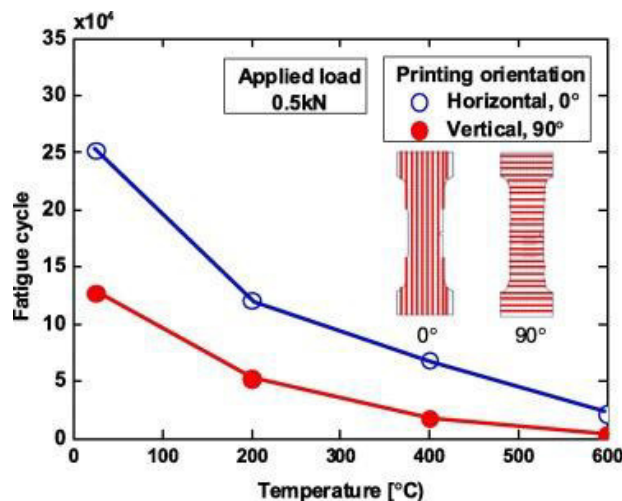


Рис. 6 – График зависимости усталостной прочности от температуры и направления построения [10]

Образование пор происходит из-за захвата газа в ванну расплава при избыточном переплаве, или в результате непроплавления участков из-за недостатков энергии, причем это может быть вызвано как недостаточной мощностью, так и слишком большой скоростью сканирования [2,3]. Общая пористость и размер пор непрерывно возрастают с увеличением толщины слоя, так как увеличивается доля свободного пространства между порошинками и усложнением контроля термофизических процессов. На пористость влияет вид штриховки и перекрытия зон в процессе сплавления. Расположение на образце внутренних пор продемонстрировано на рис.7 [6].

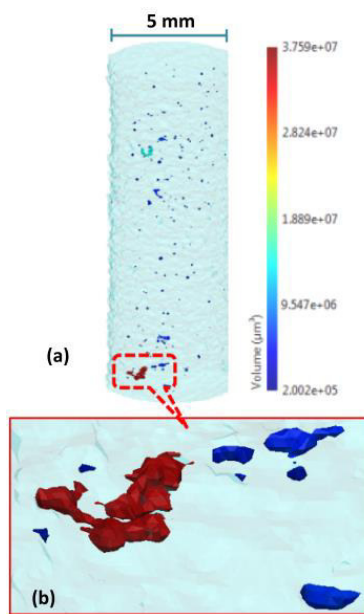


Рис. 7 – Объемная визуализация компьютерной томографии вертикально построенного образца (a) и плоские дефекты несплавления (b) [6]

При малой плотности энергии пористость возникает из-за неполного плавления порошка ввиду недостаточного количества энергии лазерного излучения; при высокой плотности энергии возникает газовая пористость. Отмечаем так же, что повышенная мощность и плотность энергии, применительно к титановым сплавам, приводит к выкипанию Al из состава титановых сплавов (из-за разницы в температуре плавления), где он является основным упрочняющим  $\alpha$ -стабилизатором для титана. Это приводит к неравномерности содержания Al по всему объему материала и, соответственно, прочностных свойств [1]. Газовые поры так же содержатся внутри исходного порошка и переходят в деталь, пример вскрытой газовой поры исходного порошка на рис.8 [11].

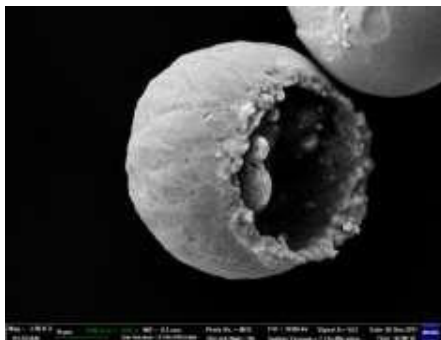


Рис. 8 – Исходная частица порошка с вскрытой газовой порой [11]

Получение монолитных элементов возможно в узком диапазоне режимов построения, так глубина ванны расплава должна составлять не менее 1,5 толщины сплавляемого слоя порошка, т.е. частично сплавлять и предыдущий построенный слой [2,12]. Шероховатость синтезируемой поверхности зависит главным образом от комбинации технологических параметров процесса лазерного синтеза: мощности лазера, скорости сканирования, угла наклона детали от платформы построения [2]. Качество поверхности и ее влияние на механические свойства исследованы во многих материалах [2-7,9,10,13,14]. Шероховатость увеличивается при увеличении толщины слоя и уменьшается при увеличении угла наклона. С уменьшением угла наклона детали относительно платформы построения в плоскости X-Z уменьшается геометрическое разрешение и создается эффект лестницы, что увеличивает толщину образца, шероховатость поверхности и ее отклонение от заданного профиля. Уменьшение размеров сплавляемой зоны приводит к снижению шероховатости боковой поверхности изделий.

Шероховатость поверхности находится в прямой зависимости от параметров технологических режимов и коррелирует с характером изменения пористости образцов. Степень приплавления частиц в крайних слоях может быть разнообразной, частицы с минимальной величиной приплавления (размер частицы обычно от 18...80 мкм) могут значительно влиять на шероховатость поверхности и на геометрический размер [2,3]. Порошок, не попадающий в сечение построения, но находящийся вблизи ванны расплава, под действием высоких температур нагрева, приплавляется к исходной поверхности увеличивая шероховатость, а газовые поры вблизи поверхности раскрываются, пример изображен на рис.9 [4]. Шероховатость поверхности также зависит от положения детали в рабочем пространстве, наименьшая шероховатость получается на вертикальных поверхностях, чем больше поверхность отклоняется от вертикали, тем больше шероховатость. Шероховатость поверхности, получаемая методами АМ: СЛС (SLM)  $R_a=5...40$  мкм; ЭЛС (EBM)  $R_a=25...131$  мкм; ПЛВ (DED)  $R_a=0,24...13,3$  мкм [2].

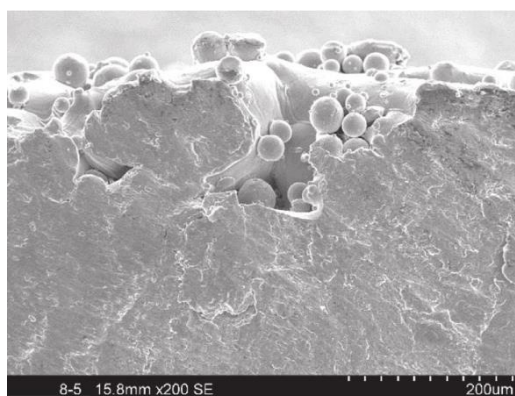


Рис. 9 – Поверхность образца, построенного методом АТ [4]

Отмечается доминирующее влияние шероховатости и дефектов вблизи поверхности на усталостные свойства перед другими видами дефектов (поры и несплавления, внутренние напряжения) [4,5,9,14]. При нагружении множество острых углов внешних дефектов являются местом зарождения трещин, соединяясь с внутренними дефектами, это приводит к появлению глубоких трещин и снижению механических свойств материала АТ. Необработанная поверхность деталей АМ способна снизить усталостную прочность до уровня 1/3 от условно нормативной для традиционного материала [4] и до 50% в сравнении с тем же, но обработанным материалом АМ [2]. Устранить влияние низкой шероховатости

возможно с помощью обработки поверхности (гидроабразивной, виброгалтовки, электрохимического полирования и пр.), проведение последующего ГИП сделает материал АТ по свойствам не уступающему традиционному [2,4].

Одной из ключевых технологий аддитивного производства, позволяющей изготавливать изделия аэрокосмической техники сложных форм, является технология селективного лазерного сплавления (СЛС). Образование жидкой ванны расплава в процессе сплавления частиц металлического порошка титанового сплава затрудняет процесс с точки зрения прогнозирования и контроля технологических параметров, обусловленный термокапиллярными эффектами и фазовыми превращениями [1,2]. Изучение поведения ванны расплава чрезвычайно важно, так как определяет морфологию поверхности, т.е. механические свойства, и плотность конечного изделия. На характер поведения ванны расплава влияют: поверхностное натяжение, вязкость, смачиваемость, испарение, окисление, температура.

Фактическое поведение ванны расплава отличается от теоретического за счет эффекта Марангони, вызывающего движение жидкости в силу неравномерности температур [1,2,4]. Эффект Марангони проявляется в сфероидизации расплавленной дорожки металла, т.е. под действием энергии лазера/луча происходит расплавление металла, но расплавленная масса находится не в виде сплошной дорожки, а в виде отдельно лежащих капель. Этот эффект создается из-за поверхностного натяжения, в результате расплав стремится уменьшить свободную поверхностную энергию и переходит к форме с минимальной площадью поверхности (шара). При этом под действием поверхностного натяжения более крупные капли металла присоединяют к себе соседние частички порошка, это приводит к образованию ямы вокруг расплава, и, соответственно, к увеличению пористости. Из-за присутствия кислорода, который растворяется в титане, вязкость расплава повышается, что ухудшает растекание и смачиваемость расплава с предыдущим слоем и эффект сфероидизации усиливается [15]. Неустойчивая ванна расплава, особенно на высокой скорости лазерного сканирования, увеличивает пористость и количество поверхностных дефектов.

Процесс селективного лазерного сплавления и подобных процессов сопровождается быстрым локальным нагревом зоны расплавления и быстрым остыванием материала. Это порождает сложные термофизические процессы изменения микроструктуры, фазового состава материала, а так же появление значительных остаточных напряжений в построенных элементах (до 500 Мпа [7]) из-за температурных градиентов между предыдущим и слоем в работе, схема действия внутренних напряжений на рис.10. Высокие внутренние напряжения приводят к деформациям построенных деталей, и даже к появлению трещин, в т.ч. отрыву от платформы построения. Примеры разрушительного воздействия внутренних напряжений виден на рис.11 [16]. Для предотвращения подобного необходимо подбирать оптимальные режимы мощности, а так же уменьшать длину вектора сканирования и применять смену направления сканирования (поворот) на каждом последующем слое.

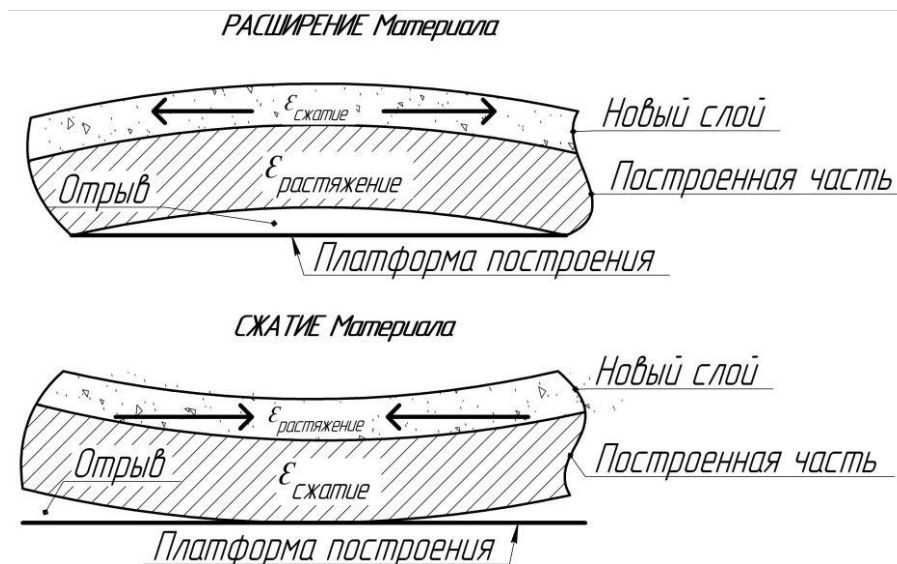


Рис. 10 – Схема формирования внутренних напряжений при послойном нанесении материала



Рис. 11 – Разрушение образца под действием внутренних разрушений [16]

Температура в зоне воздействия лазерного луча достигает  $2710^{\circ}\text{K}$ , а после охлаждается со скоростью около  $10^4$  К/сек.[2,17] при рекомендуемой скорости охлаждения титанового сплава ВТ6(Ti-6Al-4V) после схожих процессов сварки не более  $40^{\circ}\text{C}/\text{сек}$ .[18]. Локальные высокие градиенты температур приводят к фазовому переходу из равновесной  $\alpha+\beta$ -фазы к игольчатой мартенситной  $\alpha'$ -фазе, имеющей более высокую прочность, но меньшую пластичность [3,7,8,19]. Для формирования мартенсита необходима скорость охлаждения больше  $500$  К/сек [20]. Это объясняет высокие прочностные характеристики только построенных образцов СЛС и, одновременно, низкую пластичность [7,8,17,21].

Процесс фазового перехода титановых сплавов при локальном воздействии лазерного излучения проходит следующим образом:  $\alpha+\beta \rightarrow \beta \rightarrow \text{Расплав} \rightarrow \beta \rightarrow \alpha+\beta/\alpha'$  (в зависимости от скорости охлаждения) [2]. Однако, с применением последующей термической обработки (отжиг) структура опять переходит в равновесную  $\alpha+\beta$ -фазу, что повышает пластичность, снимает внутренние напряжения при небольшом снижении удельной прочности [1,2,18,19]. При этом отмечаем, что распространённый метод ГИП, воздействуя на микроструктуру, огрубляет ее, что является недостатком этой технологии термообработки [20].

Сравнительные исследования [22] ударной вязкости материалов, полученных различными методами АТ (Electron Beam Free Form Fabrication (EBF<sup>3</sup> или наплавка проволокой), ЕЛС и СЛС) показывают зависимость свойств материала от термической истории и, как следствие, от микроструктуры. Исследования показали, что материала Ti-6Al-4V созданный СЛС уступает по показателям ударной вязкости материалу полученного

технологией EBF<sup>3</sup>(16 против 76 Дж/см<sup>2</sup>) из-за малого количества  $\beta$  зерен и мартенситных  $\alpha'$  пластин. Однако, применение термической обработки позволяет управлять микроструктурой и соотношением фаз в готовом материала и, соответственно, качественно менять его свойства, пример на рис. 12 [20]. Отмечается, что при нагреве выше температуры разложения  $\alpha'$  мартенсита (600°C) приводит к частичному разложению  $\alpha'$  до вытянутых отложений  $\beta$  фазы.

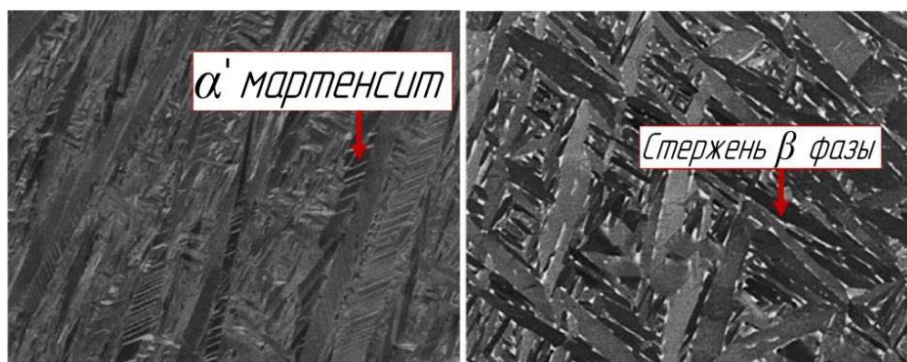


Рис. 12 – Изображение  $\alpha'$  - микроструктуры после построения СЛС (слева) и после термической обработки (2 часа при температуре 650°C) (справа) [20]

Управление лазерным сплавлением осуществляется с помощью параметров, которые являются варьируемыми, т.е. определяемые режимами обработки, способом подготовки порошка, и теплофизические параметры, зависящие от свойств конкретного металлического порошка или характеристик установки. К примеру, аддитивная установка SLM 280HL имеет более 150 настраиваемых параметров воздействия на процесс построения.

К первой группе параметров относятся: мощность лазерного излучения, радиус лазерного пятна, скорость сканирования, шаг сканирования, коэффициент поглощения. Мощность подбирается исходя из температуры кипения материала порошка, формы и размера частиц порошка, оказывает определяющее значение на динамику плавления частиц. Эмпирически крайне сложно подобрать оптимальную мощность в совокупности с другими технологическими параметрами, необходима математическая и цифровая модель процесса СЛС, позволяющая определить количество жидкой фазы в порошковом слое.

Стратегия лазерного сканирования оказывает влияние на степень распределения генерируемой мощности. Скорость сканирования определяет количество подведенной лазерной энергии, приходящейся в одну точку, т.е. скорость кристаллизации, что влияет на формирование микроструктуры синтезируемого материала [2,3,6-8,20,22]. Все эффекты и явления, возникающие при лазерном сплавлении частиц металлического порошка, в значительной степени зависят от химического состава порошков, их теплофизических свойств и параметров обработки СЛС [2,7,8,17].

Принимая во внимание данные исследования [23] о топологической оптимизации деталей из Ti-6Al-4V и механических свойствах материал АТ при малых толщинах стенок, необходимо проводить исследования эксплуатационных свойств материалов в тех же условиях, что и при штатной эксплуатации и при тех же конструкторских параметрах, что и реальная деталь. В исследовании [23] наблюдалось снижение механических свойств материала АТ при уменьшении толщины стенок (в отличие от традиционных материалов): при толщине образца в 1 мм  $\sigma_b = 721$  МПа и  $\delta = 4,3\%$ ; а уже при толщине стенки в 6 мм  $\sigma_b = 922$  МПа и  $\delta = 8,8\%$  (подробные данные отражены в табл. 1 [23]). Это может быть объяснено чрезмерно быстрым охлаждением тонкостенной конструкции и большего влияния



поверхностных дефектов при меньших толщинах стенок конструкции АТ. Это предположение потребует проведение дополнительных исследований.

Табл. 1 – Зависимость механических свойств материала АТ (ЭЛС) Ti-6Al-4V от толщины образца [23]

Толщина стенки, мм	Предел прочности при растяжении, $\sigma_b$ , МПа	Относительный предел текучести, $\sigma_{0,2}$ , МПа	Относительное удлинение, $\delta$ , %	Модуль упругости, E, ГПа
0,5	458	444	2,0±0,6	59,7
1,0	721	676	4,3±0,6	70,6
1,5	827	773	5,3±0,3	88,7
2,0	843	784	5,8±0,9	90,2
3,0	885	826	6,3±1,2	109,1
6,0	922	851	8,8±1,1	110,8

Так как продукция АТ для аэрокосмического комплекса имеет жесткие требования по весу, то считаем целесообразно помимо стандартных образцов для прочностных и усталостных испытаний рассмотреть механические свойства пластинчатых образцов толщиной схожей с толщиной элементов конструкции из титановых сплавов, т.е. необходимо дополнительно изготовить образцы толщиной 1,25 мм и 1,5 мм (рис.13). Это позволит объективно принять решение о соответствии прочностных характеристиках изготавливаемой продукции при топологической оптимизации конструкции и изготовления методами селективного лазерного сплавления из титанового сплава Ti-6Al-4V.

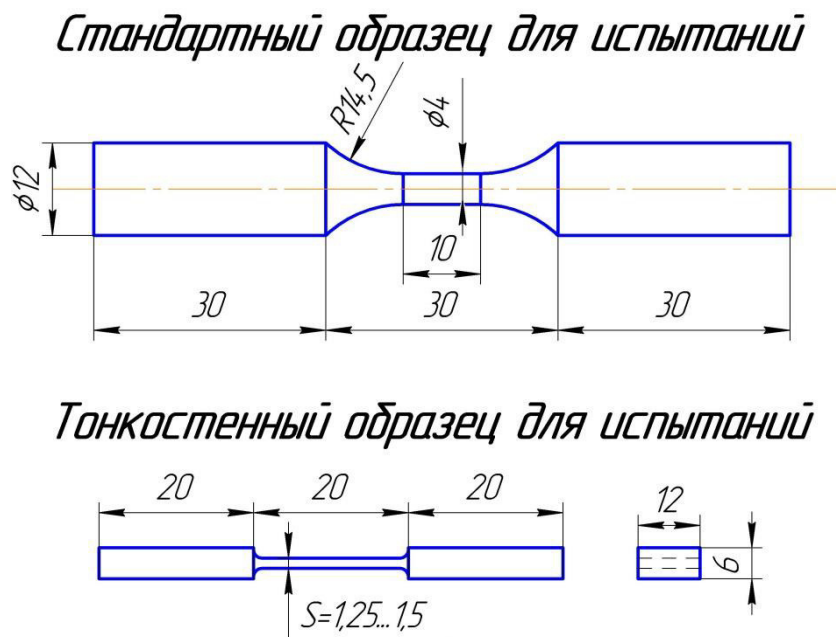


Рис. 13 – Схемы титановых образцов для испытаний

Таким образом, для управления множественными показателями качества (прочность, точность, плотность, шероховатость, жесткость и т.п.) необходимо разработать многокритериальные и многоцелевые модели СЛС, содержащие управляющие параметры лазерного синтеза, учитывающие теплофизические свойства титановых порошков. Моделирование процесса СЛС металлического порошка титанового сплава, взаимодействие лазерного луча с частицами металлического порошка, формирование ванны расплава и

кристаллизация в сплавленном слое позволит спрогнозировать характер процесса СЛС и достигаемые в его результате механические свойства изделия аэрокосмической техники.

### Библиографический список

1. Williams J. C., Boyer R. R. Opportunities and issues in the application of titanium alloys for aerospace components //Metals. – 2020. – Т. 10. – №. 6. – С. 705.
2. Liu S., Shin Y. C. Additive manufacturing of Ti6Al4V alloy: A review //Materials & Design. – 2019. – Т. 164. – С. 107552.
3. Galarraga H. et al. Effects of the microstructure and porosity on properties of Ti-6Al-4V ELI alloy fabricated by electron beam melting (EBM) //Additive Manufacturing. – 2016. – Т. 10. – С. 47-57.
4. Masuo H. et al. Influence of defects, surface roughness and HIP on the fatigue strength of Ti-6Al-4V manufactured by additive manufacturing //International Journal of Fatigue. – 2018. – Т. 117. – С. 163-179.
5. Kakiuchi T. et al. Prediction of fatigue limit in additively manufactured Ti-6Al-4V alloy at elevated temperature //International Journal of Fatigue. – 2019. – Т. 126. – С. 55-61.
6. Gupta A., Bennett C. J., Sun W. The role of defects and characterisation of tensile behaviour of EBM Additive manufactured Ti-6Al-4V: An experimental study at elevated temperature //Engineering Failure Analysis. – 2021. – Т. 120. – С. 105115.
7. Teixeira Ó. et al. A Review of Heat Treatments on Improving the Quality and Residual Stresses of the Ti-6Al-4V Parts Produced by Additive Manufacturing //Metals. – 2020. – Т. 10. – №. 8. – С. 1006.
8. Герман М.А. Влияние термической и термоводородной обработок на формирование структуры и механические свойства заготовок из  $(\alpha+\beta)$ -титановых сплавов, полученных по аддитивным технологиям. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2019.154 с.
9. Li P. H. et al. Thermomechanical response of 3D laser-deposited Ti-6Al-4V alloy over a wide range of strain rates and temperatures //Materials Science and Engineering: A. – 2015. – Т. 647. – С. 34-42.
10. Qian G. et al. In-situ investigation on fatigue behaviors of Ti-6Al-4V manufactured by selective laser melting //International Journal of Fatigue. – 2020. – Т. 133. – С. 105424.
11. Гильмутдинов А. Х. и др. Обработки и синтез порошковых материалов для аддитивного производства в индуктивно-связанной плазме //Аддитивные технологии: настоящее и будущее. – 2019. – С. 55-64.
12. Агаповичев А. В., Сотов А. В., Смелов В. Г. Математическое моделирование процесса селективного лазерного сплавления порошка титанового сплава ВТ6 //Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2020. – Т. 19. – №. 2.
13. Viespoli L. M. et al. Creep and high temperature fatigue performance of as build selective laser melted Ti-based 6Al-4V titanium alloy //Engineering Failure Analysis. – 2020. – Т. 111. – С. 104477.
14. Chern A. H. et al. Build orientation, surface roughness, and scan path influence on the microstructure, mechanical properties, and flexural fatigue behavior of Ti-6Al-4V fabricated by electron beam melting //Materials Science and Engineering: A. – 2020. – Т. 772. – С. 138740.
15. Лебедев В. А. Металлургия титана: учебное пособие / В. А. Лебедев, Д. А. Рогожников; М-во образования и науки Российской Федерации, Уральский федеральный университет. – Екатеринбург: Издательство УМЦ УПИ, 2015. – 194 с. – ISBN 978-5-8295-0406-9.
16. Промахов В. В. И др. Получение металломатричных композиционных материалов с применением аддитивной технологии прямого лазерного выращивания //Аддитивные технологии: настоящее и будущее. – 2019. – С. 317-335.

17. Bai H. et al. Effect of heat treatment on the microstructure and mechanical properties of selective laser-melted Ti64 and Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe //Metals. – 2021. – Т. 11. – №. 4. – С. 534.
18. Технологические и эксплуатационные свойства титановых сплавов: учебное пособие / А. Г. Илларионов, А. А. Попов. – Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2014. – 137 с.
19. Сварка высокопрочных титановых сплавов/Гуревич С. М., Куликов Ф. Р., Замков В. Н., Кириллов Ю. Г., Кушниренко Н. А. Москва : Машиностроение, 1975. 151 с.
20. Vambach M. et al. On the hot deformation behavior of Ti-6Al-4V made by additive manufacturing //Journal of Materials Processing Technology. – 2021. – Т. 288. – С. 116840.
21. Baitimerov R. M. et al. An investigation of high temperature tensile properties of selective laser melted ti-6al-4v //Proc. 3rd Int. Conf. Prog. Addit. Manuf. – 2018. – Т. 439. – С. 444.
22. Казаченок М. С. и др. Ударная вязкость и механизм разрушения образцов Ti-6Al-4V, полученных различными методами 3D-печати //Физическая мезомеханика. Материалы с многоуровневой иерархически организованной структурой и интеллектуальные производственные технологии. – 2020. – С. 549-549.
23. Wang P. et al. Experimental analysis of additively manufactured component and design guidelines for lightweight structures: A case study using electron beam melting //Additive Manufacturing. – 2020. – Т. 33. – С. 101088.

#### **Сведения об авторах**

**Митрянин Александр Валерьевич**, Аспирант кафедры Технологий производства двигателей Самарского Университета имени академика С.П. Королева, мастер участка 1 группы, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», т. 8-927-65-98-334, e-mail: aleksander.mitryanin@yandex.ru. Область научных интересов: аддитивные технологии.

### **CREATION OF SAMPLES FROM TITANIUM ADDITIVE TECHNOLOGIES OF POWDER FUSING**

© 2021 A.V. Mitryanin

JSC «RSC «Progress», Samara

At implementation of new manufacturing techniques of components of space equipment important factor is check on reliability and safety of the chosen technical solutions. In the existing technologies of the subtracting production inspection of material is carried out on the presentational samples reflecting basic performance of material. The perspective direction of modern production of space equipment is application of additive technologies of shaping. In the real work basic performance of the titanic samples made by additive technologies of layer-by-layer synthesis is lit. The analysis of the publications and researches studying different aspects of properties of additive titanic materials and reflecting the main fiziko-thermal processes of powder synthesis is carried out.

*Titanic alloys, additive technologies, components of space equipment, test pieces*

#### **References**

1. Williams J. C., Boyer R. R. Opportunities and issues in the application of titanium alloys for aerospace components//Metals. – 2020. – Т. 10. – NO. 6. – PAGE 705.
2. Liu S., Shin Y. C. Additive manufacturing of Ti6Al4V alloy: A review//Materials & Design. – 2019. – Т. 164. – PAGE 107552.
3. Galarraga H. et al. Effects of the microstructure and porosity on properties of Ti-6Al-4V ELI alloy fabricated by electron beam melting (EBM)//Additive Manufacturing. – 2016. – Т. 10. – PAGE 47-57.
4. Masuo H. et al. Influence of defects, surface roughness and HIP on the fatigue strength of Ti-6Al-4V manufactured by additive manufacturing//International Journal of Fa-tigue. – 2018. – Т. 117. – PAGE 163-179.

5. Kakiuchi T. et al. Prediction of fatigue limit in additively manufactured Ti-6Al-4V alloy at elevated temperature//International Journal of Fatigue. – 2019. – T. 126. – PAGE 55-61.
6. Gupta A., Bennett C. J., Sun W. The role of defects and characterisation of tensile behaviour of EBM Additive manufactured Ti-6Al-4V: An experimental study at elevated temperature//Engineering Failure Analysis. – 2021. – T. 120. – PAGE 105115.
7. Teixeira Ó. et al. A Review of Heat Treatments on Improving the Quality and Residual Stresses of the Ti-6Al-4V Parts Produced by Additive Manufacturing//Metals. – 2020. – T. 10. – NO. 8. – PAGE 1006.
8. Hermann M. A. Influence of thermal and thermohydrogen processings on forming of structure and mechanical properties of preparations from ( $\alpha+\beta$ ) - the titanium alloys received on additive technologies. Dis. ... Cand.Tech.Sci. Moscow, 2019.154 pages.
9. Li P. H. et al. Thermomechanical response of 3D laser-deposited Ti-6Al-4V alloy over a wide range of strain rates and temperatures//Materials Science and Engineering: A. – 2015. – T. 647. – PAGE 34-42.
10. Qian G. et al. In-situ investigation on fatigue behaviors of Ti-6Al-4V manufactured by selective laser melting//International Journal of Fatigue. – 2020. – T. 133. – PAGE 105424.
11. Gilmutdinov A. H., etc. Processings and synthesis of powder materials for additive production in the inductive and connected plasma//Additive technologies: present and future. – 2019. – Page 55-64.
12. Agapovichev A. V., Sotov A. V., Smelov V. G. Mathematical modeling of process of the selection laser fusing of powder of titanic alloy of BT6//Bulletin of the Samara university. Space equipment, technologies and mechanical engineering. – 2020. – T. 19. – No. 2.
13. Viespoli L. M. et al. Creep and high temperature fatigue performance of as build selective laser melted Ti-based 6Al-4V titanium alloy//Engineering Failure Analysis. – 2020. – T. 111. – PAGE 104477.
14. Chern A. H. et al. Build orientation, surface roughness, and scan path influence on the microstructure, mechanical properties, and flexural fatigue behavior of Ti-6Al-4V fabri-cated by electron beam melting//Materials Science and Engineering: A. – 2020. – T. 772. – PAGE 138740.
15. Lebedev V. A. Metallurgy of titanium: manual / V. A. Lebedev, D. A. Ro-gozhnikov; M-in science and education of the Russian Federation, the Ural federal university. – Yekaterinburg: UMTs UPI publishing house, 2015. – 194 with. – ISBN 978-5-8295-0406-9.
16. Promakhov V. V. Et al. Production of metal matrix composite materials using additive technology of direct laser growth //Additive technologies: present and future. - 2019. - p. 317-335.
17. Bai H. et al. Effect of heat treatment on the microstructure and mechanical proper-ties of selective laser-melted Ti64 and Ti-5Al-5Mo-5v-1Cr-1Fe//Metals. – 2021. – T. 11. – NO. 4. – PAGE 534.
18. Technology and operational properties of titanic alloys: manual / A. G. Illarionov, A. A. Popov. – Yekaterinburg: Urals publishing house. un-that, 2014. – 137 pages.
19. Welding of high-strength titanic alloys / S. M.'s Gurevich, F. R. Sandpipers, Locks B. H., Kirillov Yu. G., Kushnirenko N. A. Moscow: Mechanical engineering, 1975. 151 pages.
20. Bambach M. et al. On the hot deformation behavior of Ti-6Al-4V made by additive manufacturing//Journal of Materials Processing Technology. – 2021. – T. 288. – PAGE 116840.
21. Baitimerov R. M. et al. An investigation of high temperature tensile properties of selective laser melted ti-6al-4v//Proc. 3rd Int. Conf. Prog. Addit. Manuf. – 2018. – T. 439. – PAGE 444.
22. Kazachenok M. S., etc. Impact strength and the mechanism of destruction of samples Ti-6Al-4V received by the different 3D methods - the press//Physical mesomechanics. Materials with multi-level hierarchically organized structure and intellectual production technologies. – 2020. – Page 549-549.
23. Wang P. et al. Experimental analysis of additively manufactured component and design guidelines for lightweight structures: A case study using electron beam melting//Additive Manufacturing. – 2020. – T. 33. – PAGE 101088.

#### **About the authors**

**Mitryanin Alexander Valeryevich**, Graduate student of department of Technologies of production of engines of the Samara University of name of the academician S. P. Koroleva, job foremaster of I group, JSC Space-rocket Center Progress, t. 8-927-65-98-334, e-mail: aleksander.mitryanin@yandex.ru. Area of scientific interests: additive technologies.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАПРАВЛЕНИЯ УКЛАДКИ ВОЛОКОН В СТРУКТУРЕ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПОЛУЧЕННЫХ АДДИТИВНЫМ ФОРМИРОВАНИЕМ, НА ЦИКЛИЧЕСКУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ**

© 2021 А.С. Шульга, А.С. Панов, И.А. Грачев, А.В. Горшков, А.В. Миронов,  
А.С. Федоров

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В работе рассмотрено влияние межслойной адгезии, направления укладки волокон расплавленной нити и режимов печати FDM на физико-механические свойства полимерных материалов в условиях воздействия циклического нагружения. Выполнено сравнение физико-механических свойств полимерных материалов разных производителей, напечатанных с параллельной и смешанной структурой заполнения.

*Аддитивные технологии; FDM печать; циклические испытания; многоцикловая усталость; полимерные материалы; сравнительный анализ; предел прочности; предел текучести; предел выносливости.*

В аэрокосмической отрасли активно используются и внедряются полимерные материалы, полученные с использованием FDM печати [1]. Детали, сформированные при помощи названной технологии, обладают высокими физико-механическими свойствами, которые не уступают металлическим материалам [2-3]. Однако, данные о напряженно-деформированном состоянии полимерных материалов при длительных циклических воздействиях не изучены в полной мере. Параметры направления укладки волокон и межслойной адгезии оказывают существенное влияние на физико-механические свойства полимерных материалов. В связи с этим, целью работы является определения характера влияния формообразующей структуры на физико-механические свойства полимеров при воздействии циклических нагрузок. Анализ опубликованных работ, показал отсутствие исследований, направленных на изучение влияния направления укладки волокон в структуре полимеров на их физико-механические свойства, а также воздействия межслойной адгезии на циклическую долговечность [4-6]. Исходя из анализа работ на тему исследования, сформированы следующие задачи: 1) выполнить экспериментальные исследования по определению физико-механических свойств полимерных материалов на усталостную прочность; 2) определить зависимость влияния направления укладки волокон в структуре полимерных материалов на физико-механические свойства при циклических воздействиях.

Экспериментальные исследования включали в себя два этапа: изготовление опытных образцов из полимерного материала и проведение испытаний на циклическую долговечность. В ходе первого этапа производилось формирование образцов на универсальном 3D принтере TOTALZ Anyform 250-G3 в соответствии с ГОСТ Р 57921-2017 [7]. Изготовленные образцы представлены на рисунке 1. Определены три основные формы укладки волокон: параллельно, под углом 45° и перпендикулярно относительно оси приложения нагрузки.

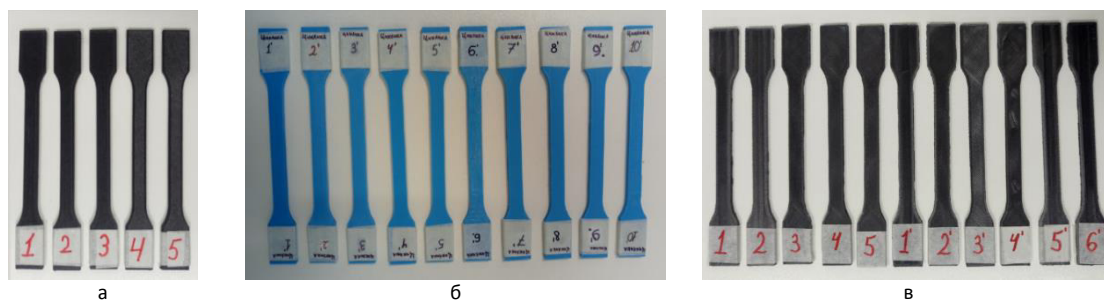


Рис. 1 – Опытные образцы материалов:

- а) TOTAL PRO CF-5 с заполнением вдоль оси приложения нагрузки;  
 б) PETG с перпендикулярным заполнением относительно оси приложения нагрузки; в) TOTAL PRO CF-5 с заполнением под углом 45° к оси приложения нагрузки

В ходе второго этапа, согласно методике проведения сравнительных испытаний ГОСТ 25 - 502 [8], выполнены испытания образцов из полимерных материалов на циклическую долговечность, с использованием универсальной разрывной машины SHIMADZU SERVO PULSER. Результаты исследований влияния характера структуры укладки волокон полимерных материалов на циклическую долговечность, полученные по пяти экспериментальным образцам, представлены в табл. 1.

Табл. 1 – Результаты исследований

Материал	Волокна параллельны оси приложения нагрузки		Волокна перпендикулярны оси приложения нагрузки		Волокна под углом 45° к оси приложения нагрузки	
	$\sigma_B$ , МПа	Количество выдержанных циклов при нагружении 80% от $\sigma_B$	$\sigma_B$ , МПа	Количество выдержанных циклов при нагружении 80% от $\sigma_B$	$\sigma_B$ , МПа	Количество выдержанных циклов при нагружении 80% от $\sigma_B$
PETG	44,1	5000	20,7	500	37,2	4300
		5200		1000		4500
		4800		700		4500
		5000		500		4400
		5000		500		4500
TOTAL PRO CF-5	36,4	3000	31,3	500	32,2	1500
		2200		500		1800
		2000		400		1500
		2400		500		1500
		3000		400		1700
		2200		400		1500

Из анализа полученных результатов выявлено, что опытные полимерные образцы с укладкой волокон расплавленной нити параллельно оси приложения нагрузки имеют значительно больший запас усталостной прочности чем другие формы структуры.

На образцах с укладкой волокон перпендикулярно оси приложения нагрузки наблюдалось расслоение полимерного материала, что вызвано низкой межслойной адгезией и требует дополнительной отработки технологии и параметров 3D печати. Образцы с укладкой волокон перпендикулярно оси приложения нагрузки по результатам выполненных испытаний имеют наименьший запас сопротивления циклической усталости.

#### Библиографический список

1. Зимбицкий А.В., Стасюк Ю.В. Применение композиционных материалов в

современном авиастроении, контроль за их состоянием в эксплуатации //Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2014. – №. 208.

2. Карякин Н.Н., Горбатов Р.О. 3D-Печать.

3. Тарасов Ф.И., Орлова Н.Ю. Полимерные материалы. современное состояние, применение и перспективы развития.

4. Борков П.В. и др. Ускоренный метод прогнозирования циклической долговечности полимерных композиционных материалов //Научный вестник Воронежского государственного архитектурно-строительного университета. Строительство и архитектура. – 2013. – №. 3. – С. 46-51.

5. Бондарев Б.А. и др. Экспериментальные исследования циклической долговечности полимерных композиционных материалов //Современные проблемы науки и образования. – 2012. – №. 6. – С. 136-136.

6. Бондарев Б.А. и др. Малоцикловая усталость полимерных композиционных материалов (ПКМ) //Вестник Волгоградского государственного архитектурно-строительного университета. Серия: Строительство и архитектура. – 2013. – №. 31-2. – С. 96-100.

7. ГОСТ 57921-2017 Композиты полимерные. Методы испытаний. Общие требования.

8. ГОСТ 25-502 Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость

#### **Информация об авторах**

**Шульга Александр Сергеевич**, заместитель начальника отдела, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: исследование и моделирование физико-механических и тепло-физических свойств материалов.

**Панов Андрей Сергеевич**, инженер по испытаниям 2 категории, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: исследования физико-механических свойств материалов полученных путём аддитивного формирования

**Грачев Илья Александрович**, аспирант, начальник группы, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: создание цифровых двойников и повышение точности сборки изделий машиностроения.

**Горшков Александр Владимирович**, начальник отдела, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: аддитивные технологии.

**Мионов Алексей Владимирович**, аспирант, ведущий инженер конструктор, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: стандартизация аддитивных технологий.

**Федоров Андрей Сергеевич**, инженер-конструктор 3 категории, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: аддитивное производство.

# RESEARCH OF INFLUENCE OF THE DIRECTION OF LAYING OF FIBRES IN STRUCTURE OF THE POLYMERIC MATERIALS RECEIVED BY ADDITIVE FORMATION ON CYCLIC DURABILITY

© 2021 A. S. Shulga, A. S. Panov, I. A. Grachev, A. V. Gorshkov, A. V. Mironov,  
A. S. Fedorov

JSC «SRC «Progress», Samara

In paper considers influence of interlayer adhesion, direction of laying fibers of molten filament and FDM printing modes on physical and mechanical properties polymeric materials under cyclic loading. Performed comparison of physical and mechanical properties polymeric materials from different manufacturers with parallel and complex filling structure.

*Additive technologies; FDM printing; cyclic tests; high-cycle fatigue; polymeric materials; comparative analysis; tensile strength; yield point; endurance limit*

## References

1. Zimbitsky AV, Stasyuk Yu. V. Application of composite materials in modern aircraft construction, control over their state in operation // Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation. - 2014. - No. 208.
2. Karyakin NN, Gorbatov RO 3D-Print.
3. Tarasov FI, Orlova N. Yu. Polymer materials. current state, application and development prospects.
4. Borkov PV et al. Accelerated method for predicting the cyclic durability of polymer composite materials // Scientific Bulletin of the Voronezh State University of Architecture and Civil Engineering. Construction and architecture. - 2013. - No. 3. - S. 46-51.
5. Bondarev BA et al. Experimental studies of cyclic durability of polymer composite materials // Modern problems of science and education. - 2012. - No. 6. - S. 136-136.
6. Bondarev BA et al. Low-cycle fatigue of polymer composite materials (PCM) // Bulletin of the Volgograd State Architectural and Construction University. Series: Building and architecture. - 2013. - No. 31-2. - S. 96-100.
7. GOST 57921-2017 Polymer composites. Test methods. General requirements.
8. GOST 25-502 Strength analysis and testing in machine building. Methods of metals mechanical testing. Methods of fatigue testing.

## About the authors

**Alexander S. Shulga**, Deputy Department Head, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: research and modeling physicomechanical and warm physical properties of materials.

**Andrey S. Panov**, Test Engineer 2 categories, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: researches of physicomechanical properties of the materials received by method of additive formation.

**Iliya A. Grachev**, Group leader, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: creation of Digital Twin and increasing accuracy of assembly of mechanical engineering products.

**Alexander V. Gorshkov**, Head of Department, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: additive technologies.

**Aleksey V. Mironov**, Graduate student, Leading design engineer, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: standardization of additive technologies.

**Andrey S. Fedorov**, Design engineer 3 categories, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: additive production.



## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ 3D ПЕЧАТИ НА ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2021 А.С. Шульга, И.А. Грачев, А.С. Панов, А.В. Горшков, А.В. Миронов,  
А.С. Федоров

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В работе проводится исследование влияния параметров 3D печати на физико-механические свойства материалов, полученных методом аддитивного формирования, на примере следующих полимеров: PETG, PLA и TOTAL PRO CF-5. Результаты исследования необходимы для определения возможности использования полимерных материалов, полученных методом аддитивного формирования, в аэрокосмической отрасли.

*Аддитивные технологии; FDM печать; полимерные материалы; сравнительный анализ; испытания на разрыв, предел прочности; предел текучести.*

Актуальной темой является замена традиционных материалов в аэрокосмической отрасли композиционными и полимерными материалами, полученными методом аддитивного формирования [1]. С высоким темпом развития технологии 3D печати возросло количество полимерных материалов для 3D печати, способных конкурировать с металлическими материалами. При этом у аддитивной технологии имеется ряд преимуществ по удельным характеристикам, низкий удельный вес, возможности изготовления сложных геометрических форм и заложения уникальных внутренних полостей, низкая себестоимость процесса формирования, а также короткие сроки изготовления сборок и сложных изделий [1-3]. Однако большинство изделий из полимеров, полученных методом аддитивного формирования, имеют значительную анизотропию свойств, связанную с различными параметрами 3D печати. Названная проблема препятствует полноценному внедрению обозначенных материалов в качестве конструкционных в различных отраслях промышленности.

Существенное влияние на физико-механические свойства готовых изделий оказывает структура укладки волокон расплавленной нити, задаваемая при настройках печати [6]. Исходя из этого, сформированы следующие задачи: 1) выполнить экспериментальные исследования физико-механических свойств полимерных материалов с различным типом аддитивного формирования структуры; 2) определить зависимость влияния направления укладки волокон в структуре полимерных материалов на их физико-механические свойства.

Экспериментальные исследования содержат два основных этапа: изготовление образцов материалов в соответствии с ГОСТ Р 57921-2017, ГОСТ Р 56800-2015 с различным направлением укладки волокон относительно оси приложения нагрузки и проведение испытаний на прочность при растяжении с целью определения зависимости физико-механических свойств материалов от параметров 3D печати.

В ходе первого этапа в лаборатории Физического Моделирования Факторов Космического Пространства и Механических Воздействий Испытательного Центра АО «РКЦ «Прогресс» на универсальном 3D принтере TOTALZ Anyform 250-G3 были сформированы опытные образцы из полимерных материалов различных производителей (рис. 1).

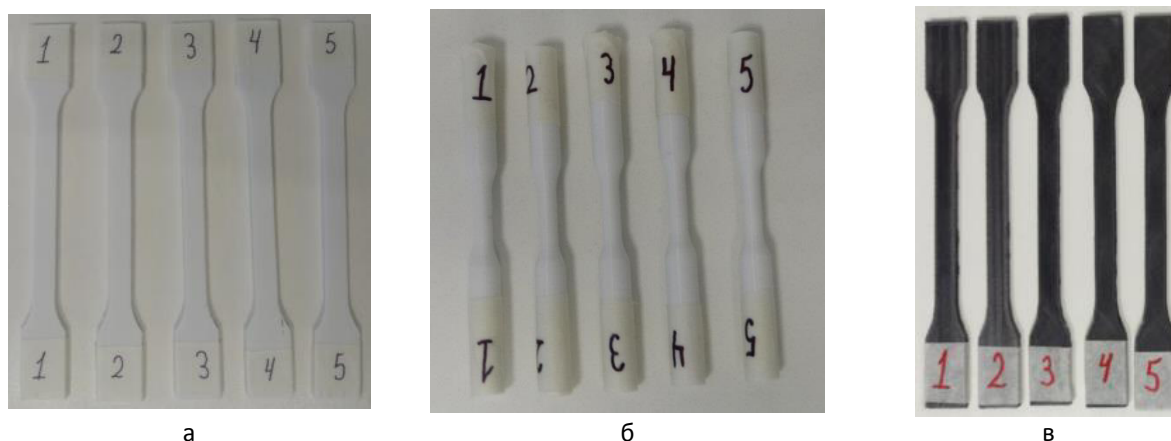


Рис. 1 – Опытные образцы материалов:

а) PLA (полилактид) с заполнением вдоль оси приложения нагрузки; б) PETG (полиэтилентерефталатгликоль) с заполнением перпендикулярно оси приложения нагрузки; в) TOTAL PRO CF-5 (угленаполненный полимер) с заполнением вдоль оси приложения нагрузки.

На втором этапе по ГОСТ Р 57921-2017, ГОСТ Р 56800- 2015 были выполнены экспериментальные исследования зависимости предела прочности при растяжении и предела текучести полимерных материалов от направления укладки волокон расплавленной нити при их формировании. Исследование выполнялись с использованием универсальной разрывной машины SHIMADZU SERVO PULSER (рис. 2), результаты представлены в табл. 1.



Рис. 2 – Схема испытаний на прочность при растяжении образцов из полиэтилентерефталатгликоля (PETG) на разрывной испытательной машине SHIMADZU SERVO PULSER

Табл. 1 – Результаты исследований

Материал	Волокна параллельны оси направления приложения нагрузки		Волокна перпендикулярны оси направления приложения нагрузки	
	$\sigma_B$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа	$\sigma_B$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа
PETG	38,2	27,5	30,3	25,9
	38,0	27,4	33,4	26,2
	38,1	27,5	31,0	26,2
PLA	50,0	40,1	47,3	39,5
	51,0	40,0	47,4	39,8
	48,7	39,7	48,2	39,2
TOTAL PRO CF-5	35,6	27,0	29,3	23,3
	35,7	27,2	29,2	23,7
	34,1	27,4	28,4	22,8

На основе результатов, полученных в ходе экспериментальных исследований, можно сделать вывод, что параметры печати оказывают значительное влияние на физико-механические свойства образцов материалов. Необходимо отметить, что максимальные прочностные характеристики зафиксированы при приложении нагрузки вдоль оси, расположенной параллельно направлению укладки волокон расплавленной нити. При этом значения предела прочности при растяжении и предела текучести были в среднем на 10 – 15 % выше, чем при приложении нагрузки вдоль оси перпендикулярной направлению укладки волокон.

### Библиографический список

1. Пономарева Д. В. и др. Перспективные материалы на основе карбида кремния для нужд авиа-и ракетостроения //Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения. – 2018. – С. 271-276.
2. Власенко А. В., Скрябин В. В. Применения перспективных композиционных материалов для проектов ракетно-космической техники //Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Т. 1. – №. 12. Карякин Н. Н., Горбатов Р. О. 3D-ПЕЧАТЬ.
3. Чернышев С. Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиастроении //Проблемы машиностроения и автоматизации. – 2013. – №. 1. – С. 3-10.
4. Тарасов Ф. И., Орлова Н. Ю. Полимерные материалы. современное состояние, применение и перспективы развития.
5. Воронков А. Г., Ярцев В. П., Леденёв В. И. Исследование физико-механических свойств полимеров и полимерных композитов //Тамбов: Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та. – 2004.
6. Балашов А. В., Маркова М. И. Исследование структуры и свойств изделий, полученных 3D-печатью //Инженерный вестник Дона. – 2019. – №. 1 (52).
7. ГОСТ 57921-2017 Композиты полимерные. Методы испытаний. Общие требования.
8. ГОСТ Р 56800- 2015 Композиты полимерные. Определение механических свойств при растяжении неармированных и армированных материалов.

### Информация об авторах

**Шульга Александр Сергеевич**, аспирант, заместитель начальника отдела, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: исследование и моделирование физико-механических и тепло-физических свойств материалов.

**Грачев Илья Александрович**, аспирант, начальник группы, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: создание цифровых двойников и повышение точности сборки изделий машиностроения.

**Панов Андрей Сергеевич**, инженер по испытаниям 2 категории, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: исследования физико-механических свойств материалов, полученных методом аддитивного формирования.

**Горшков Александр Владимирович**, начальник отдела, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: аддитивные технологии.

**Миронов Алексей Владимирович**, аспирант, ведущий инженер конструктор, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: стандартизация аддитивных технологий.

**Федоров Андрей Сергеевич**, инженер-конструктор 3 категории, акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, Телефон (846) 228-91-71. Область научных интересов: аддитивное производство.

# RESEARCH OF INFLUENCE OF THE 3D PARAMETERS OF THE PRESS ON STRENGTH CHARACTERISTICS OF POLYMERIC MATERIALS

© 2021 A. S. Shulga, A. S. Panov, I. A. Grachev, A.V. Gorshkov, A.V. Mironov, A.S. Fedorov

JSC «SRC «Progress», Samara

The paper investigates effect of 3D printing parameters on polymer materials physical and mechanical properties. A comparative analysis of physical and mechanical properties of following grades materials has been performed: PETG, PLA, Aerotex and PEEK. The results obtained are necessary to determine the possibility of using polymer materials and composites based on them in the aerospace industry.

*Additive technologies; FDM printing; polymeric materials; comparative analysis; tensile strength; yield point.*

## References

1. Ponomareva DV et al. Prospective materials based on silicon carbide for the needs of aircraft and rocket-building // Polymer composite materials and production technologies of a new generation. - 2018. -- S. 271-276.
2. Vlasenko AV, Skryabin VV Applications of promising composite materials for projects of rocket and space technology // Actual problems of aviation and cosmonautics. - 2016. - T. 1. - no. 12. Karyakin N.N., Gorbato R.O. 3D-PRINT.
3. Chernyshev SL A new stage in the use of composite materials in aircraft engineering // Problems of mechanical engineering and automation. - 2013. - No. 1. - S. 3-10.
4. Tarasov FI, Orlova N. Yu. Polymeric materials. current state, application and development prospects.
5. Voronkov AG, Yartsev VP, Ledenev VI Study of physical and mechanical properties of polymers and polymer composites. Tambov: Publishing house of Tamb. state tech. un-that. - 2004.
6. Balashov AV, Markova MI Research of the structure and properties of products obtained by 3D printing. Engineering Bulletin of the Don. - 2019. - No. 1 (52).
7. GOST 57921-2017 Polymer composites. Test methods. General requirements.
8. GOST R 56800- 2015 Composites are polymeric. Determination of mechanical properties at stretching of not reinforced and reinforced materials.

## About the authors

**Alexander S. Shulga**, Graduate student, Deputy Department Head, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: research and modeling physico-mechanical and warm physical properties of materials.

**Iliya A. Grachev**, Graduate student, Group leader, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: creation of Digital Twin and increasing accuracy of assembly of mechanical engineering products.

**Andrey S. Panov**, Test Engineer 2 categories, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: researches of physico-mechanical properties of the materials received by method of additive formation.

**Alexander V. Gorshkov**, Head of Department, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: additive technologies.

**Aleksey V. Mironov**, Graduate student, Leading design engineer, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: standardization of additive technologies.

**Andrey S. Fedorov**, Design engineer 3 categories, JSC SRC Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009, ph. (846) 228-94-48. Area of research: additive production.

## ЭЛЕКТРОННОЕ ЛУЧЕВОЕ АДДИТИВНОЕ ПРОИЗВОДСТВО (ЭЛАП). КЛАССИФИКАЦИЯ ТЕХНОЛОГИИ И ИССЛЕДОВАНИЕ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ НОРМАТИВНОЙ БАЗЫ

© 2021 А.В. Миронов, В.В. Жуков

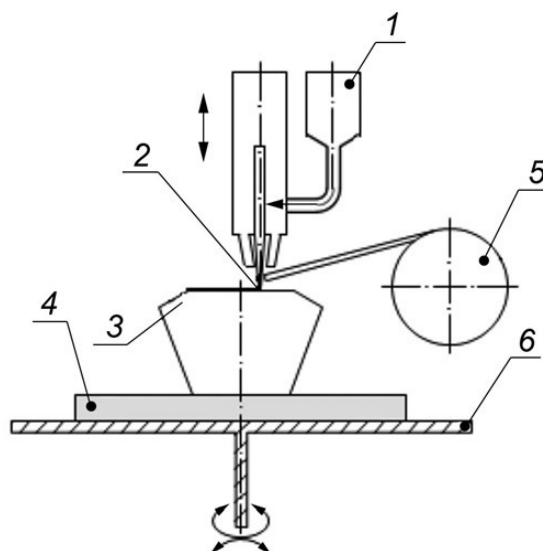
АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В рамках работы изучены особенности технологического процесса электронного лучевого аддитивного производства (ЭЛАП), в результате чего технологию ЭЛАП можно отнести к технологии «прямого подвода энергии и материала». На основании этого проведено исследование по определению основной нормативной документации для обеспечения ЭЛАП на предприятиях ракетно – космической отрасли.

*Электронное лучевое аддитивное производство, прямой подвод энергии и материала, аддитивные технологии*

В современных ракетах-носителях (Союз 2-1А, 2-1Б, 2-1В, перспективной РН Союз-5) для сокращения времени и стоимости изготовления высокотехнологичных, особо ответственных ДСЕ, необходимо внедрение в процесс изготовления деталей наукоемких аддитивных производств (АП).

Таким АП является технология электронного лучевого аддитивного производства, которая в соответствии с классификацией по [1], относится к технологии «прямого подвода энергии и материала», принципиальная схема которого приведена на рис. 1.



1 — бункер с порошком; 2 — направленный луч энергии, например: лазер, электронный или плазменно-дуговой пучок;  
3 — получаемый продукт; 4 — подложка; 5 — проволока (нить) катушки; 6 — строительный стол

Рис. 1 – Схема процесса прямого подвода энергии и материала

В результате проведенного исследования существующей нормативной базы регламентирующей изготовление особо ответственных изделий аддитивными методами сформирован перечень нормативной документации и требований применительно к ЭЛАП для изделий аэрокосмической техники.

Документ [2] определяющий требования к изделию, объем параметров контроля качества в зависимости от класса изделия (рис.2).

## 6 Требование к изделию

Требование к изделию устанавливают в конструкторской документации, в техническом условии, в техническом задании на изготовление изделия. Основные требования к геометрическим параметрам, химическому составу и механическим свойствам изделия устанавливают в зависимости от назначения изделия в эксплуатации (см. таблицу 1).

Таблица 1 — Основные требования к изделию

Группа изделий	Назначение	Характеристика	Требование к изделию
1	Изделия общего назначения	Изделия, конфигурация и размеры которых определяются только конструктивными и технологическими требованиями	Внешний вид, геометрические размеры, химический состав, пористость
2	Изделия ответственного назначения	Изделия, рассчитываемые на прочность и работающие при статических нагрузках	Внешний вид, геометрические размеры, химический и фазовый составы, механические свойства; предел текучести или временное сопротивление и относительное удлинение, пористость
3	Изделия особо ответственного назначения	Изделия, рассчитываемые на прочность и работающие при циклических и динамических нагрузках	Внешний вид, геометрические размеры, химический и фазовый составы, механические свойства; предел текучести или временное сопротивление, относительное удлинение и ударная вязкость, пористость

Рис. 2 – Фрагмент ГОСТ Р 57586-2017 – Требования к параметрам качества

Документ [3] устанавливает основные термины и определения для обмена данными в АП (рис.3).

Настоящий стандарт:

- описывает подходящие форматы для обмена данными, которые используют в аддитивных технологических процессах;
- описывает существующие форматы разработки 3D-геометрии для аддитивного производства;
- описывает существующие форматы файлов, используемые в рамках современного аддитивного производства;
- обеспечивает понимание необходимых функций обмена данных для гармонизации с международными стандартами.

Настоящий стандарт предназначен для пользователей и производителей процессов производства аддитивных материалов и связанных с ними программных систем. Он применяется везде, где используются аддитивные процессы, в частности:

- в области использования продукции системы аддитивных технологий и оборудования, включая программное обеспечение;
- в области деятельности инженеров-программистов, работающих в CAD/CAE системах;
- в области деятельности разработчиков систем обратной разработки;
- контрольными органами, которые устанавливают соответствие конструкторских и фактических значений геометрии изделия.

Рис. 3 – Фрагмент ГОСТ Р 57590-2017 – Область применения

Документ [4] устанавливает методы определения и контроля металлических характеристик заготовок АП (рис.4)

Наименование характеристики	Наименование документа, регламентирующего методы испытаний	Содержание требований к характеристике
1 Внешний вид	ГОСТ 1497, ГОСТ 9450	Требования к поверхности
2 Шероховатость	ГОСТ 9450, ГОСТ 9013 (ИСО 6508—86)	
3 Геометрические размеры	ГОСТ 1497, ГОСТ 11701, ГОСТ Р 56467	Требования к геометрическим размерам
4 Химический состав	ГОСТ 28052	Требование к химическому составу
5 Элементный состав структурных составляющих	ГОСТ Р ИСО 22309	
6 Однородность структуры	ГОСТ 10243	Требования к структуре
7 Характеристики структуры	ГОСТ 10243	
8 Плотность	ГОСТ 20018 (ИСО 3369—75)	Требования к физическим и теплофизическим свойствам
9 Теплопроводность	ГОСТ 7076 ГОСТ 12170	
10 Температурный коэффициент линейного расширения	ГОСТ 15173	
11 Твердость	ГОСТ Р ИСО 6507-1 ГОСТ Р ИСО 6507-4 ГОСТ 9012 (ИСО 410—82, ИСО 6506—81) ГОСТ 9013 (ИСО 6508—86) ГОСТ 22975 ГОСТ 2999 ГОСТ 9450	Требования к механическим свойствам
12 Предел прочности, предел текучести и относительное удлинение при растяжении	ГОСТ 1497 (ИСО 6892—84) ГОСТ 11701 ГОСТ 10446 (ИСО 6892—84) ГОСТ 10006 (ИСО 6892—84) ГОСТ 9651 (ИСО 783—89)	
13 Предел прочности при сжатии	ГОСТ 25.503	

Рис. 4 - Фрагмент ГОСТ Р 57910-2017 – Методы контроля

Нормативный документ [5] определяет дефекты сырья для АП – порошка и проволоки, может использоваться при входном контроле закупаемого материала, тогда как документ [6] классифицирует и описывает дефекты при неразрушающем контроле для процесса прямого подвода энергии и материала и каким видом контроля их обнаружить.

Документ [7] устанавливает требования к оформлению технологической документации при АП, используется в работе технолога.

Перечисленные выше ГОСТы определяют объем входного контроля сырья, параметры контроля качества, объем испытаний заготовок, требования к технологической документации и могут быть использованы во вновь разрабатываемых стандартах организации при внедрении аддитивного производства ЭЛАП.

#### Библиографический список

1. ГОСТ Р 57589-2017, «Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы – часть 2. Материалы для аддитивных технологических процессов. Общие требования»
2. ГОСТ Р 57586-2017, «Изделия, полученные методом аддитивных технологических процессов. Общие требования»
3. ГОСТ Р 57590-2017, «Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы – часть 3. Общие требования»
4. ГОСТ Р 57910-2017, «Материалы для аддитивных технологических процессов. Методы контроля и испытаний металлических материалов сырья и продукции»
5. ГОСТ Р 58418-2019, «Аддитивные технологии. Металлические порошки и проволоки. Виды дефектов. Классификация, термины и определения»
6. ГОСТ Р 58600-2019, «Аддитивные технологии. Неразрушающий контроль металлических изделий, изготовленных методами аддитивных технологий. Основные положения»

7. ГОСТ Р 59094-2020, «Требования к оформлению документов на технологические процессы изготовления изделий методом порошковой металлургии»

#### **Сведения об авторах**

**Миронов Алексей Владимирович**, аспирант, ведущий инженер-конструктор, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, т. (846) 276-14-29, e-mail: mironov163@gmail.com. Область научных интересов: стандартизация аддитивных технологий.

**Жуков Виталий Владимирович**, зам. главного инженера – начальник испытательного центра, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, т. (846) 228-69-64, e-mail: Zhukov.VV@samspace.ru. Область научных интересов: стандартизация аддитивных технологий.

### **ELECTRONIC BEAM ADDITIVE MANUFACTURING (EBAM). CLASSIFICATION OF TECHNOLOGY AND RESEARCH OF THE EXISTING REGULATORY BASE**

© 2021 A.V. Mironov, V.V. Zhukov

JSC «RSC «Progress», Samara

Within work features of technology process of the electronic beam additive manufacturing (EBAM) therefore the EBAM technology can be referred to technology of "a direct supply of energy and material" are studied. On the basis of it research on determination of the main regulating documentation for providing EBAM at the enterprises is conducted it is rocket – the space industry.

*Electronic beam additive manufacturing, direct supply of energy and material, additive technologies*

#### **References**

1. GOST R 57589-2017, «Additive technological processes. The basic principles – part 2. Materials for additive technological processes. General requirements»
2. GOST R 57586-2017, «The products received by method of additive technological processes. General requirements»
3. GOST P 57590-2017, «Additive technological processes. The basic principles – part 3. General requirements»
4. GOST P 57910-2017, «Materials for additive technological processes. Monitoring and test methods of metal materials of raw materials and production»
5. GOST P 58418-2019, «Additive technologies. Metal powders and wire. Types of defects. Classification, terms and definitions»
6. GOST P 58600-2019, «Additive technologies. Nondestructive control of the metal products made by methods of additive technologies. Basic provisions»
7. GOST P 59094-2020, «Requirements to paperwork on technological processes of production of products by method of powder metallurgy»

#### **About the authors**

**Mironov Alexey Vladimirovich**, Graduate student, leading design engineer, JSC Space-rocket Center Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009 ph. (846) 276-14-29, e-mail: mironov163@gmail.com. Area of scientific interests: standardization of additive technologies.

**Zhukov Vitaly Vladimirovich**, Deputy chief engineer for tests - the chief of the test center, JSC Space-rocket Center Progress, 18 ul. Zemetsa, Samara, Russia, 443009 ph. (846) 228-69-64, e-mail: Zhukov.VV@samspace.ru. Area of scientific interests: standardization of additive technologies.



**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 9: Повышение качества подготовки специалистов  
для аэрокосмической отрасли**

## ИГРОВЫЕ ФОРМЫ ОБУЧЕНИЯ СПЕЦИАЛИСТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ БАЗЫ КОСМОДРОМОВ

©2021 Ю.А. Новиков, В.В. Савин, С.В. Спицын, А.В. Товпеко

Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – ОКБ «Спектр», г. Рязань

В данной работе рассматриваются идеи подготовки специалистов путём создания игровых информационно-программных комплексов, обеспечивающих тренировки, аттестации и обучение измерителей, инженеров-испытателей и организаторов измерительного обеспечения пусков.

*Измерительный комплекс, обучение, тренировка, оценка готовности боевых расчётов, игры.*

С развитием передачи данных и новых подходов к измерительной аппаратуре в 2020ые годы усложнятся многие составляющие экспериментально-испытательной базы – измерительный, вычислительный и имитационно-моделирующий комплексы, топологии сбора измерений, подходы к организации лётных экспериментов. Ожидается масса новых функций, до настоящего момента незнакомых ранее обучавшимся измерителям и инженерам-испытателям. На подходе к серийному производству антенны радиотелеметрии с фазированной решёткой с несколькими режимами автосопровождения объекта и формированием адаптивных нулей диаграммы по оценке помеховой обстановки. Для приёмно-регистрирующей аппаратуры – преддетекторная запись, инструменты её фильтрации и обработки, требующие принципиально новых настроек. Для систем сбора и репортажа – адаптивность к различным условиям связи, множество средств оценки готовности к сеансу. Для комплексов обработки – это сквозная технология подготовки заданий, контроля и документирования параметров, охватывающая несколько участков [1]. Есть все предпосылки, что по данным направлениям развитие измерительной техники ускорится, усложнится и потребует от пользователей всё большего количества новых навыков. Таким образом, быстро накапливаются новшества, которые уже необходимо учитывать в ближайших натуральных работах, но к которым объективно не готовы многие специалисты, привыкшие к однообразию работ за предшествующие два десятилетия. Возникает вопрос, какие меры принять для сокращения сроков обучения с одновременным повышением его качества – готовности персонала к самостоятельным работам. Здесь и подготовка курсантов по измерительным средствам, и повышение квалификации сотрудников испытательных центров, и аттестация конкретных боевых расчётов измерителей, и плановые автономные и комплексные тренировки. Как их улучшить – заинтересовать обучаемых, упростить понимание материала, обеспечить должный уровень готовности? Решение известно и давно практикуется в образовательной сфере – построить учебный и контрольный процессы в игровой форме, заменив рутину и теоретизирование на интересные прикладные задачи, решаемые в интерактивном режиме в реальном времени.

Компьютерная игра на реальных рабочих местах – с элементами моделирования реальных условий, штатных и аварийных ситуаций, различных сценариев развития – это самый надёжный и доступный способ научить, добываясь от обучаемого максимального внимания, интереса и самоотдачи. Игровой процесс – наиболее выгодное сочетание подачи теоретического материала с его наглядной прикладной отработкой на примерах, близким к практической целевой задаче. Для сотрудников экспериментально-испытательной базы наиболее востребованными игровыми формами будут являться три направления – для измерителей, для испытателей и для руководящих должностных лиц.

Группа игр операторов измерительных средств предназначена для тренировки специалистов периферийных объектов полигонного измерительного комплекса. Их

предпочтительно создавать в рамках развития средств дистанционного управления, которые дополняются новыми программными имитаторами:

– по объекту управления, которые моделируют поведение измерительного средства по дифференциальным уравнениям реакции на управляющее воздействие и вектору состояний, а также имитируют различные вероятные отказы оборудования – заданные или случайные по указанной вероятности;

– по трассе полёта, которые обеспечат математическое моделирование целеуказаний по траектории и имитацию областей уверенного приёма на расчётных интервалах – в условиях корректного хода эксперимента и в условиях траекторных отклонений во времени или в пространстве.

Игры для тренировок измерителей могут быть автономными для единственного пользователя, но могут и составлять информационно-программный комплекс, охватывающий несколько рабочих мест и предоставляющий единую модель полёта и зон приёма информации для различных средств измерений с их операторами – по радиотелеметрии, по радарам, по оптическим электронным средствам. Во втором случае целесообразно выделение рабочего места руководителя, который в процессе тренировки может выдавать команды на нештатные ситуации и централизованно оценивать корректность действий обучаемых при реагировании на них – соответствовали ли направления приёма ожидаемым целеуказаниям, своевременно ли даны команды на регистрацию и репортаж, правильно ли установлены опции приёма, сделаны ли необходимые доклады на вышестоящие объекты и т.д.

Разновидностью игры для операторов антенных постов следящего типа может стать применение программируемого движущегося имитатора телеметрии на базе мультикоптера. Он может быть как управляемым вручную с фиксацией траектории и последующим сравнением с фактическими действиями по направлению антенн, а также выполняющим полётное задание, сформированное на авиасимуляторе или специальном приложении по моделированию трасс изделий (разумеется, только с точки зрения угловых скоростей и ускорений, а не линейных). Кроме тренировочных мероприятий движущийся программируемый имитатор также может быть востребован в задачах калибровки или поверки антенных систем.

Следующий вид игр – на тестирование специалистов-испытателей – не должен ограничиваться тривиальной сверкой с априорно правильными пунктами. В этом случае игра действительно будет развивать прикладные навыки принятия решений, а не разучивание номеров ответов. С учётом сложности задач на технической позиции, монтажно-сборочном и стартовом комплексах это моделирование последовательности зависимых друг от друга вопросов по ситуации с применением принципов «нечёткой логики» и различными вариантами правильных ответов из очереди определённых действий. Кроме «идеального» правильного ответа может быть «условно правильный», который приводит к ожидаемому результату технологического план-графика, если после него выполнить ряд других действий – на этом же посту, или на смежных других. Тесту может подвергаться как отдельный обучаемый, так и несколько, работающие в команде на различных постах, но выполняющие взаимно-связанные действия. Кроме текстовой постановки вопроса исходные данные программы должны включать иллюстрации и ролики – видео, трёхмерную анимацию, в том числе зависящие от предыстории ответов обучаемого и его коллег в процессе теста. Так как содержание данной игровой формы значительно зависит от типа изделий – объектов испытаний, она должна разрабатываться при активном участии предприятия Генерального конструктора, а поставляемый информационно-программный комплекс должен быть инструментом, позволяющим вводить порядок вопросов вместе с их наполнением справочными материалами мультимедиа в наращиваемой базе данных по видам техники.

И одно из наиболее сложных, но актуальных направлений игровых форм обучения – для руководителей. Его цель – отработка организационных навыков по планированию, контролю и управлению лётным экспериментом – как в условиях собственного знакомого

полигона, так и на моделируемых воображаемых. Предполагается, что пользователями станут руководители отделов и испытательных центров, а их контролёром и постановщиком задач – представители центрального аппарата родов войск или военной академии. Данная игра по своему характеру приближается к стратегии реального времени, и её целью является своевременное корректное размещение различных средств для обеспечения той или иной группы пусковых задач. Среди её функций должны быть организация различных видов измерений, передачи данных, сбора и репортажа информации, выдачи параметров на анализ лётных характеристик, контроль частотно-временного обеспечения, электроснабжения, резервирование измерительных постов и каналов связи, назначения и проверки результатов боевых расчётов и дежурных смен. По режиму работы предполагается как одиночный обучающий режим с различной скоростью имитации, так и аттестационный многопользовательский для реального времени – одновременно затрагивающие несколько уровней руководителей на различных объектах в рамках общей контрольной задачи. Заметим, обучение операторов измерительных средств на периферии также может являться не только обособленным комплексом, но и частью более крупного плана по отработке действий руководителей.

Среди вопросов создания игровых форм обучения, на первом плане 3D-моделирование, дистанционное управление, модели наземной аппаратуры, модели полёта на активных участках и по баллистическим траекториям, аналитика вероятных сбоев. Также заслуживает внимание проблематика масштабирования, которое может осуществляться на основе высокоуровневой архитектуры IEEE-1516, обеспечивающего сопряжение нескольких тренажёров-симуляторов. Игровые формы находятся на стыке вопросов дистанционного управления, планирования, обучения, требуют отдельных исследований и самостоятельных НИОКР по созданию специализированных информационно-программных комплексов – в интересах ВУЗов, полигонов и поставщиков техники для экспериментально-испытательной базы.

#### **Библиографический список:**

1. М.В. Перменов, А.М. Полунин, А.В. Товпеко. Информационно-телеметрическое обеспечение лётных испытаний – практика, проблемы, перспективы и предложения //XLIII Челомеевские чтения. Реутов, 2019. Стр.150-151

#### **Информация об авторах:**

**Новиков Юрий Александрович**, к.т.н., заместитель директора филиала – первый заместитель главного конструктора, филиал АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» - особое конструкторское бюро «Спектр», Россия, 390005, г.Рязань, ул.Гагарина, 59а, тел. +7 (4912) 76-86-79 доб.235, электронная почта [spectr@samspace.ru](mailto:spectr@samspace.ru). Область научных интересов: системы передачи данных.

**Савин Владимир Викторович**, начальник сектора средств защиты информации, филиал АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» - особое конструкторское бюро «Спектр», Россия, 390005, г.Рязань, ул.Гагарина, 59а, тел. +7 (4912) 76-86-79 доб.261, электронная почта [4370@samspace.ru](mailto:4370@samspace.ru). Область научных интересов: информационная безопасность.

**Спицын Сергей Владимирович**, ведущий инженер-программист, филиал АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» - особое конструкторское бюро «Спектр», Россия, 390005, г.Рязань, ул.Гагарина, 59а, тел. +7 (4912) 76-86-79 доб.218, электронная почта [4370@samspace.ru](mailto:4370@samspace.ru). Область научных интересов: методы машинного обучения.

**Товпеко Александр Владимирович**, главный конструктор проекта, филиал АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» - особое конструкторское бюро «Спектр», Россия, 390005, г.Рязань, ул.Гагарина, 59а, тел. +7 (4912) 76-86-79 доб.264, электронная почта [tovpeko.av@samspace.ru](mailto:tovpeko.av@samspace.ru). Область научных интересов: космическая телеметрия.

## EDUCATIONAL GAME PROJECTS FOR TEST AND MEASUREMENT SPECIALISTS OF SPACEFLIGHT PROVIDING

©2021 Y.A.Novikov, V.V.Savin, S.V.Spitsyn, A.V.Tovpeko

JSC «Samara space center» - Department of the Special design bureau «Spectrum», Ryazan

Some ideas of creating databases and software based on computer games are discussed in this paper. These complexes ought to be used in training, exams, attestation and education for measurer post operators, spacecraft tests engineers and coordinators of spaceflight measurement gathering process.

*Measurement gathering base, education, training, spaceflight providing squads evaluation, games.*

### References

1. M.V. Permenov, A.M. Polunin, A.V. Tovpeko Information and telemetric launches providing – practice, problems, perspectives and recommendations. //XLIII Chelomey's Readings. Reutov, 2019. Pp.150-151

### About the authors:

**Novikov Yuri Aleksandrovich Юрий Александрович**, candidate of engineering, department director assistant, JSC «Samara space center» – special design bureau «Spectrum», 59a Gagarina st., Ryazan, Russia, 390005, phone. +7 (4912) 76-86-79 ext.235, email [spectr@samspace.ru](mailto:spectr@samspace.ru). Area of research: telecommunications.

**Savin Vladimir Viktorovich**, chief of information security group, JSC «Samara space center» – special design bureau «Spectrum», 59a Gagarina st., Ryazan, Russia, 390005, phone. +7 (4912) 76-86-79 ext.261, email [4370@samspace.ru](mailto:4370@samspace.ru). Area of research: data security.

**Spitsyn Sergey Vladimirovich**, lead programmer, JSC «Samara space center» – special design bureau «Spectrum», 59a Gagarina st., Ryazan, Russia, 390005, phone. +7 (4912) 76-86-79 ext.218, email [4370@samspace.ru](mailto:4370@samspace.ru). Area of research: machine learning methods.

**Tovpeko Aleksandr Vladimirovich**, project chief engineer, JSC «Samara space center» – special design bureau «Spectrum», 59a Gagarina st., Ryazan, Russia, 390005, phone. +7 (4912) 76-86-79 доб.264, email [tovpeko.av@samspace.ru](mailto:tovpeko.av@samspace.ru). Area of research: space telemetry.

**VII Всероссийская научно-техническая конференция  
«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»  
(VII Козловские чтения)**

**Секция 10: Вопросы экономики аэрокосмической  
отрасли**

## АНАЛИТИЧЕСКАЯ И КОМПЬЮТЕРНАЯ ДИСКРЕТНАЯ ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ МЕХАНИЗМА СИНХРОНИЗАЦИИ ПОТОКОВ В ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА.

© 2021 В.Д. Богатырев<sup>1</sup> Д.А. Щелоков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет имени академика  
С.П. Королёва, г. Самара, Российская Федерация

<sup>2</sup>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Российская Федерация

В статье предложены аналитические и компьютерные методы моделирования механизма выполнения объема заказов как инструментария обоснования синхронизации потоков и формирования имитационных цифровых моделей динамики объемов выполнения заказов на производство ракет-носителей. Разработана логистическая компьютерная модель механизма формирования объема потока заказов, зависящая от величины задолженности по заказам со стороны предприятия и запасов ракетоккомплектов на предприятии.

*Ключевые слова:* производственная система, динамические системы, имитационное моделирование, объем заказов, время запаздывания, объем невыполненных заказов, величина запасов.

В качестве объекта исследования рассмотрим промышленный комплекс по производству ракет-носителей среднего класса, потребителями которых являются различные отрасли. Заказчиком предприятия является государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос».

Особенностью рассматриваемой производственной системы является колебание спроса на выпускаемые изделия в широких пределах, что затрудняет своевременность поставок комплектующих. Предприятие испытывает колебания в численности рабочих, занятых в производстве изделий. Для обеспечения производства РКТ необходимо использовать большое количество трудовых ресурсов. При этом необходимо учитывать инвестиции в повышение уровня производительности труда, повышение квалификации персонала. Отмеченные факторы оказывают существенные влияние на производительность системы, численность рабочих и в полной мере определяют эффективность деятельности результатов предприятия. Для оценки и исследования системы составим математическую модель механизма формирования материальных, денежных и информационных потоков в различных подразделениях предприятия. Сформируем вначале модель потока заказов на предприятии в процессе их оформления на предприятии. При составлении модели предположим, что величина объема заказов на ракеты-носители зависит от разности темпов потока заказов на выпуск ракет-носителей со стороны корпорации «Роскосмос»  $v_{RR}^F(t)$ , темпом потока заказов на ракеты-носители, выпускаемые из запасов  $v_{RFI}^F(t)$  и темпом потока заказов на ракеты-носители, выпускаемые из производственной системы на предприятии  $v_{RMO}^F(t)$ . С учетом сделанного предположения динамическую логистическую модель формирования объема потока заказов, находящихся в стадии оформления на предприятии  $x_{RC}^F(t)$ , представим в следующем виде:

$$x_{RC}^F(t+1) = x_{RC}^F(t) + \alpha_{RC}^F x_{RC}^F(t) \Delta t (v_{RR}^F(t) - v_{RFI}^F(t) - v_{RMO}^F(t)), \quad (1)$$

$$x_{RC}^F(0) = v_{RR}^F(0) h_{DCP}^F.$$

где  $x_{RC}^F(t)$  – объем заказов в процессе оформления их на предприятии;  $\Delta t$  – интервал времени интегрирования;  $v_{RR}^F(t)$  – темп потока заказов на выпуск ракет-носителей со стороны корпорации «Роскосмос»;  $v_{RFI}^F(t)$  – темп потока заказов на выпуск ракет-носителей, реализуемых из запасов ракетоккомплектов на предприятии;  $v_{RMO}^F(t)$  – темп потока заказов на выпуск ракет-носителей, выпускаемых из производственной системы на предприятии;  $h_{DCP}^F$  – время запаздывания по оформлению заказов на предприятии;  $\alpha_{RC}^F$  – коэффициент,

характеризующий производственно-экономический потенциал предприятия;  $x_{RC}^F(0)$  – начальное условие динамического уравнения.

Под ракетоккомплектами в работе понимается совокупность комплектующих изделий, сборочных узлов и механизмов управления, используемых для сборки готовых к отгрузке на космодром ракет-носителей. Полученное дискретное динамическое логистическое уравнение (1) определяет объем заказов со стороны заказчика, но еще не оформленных в производство. Первое составляющее в скобках уравнения (1) представляет собой темп входящего потока заказов на изделия  $v_{RR}^F(t)$ . Выходной темп потока заказов на ракеты-носители включает два темпа потока заказов: темп потока заказов на ракеты-носители, реализуемые из запасов  $v_{RFI}^F(t)$  и темпа потока заказов на ракеты-носители, реализуемые производственной системой предприятия  $v_{RMO}^F(t)$ . В модели (1) приведено соотношение для определения начальных условий интегрирования определяемого из произведения времени запаздывания  $h_{DCP}^F$  на величину скорости потока заказов со стороны заказчика в начальный момент времени  $v_{RR}^F(0)$ .

Для анализа и исследования динамики потоков объема заказов в процессе оформления их на предприятии используем математический программный инструмент *Matlab* и пакет инструментального визуального программирования и моделирования динамических систем *Simulink* [11]. Библиотека пакета *Simulink* содержит более двухсот блоков, описывающих модели различных элементов, систем, решения задач синтеза и исследования их. Программный пакет *Simulink* можно использовать для формирования имитационных моделей, содержащий комплекс взаимосвязанных блоков системы аналитических уравнений. В блоки включены программные средства, обеспечивающие необходимые расчеты. На рис.1 представлена имитационная компьютерная модель формирования объема заказов, полученная в соответствии с логистическим дискретным динамическим уравнением (1).

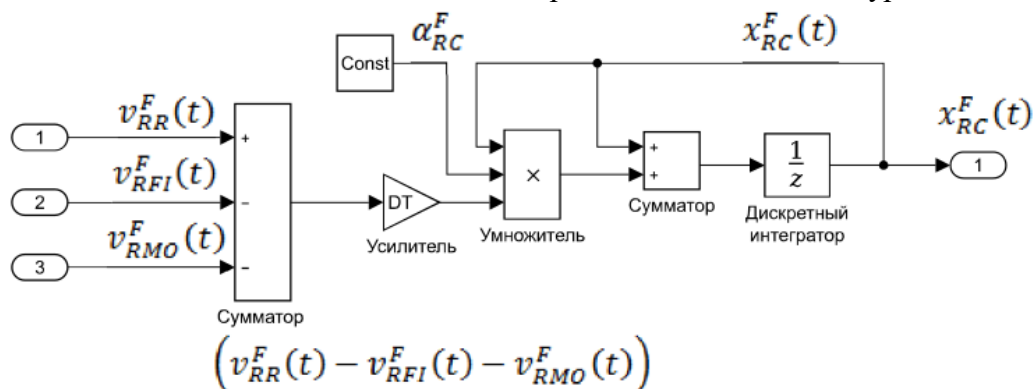


Рис.1 - Компьютерная модель формирования объема заказов в процессе оформления их на предприятии.

В компьютерной модели на вход блока сумматор поступают величины скоростей потоков  $v_{RR}^F(t)$ ,  $v_{RFI}^F(t)$ ,  $v_{RMO}^F(t)$ , в котором формируется величина разности  $(v_{RR}^F(t) - v_{RFI}^F(t) - v_{RMO}^F(t))$ . В результате умножения величины разности между потоками на величину времени интегрирования  $\Delta t = DT$  определяется объем потока заказов, находящихся в стадии оформления на предприятии, который при умножении на величину  $\alpha_{RC}^F x_{RC}^F(t)$  поступает на дискретный интегратор. На выходе дискретного интегратора формируется объем заказов в процессе оформления  $x_{RC}^F(T)$  их на предприятии за время  $T$ . Для реализации дискретного интегрирования необходимо задать начальные условия в соответствии с уравнением  $x_{RC}^F(0) = v_{RR}^F(0)h_{DCP}^F$ . Если  $v_{RR}^F(0) = 2$  шт./мес., а время запаздывания  $h_{DCP}^F = 1$  мес., то начальные условия интегрирования равно  $x_{RC}^F(0) = 2$  шт.

На рис.2 и рис.3 представлены график траектории изменения объема заказов в процессе оформления их на предприятии  $x_{RC}^F(t)$  и график траектории изменения разности скоростей потоков  $(v_{RR}^F(t) - v_{RFI}^F(t) - v_{RMO}^F(t))$ . На рисунках показано, что в конце первого месяца заказ со стороны корпорации увеличился на одно изделие. Это возмущение привело к тому, что появился переходный процесс изменения объема заказов, находящихся в стадии



оформления. Как следует из рис.2, объем заказов, находящихся в стадии оформления, увеличился и достиг нового установившегося значения, равного трем штукам, в течение времени переходного процесса, равного одному месяцу. Траекторию изменения заказов, находящихся в стадии оформления, можно объяснить изменением траектории разности скоростей потоков  $(v_{RR}^F(t) - v_{RFI}^F(t) - v_{RMO}^F(t))$ . Так, при появлении возмущения по величине заказа  $v_{RR}^F(t)$ , величина разности уменьшается и достигает в конце переходного процесса нулевого значения, а объем заказов, находящихся в стадии оформления, монотонно увеличивается и достигает нового установившегося значения, равного трем штукам.

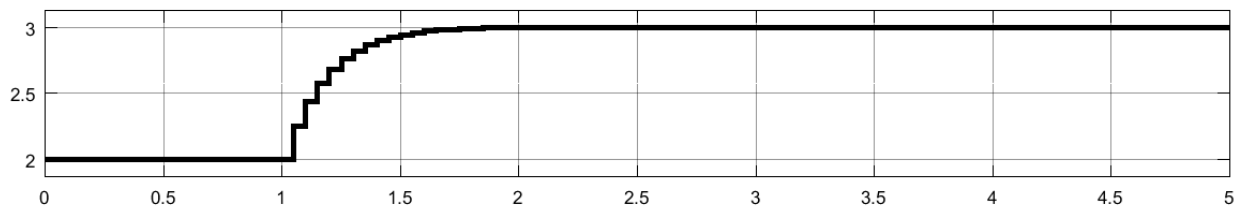


Рис.2 - График траектории изменения объема заказов в процессе оформления их на предприятии  $x_{RC}^F(t)$ .

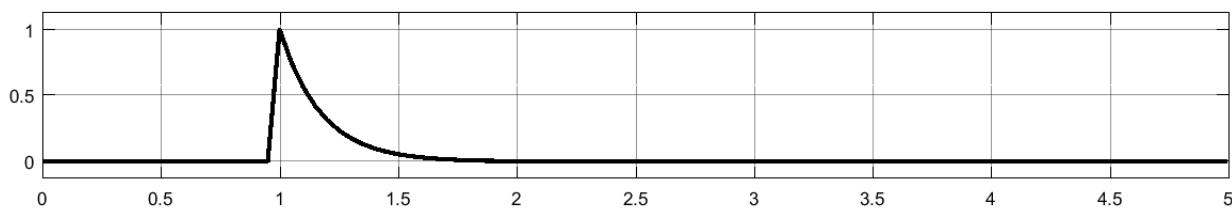


Рис.3 - График траектории изменения разности скоростей потоков  $(v_{RR}^F(t) - v_{RFI}^F(t) - v_{RMO}^F(t))$ .

На величину потока заказов, находящихся в стадии оформления на предприятии, определяемых в соответствии с уравнением (1), большое влияние оказывает величина задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$  и объем запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(t)$ . Предположим, что объем невыполненных заказов на ракеты-носители  $x_{SO}^F(t)$  зависит от величины разности между потоком заказов на ракеты-носители, реализуемых из запасов ракетоккомплектов на предприятии  $v_{RFI}^F(t)$  и потоком отгрузки ракет-носителей из запасов ракетоккомплектов на космодроме  $v_{SI}^F(t)$ . Тогда величину задолженности по заказам определим из следующего логистического дискретного уравнения:

$$x_{SO}^F(t+1) = x_{SO}^F(t) + \alpha_{SO}^F x_{SO}^F(t) \Delta t (v_{RFI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$$

$$x_{SO}^F(0) = v_{RFI}^F(0) h_{DS}^F, \quad v_{SI}^F(t) = \frac{x_{SO}^F(t)}{h_{DS}^F}, \quad x_{SI}^F(0) = v_{RFI}^F(0) \quad (2)$$

где  $x_{SO}^F(t)$  — величина задолженности по заказам со стороны предприятия;  $v_{RFI}^F(t)$  — темп потока заказов, выполняемых за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии;  $v_{SI}^F(t)$  — темп потока отгрузки готовой продукции, произведенной за счет запасов ракетоккомплектов на космодроме;  $\alpha_{SO}^F$  — коэффициент, характеризующий производственно-экономический потенциал предприятия;  $h_{DS}^F$  — запаздывание отгрузки продукции на космодроме;  $x_{SO}^F(0)$  — начальные условия интегрального уравнения.

Как следует из полученной системы уравнений, величина задолженности по заказам  $x_{SO}^F(t)$  определяется разностью между скоростями двух потоков: скорости потока заказов, выполняемых за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии  $v_{RFI}^F(t)$  и скорости потока отгрузки готовой продукции, произведенной за счет запасов ракетоккомплектов на космодроме  $v_{SI}^F(t)$ . Отметим также, что темп потока отгрузки готовой продукции, произведенной за счет запасов ракетоккомплектов на космодроме  $v_{SI}^F(t)$ , определяется темпом изменения потока задолженности по заказам  $v_{SO}^F(t)$  в единицу времени запаздывания отгрузки продукции на космодроме, в соответствии с уравнением  $v_{SI}^F(t) = v_{SO}^F(t) = \frac{x_{SO}^F(t)}{h_{DS}^F}$ . Начальные условия при формировании величины задолженности по заказам определяются из произведения

величины установившейся величины скорости потока заказов, выполняемых за счет запасов ракетоккомплектов  $v_{RFI}^F(0)$ , на время запаздывания отгрузки продукции на космодром  $h_{DS}^F$ , а начальное значение скорости отгрузки продукции  $x_{SI}^F(0)$  в установившемся состоянии равно скорости потока заказов, выполняемых за счет запасов ракетоккомплектов  $v_{RFI}^F(0)$ .

Проведем исследование динамики величины задолженности по заказам со стороны предприятия с использованием пакета инструментального визуального программирования и моделирования динамических систем *Simulink*. На рис.4 представлена имитационная компьютерная модель формирования величины задолженности по заказам со стороны предприятия, состоящая из логистического дискретного динамического уравнения.

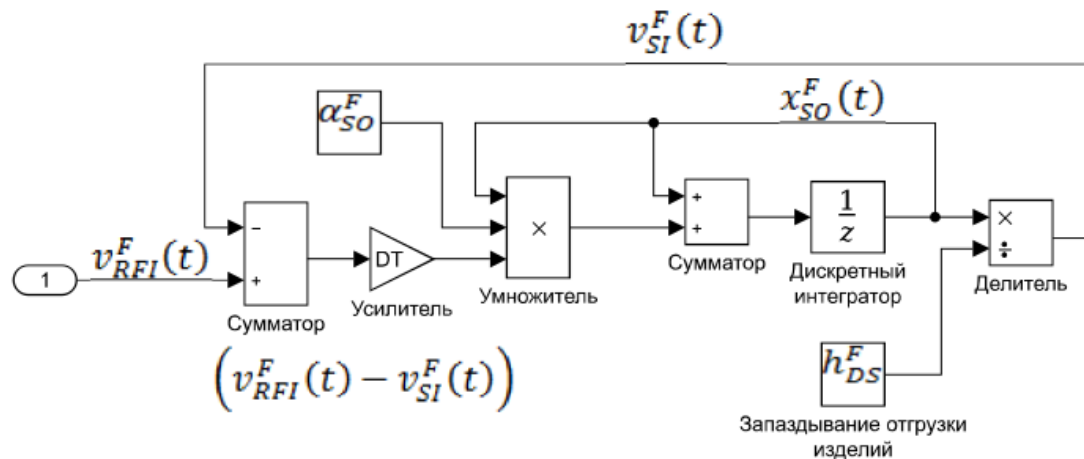


Рис.4 - Компьютерная модель формирования величины задолженности по заказам со стороны предприятия.

В компьютерной модели на вход блока сумматор поступают величины скоростей потоков  $v_{RFI}^F(t)$ ,  $v_{SI}^F(t)$ , в котором формируется величина разности  $(v_{RFI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$  между ними. В результате умножения величины разности между потоками на величину времени интегрирования  $\Delta t = DT$  определяется величина задолженности по заказам со стороны предприятия за время  $\Delta t$ , которая при умножении на величину  $\alpha_{SO}^F x_{SO}^F(t)$  поступает на дискретный интегратор. На выходе дискретного интегратора формируется величина задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$  за время  $T$ . Для реализации дискретного интегрирования необходимо задать начальные условия в соответствии с уравнением  $x_{SO}^F(0) = v_{RFI}^F(0)h_{DS}^F$ ,  $x_{SI}^F(0) = v_{RFI}^F(0)$ . Если  $v_{RFI}^F(0) = 2$  шт./мес., а время запаздывания  $h_{DS}^F = 1$  мес., то начальные условия интегрирования равно  $x_{SO}^F(0) = 2$  шт.,  $x_{SI}^F(0) = 2$  шт.

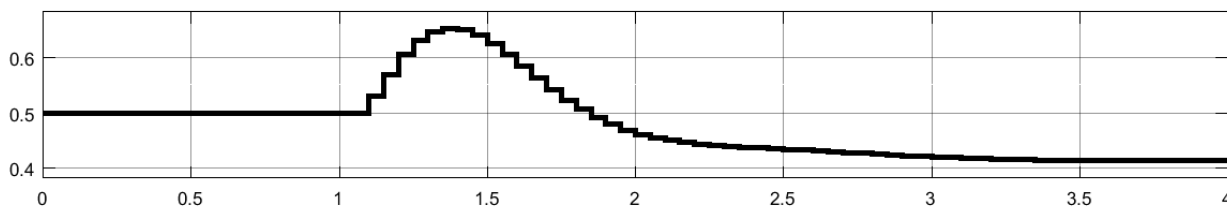


Рис.5 - График траектории изменения величины задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$ .

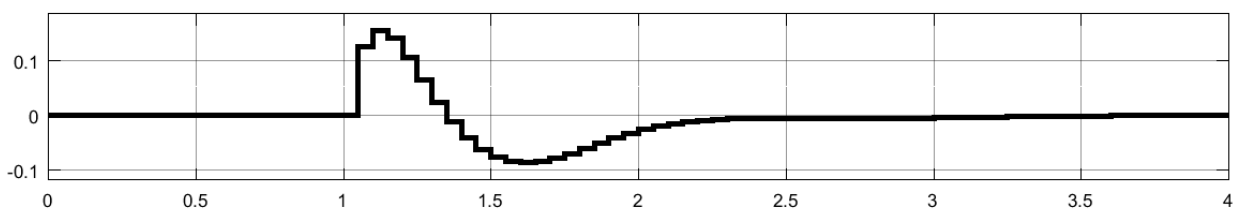


Рис.6 - График траектории изменения разности скоростей потоков  $(v_{RFI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$ .

На рис.5 и рис.6 представлены график траектории изменения величины задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$  и график траектории изменения разности скоростей потоков  $(v_{RFI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$ . На рисунках показано, что в конце первого месяца заказ со стороны корпорации увеличился на одно изделие. Это возмущение привело к тому, что появился переходный процесс изменения величины задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$ . Как следует из рис.5, величина задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$  монотонно увеличилась и достигла максимального значения, равного 0,67 ракетоккомплектов в момент времени, равного 1,3 мес., а затем монотонно уменьшилась и достигла нового установившегося значения, равного 0,41 ракетоккомплектов в течение времени переходного процесса. Динамика траектории изменения величины задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$  соответствует динамике траектории разности скоростей потоков  $(v_{RFI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$ , представленной на рис.6. Так, при появлении возмущения по скорости потока заказа  $v_{RR}^F(t)$  величина разности становится больше нуля, достигает максимального значения в момент времени, равного 1,2 мес., а затем монотонно уменьшается, достигает в момент времени 1,3 мес. нулевого значения и становится отрицательной величиной. В момент времени 1,3 мес. величина задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$  достигает максимального значения, равного 0,67 ракетоккомплектов, а затем монотонно уменьшается и достигает нового установившегося значения, равного 0,41 ракетоккомплектов при отрицательной величине разности между потоками  $(v_{RFI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$ .

Для выполнения объема заказов со стороны корпорации «Роскосмос» необходимо располагать запасами ракетоккомплектов на предприятии. В связи с этим сформируем и исследуем модель определения запасов ракетоккомплектов на предприятии. Для рассматриваемой производственной ситуации по выполнению заказов величина запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(t)$  определяется разностью между темпом потока производства для возмещения запасов ракетоккомплектов на предприятии  $v_{MI}^F(t)$  и потоком отгрузки на космодром готовых изделий, собранных из запасов ракетоккомплектов  $v_{SI}^F(t)$ . С учетом сделанного предположения динамическое логистическое уравнение формирования запасов определяется следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned} z_{IA}^F(t + 1) &= z_{IA}^F(t) + \alpha_{IA}^F z_{IA}^F(t) \Delta t (v_{MI}^F(t) - v_{SI}^F(t)), \\ z_{IA}^F(0) &= k_{CIR}^F v_{RR}^F(0), \end{aligned} \quad (3)$$

где  $z_{IA}^F(\Delta t)$  – величина объема запасов ракетоккомплектов на предприятии;  $v_{MI}^F(\Delta t)$  – темп потока производства для возмещения запасов ракетоккомплектов на предприятии;  $k_{CIR}^F$  – коэффициент относительного запаса ракетоккомплектов на предприятии;  $\alpha_{IA}^F$  – коэффициент, характеризующий производственно-экономический потенциал предприятия.

Из модели (3) следует, что в установившемся состоянии разность скоростей между потоками  $(v_{MI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$  равна нулю и поэтому величина запаса ракетоккомплектов на предприятии стремится к установившемуся значению, обеспечивающая реализацию заказа со стороны корпорации «Роскосмос». Начальный установившийся уровень запаса  $z_{IA}^F(0)$  равен постоянной начальной величине скорости потока поступления заказов на предприятие, умноженный на коэффициент относительного запаса ракетоккомплектов на предприятии  $k_{CIR}^F$ , характеризующий отношение между темпом реализации заказа и величиной уровня запаса ракетоккомплектов на предприятии. Таким образом, коэффициент  $k_{CIR}^F$  представляет собой время формирования необходимого объема запаса ракетоккомплектов, обеспечивающего реализацию спроса на ракеты-носители при заданном темпе потока заказов.

На рис.7 представлена имитационная компьютерная модель формирования величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии, состоящая из логистического дискретного динамического уравнения.

В компьютерной модели на вход блока сумматор поступают величины скоростей потоков  $v_{MI}^F(t)$ ,  $v_{SI}^F(t)$ , в котором формируется величина разности  $(v_{MI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$  между ними. В результате умножения величины разности между потоками на величину времени

интегрирования  $\Delta t = DT$  определяется величина объема запасов ракетоккомплектов на предприятии за время  $\Delta t$ , которая при умножении на величину  $\alpha_{IA}^F z_{IA}^F(t)$  поступает на дискретный интегратор. На выходе дискретного интегратора формируется величина объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(t)$  за время  $T$ . Для реализации дискретного интегрирования необходимо задать начальные условия в соответствии с уравнением  $z_{IA}^F(0) = k_{CIR}^F v_{RR}^F(0)$ . Если  $v_{RR}^F(0) = 2$  шт./мес., а коэффициент относительного запаса ракетоккомплектов на предприятии  $h_{DS}^F = 1$  мес., то начальные условия интегрирования равно  $z_{IA}^F(0) = 2$  шт.

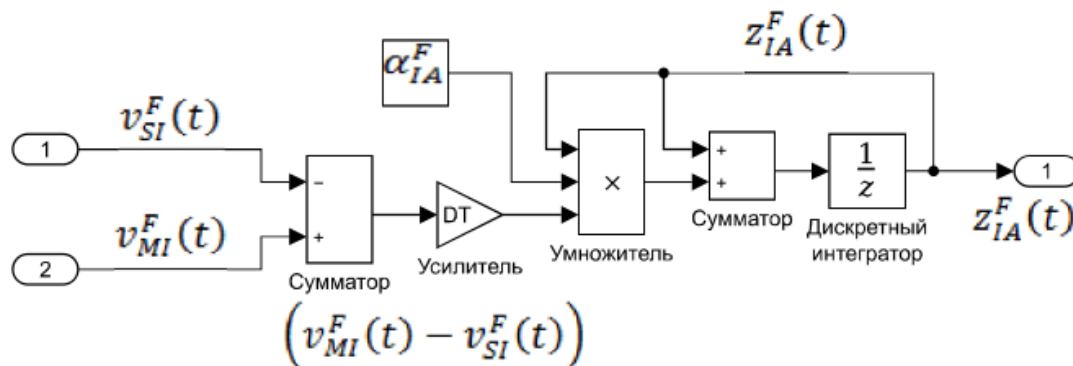


Рис.7 - Компьютерная модель формирования величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии

На рис.8 и рис.9 представлены графики траекторий изменения величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(\Delta t)$  и график траектории изменения разности скоростей потоков  $(v_{MI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$ . На рисунках показано, что в конце первого месяца заказ со стороны корпорации увеличился на одно изделие. Это возмущение привело к тому, что появился переходный процесс изменения величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(\Delta t)$ . Как следует из рис.8, величина объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(\Delta t)$  при возникновении возмущения резко снизилась до минимального значения, а затем монотонно увеличилась и достигла нового установившегося значения равно 3 ракетоккомплектам в течение времени переходного процесса, равно 7 мес. Динамика траектории изменения величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(\Delta t)$  соответствует динамике траектории разности скоростей потоков  $(v_{MI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$ , представленной на рис.9. Так, при появлении возмущения по скорости потока заказа  $v_{RR}^F(t)$ , величина разности становится меньше нуля, достигает минимального значения в момент времени, равно 1,1 мес., а затем увеличивается и достигает в момент времени 7 мес. нулевого значения.

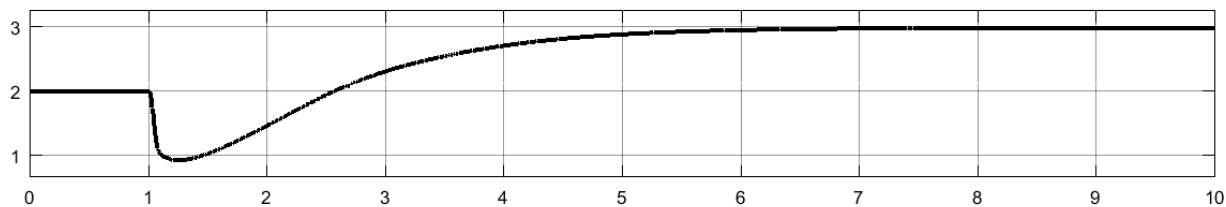


Рис.8 - График траектории изменения величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(\Delta t)$

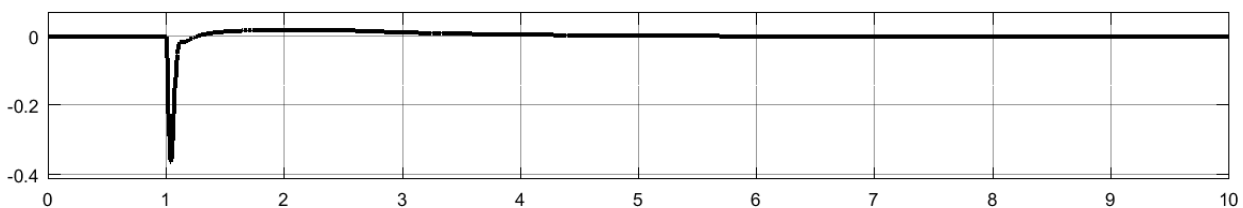


Рис.9 - График траектории изменения разности скоростей потоков  $(v_{MI}^F(t) - v_{SI}^F(t))$

Функциональная связь между темпом потока заказов, которая может быть обеспечена за счет запаса ракетоккомплектов на предприятии  $v_{RFI}^F(t)$  и объемом заказов в процессе оформления  $x_{RC}^F(t)$  на предприятии определим из следующего уравнения:

$$\begin{aligned} v_{RFI}^F(t) &= k_{FRFI}^F(t) \frac{x_{RC}^F(t)}{h_{DCP}^F}, \\ v_{RFI}^F(0) &= k_{CNFI}^F v_{RR}^F(0), \end{aligned} \quad (4)$$

где  $k_{FRFI}^F(t)$  – доля суммарного объема заказов на ракеты-носители, выполняемая из запасов ракетоккомплектов на предприятии;  $k_{CNFI}^F$  – константа, характеризующая необходимую долю суммарного объема заказов на ракеты-носители, выполняемые за счет запасов ракетоккомплектов.

Отметим, что в уравнении (4) отношение объема заказов, находящихся в стадии оформления к времени запаздывания процесса оформления заказов  $\frac{x_{RC}^F(t)}{h_{DCP}^F}$  представляет собой темп потока в единицу времени запаздывания  $h_{DCP}^F$ .

Темп потока заказов на ракеты-носители, реализуемый производственной системой  $v_{RMO}^F(t)$  за счет доли объема заказов, не обеспеченных из запасов ракетоккомплектов на предприятии, и определяется из уравнения:

$$v_{RMO}^F(t) = (1 - k_{FRFI}^F(t)) \frac{x_{RC}^F(t)}{h_{DCP}^F} \quad (5)$$

где  $v_{RMO}^F(t)$  – темп потока заказов на ракеты-носители, реализуемый производственной системой.

Функциональная зависимость части объема заказов, которая удовлетворяется за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии  $k_{FRFI}^F(t)$ , может быть описана следующим уравнением:

$$\begin{aligned} k_{FRFI}^F(t) &= k_{CNFI}^F \left( 1 - e^{-C1 \left( \frac{z_{IA}^F(t)}{k_{CIN}^F} \right)} \right), \\ C1 &= \ln \frac{k_{CMFI}^F}{k_{CMFI}^F - k_{CNFI}^F}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $k_{CIN}^F$  – константа, характеризующий необходимый запас на предприятии;  $k_{CMFI}^F$  – коэффициент, характеризующий максимальную часть общего объема заказов, которые удовлетворяются за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии;  $C1$  – константа.

Полученные взаимосвязанные уравнения (1–6) характеризуют динамику между входящими потоками заказов со стороны корпорации «Роскосмос», потоками отгрузки на космодром готовых изделий, изготовленных из запасов ракетоккомплектов на предприятии, и представляет собой в совокупности аналитическую имитационную дискретную модель механизма выполнения объема заказов предприятием:

$$\begin{aligned} x_{RC}^F(t+1) &= x_{RC}^F(t) + \alpha_{RC}^F x_{RC}^F(t) \Delta t (v_{RR}^F(t) - v_{RFI}^F(t) - v_{RMO}^F(t)), \\ x_{SO}^F(t+1) &= x_{SO}^F(t) + \alpha_{SO}^F x_{SO}^F(t) \Delta t (v_{RFI}^F(t) - v_{SI}^F(t)), \\ z_{IA}^F(t+1) &= z_{IA}^F(t) + \alpha_{IA}^F z_{IA}^F(t) \Delta t (v_{MI}^F(t) - v_{SI}^F(t)), \\ v_{RFI}^F(t) &= k_{FRFI}^F(t) \frac{x_{RC}^F(t)}{h_{DCP}^F}, \quad v_{RMO}^F(t) = (1 - k_{FRFI}^F(t)) \frac{x_{RC}^F(t)}{h_{DCP}^F}, \\ k_{FRFI}^F(t) &= k_{CNFI}^F \left( 1 - e^{-C1 \left( \frac{z_{IA}^F(t)}{k_{CIN}^F} \right)} \right), \quad C1 = \ln \frac{k_{CMFI}^F}{k_{CMFI}^F - k_{CNFI}^F}, \\ v_{RFI}^F(0) &= k_{CNFI}^F v_{RR}^F(0), \quad x_{RC}^F(0) = v_{RR}^F(0) h_{DCP}^F, \\ x_{SO}^F(0) &= v_{RFI}^F(0) h_{DS}^F, \quad v_{SI}^F(t) = \frac{x_{SO}^F(t)}{h_{DS}^F}, \quad x_{SI}^F(0) = v_{RFI}^F(0), \\ z_{IA}^F(0) &= k_{CIR}^F v_{RR}^F(0). \end{aligned} \quad (7)$$

Проблема имитационного моделирования, основанная на использовании современных средств компьютерной техники и информационных технологий, позволяет разработать компьютерную динамическую дискретную имитационную модель, характеризующую динамику изменения потоков в соответствии с представленной аналитической функционально связанной между собой системой уравнений (7) при наличии возмущающих факторов. Компьютерная динамическая дискретная имитационная модель механизма выполнения объема заказов со стороны корпорации «Роскосмос» представлена на рис.10.

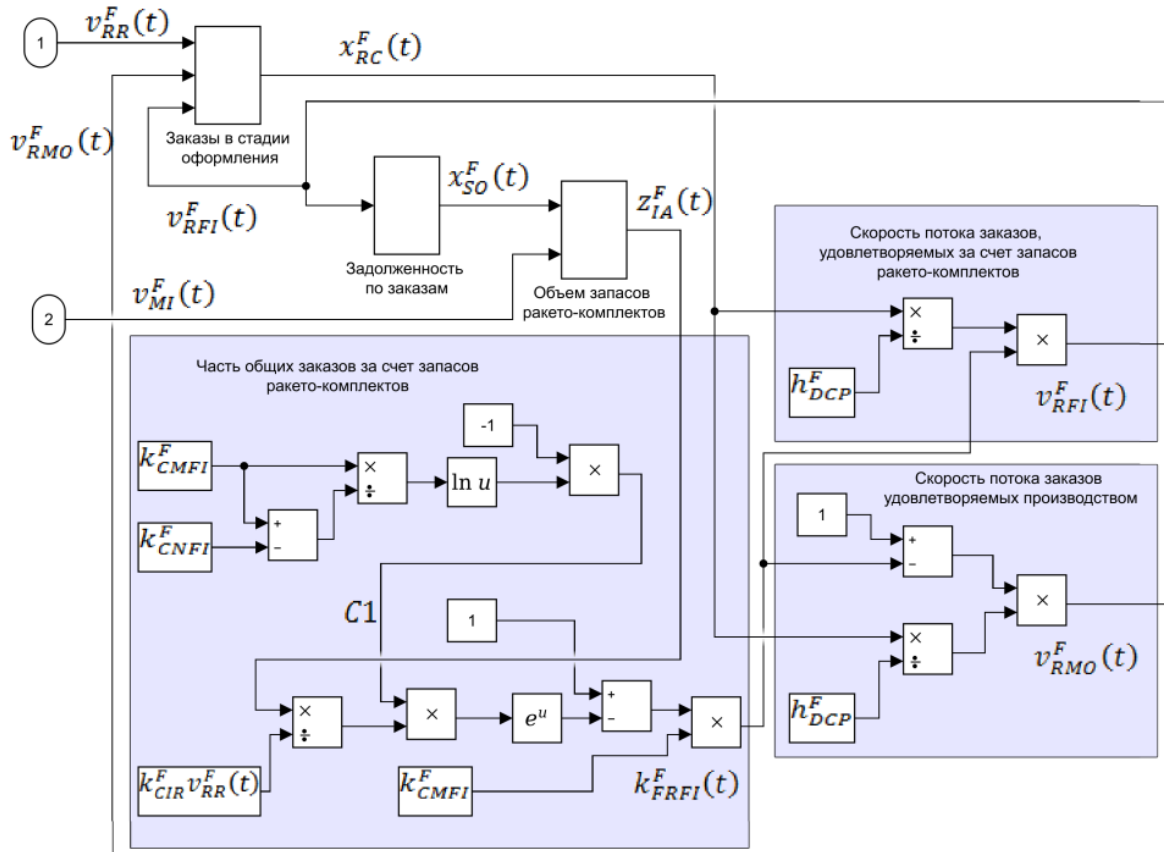


Рис.10 - Компьютерная динамическая дискретная имитационная модель механизма выполнения объема заказов предприятием

В результате решения компьютерной имитационной модели механизма выполнения объема заказов предприятием получены траектории изменения объема заказов в процессе оформления их на предприятии, величины задолженности по заказам со стороны предприятия, величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии, скорости потока заказов, удовлетворяемых производством, скорости потока отгрузки готовой продукции из запасов ракетоккомплектов на космодром и части общего объема заказов, которая удовлетворяется за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии.

На рис.11 представлены графики траекторий изменения величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{IA}^F(\Delta t)$ , объема заказов в процессе оформления их на предприятии  $x_{RC}^F(t)$ , величины задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$ . На рис.12 изображены графики траекторий изменения скорости потока заказов, удовлетворяемых производством  $v_{RMO}^F(t)$ ; скорости потока отгрузки готовой продукции, произведенной за счет запасов ракетоккомплектов, на космодром  $v_{SI}^F(t)$ ; части объема заказов, которая удовлетворяется за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии  $k_{FRFI}^F(t)$ . На рисунках показано, что в конце первого месяца заказ со стороны корпорации увеличился на одно изделие.

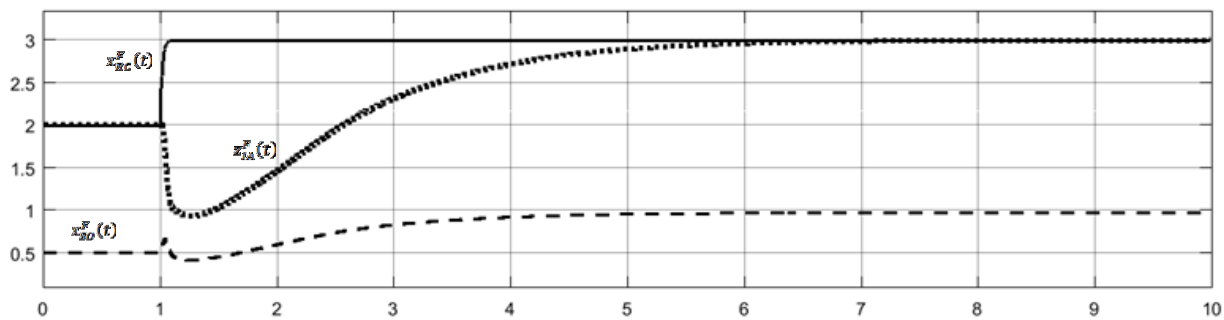


Рис.11 - Графики траекторий изменения величины объема запасов ракетоккомплектов на предприятии  $z_{iA}^F(\Delta t)$ , объема заказов в процессе оформления их на предприятии  $x_{RC}^F(t)$ , величины задолженности по заказам со стороны предприятия  $x_{SO}^F(t)$

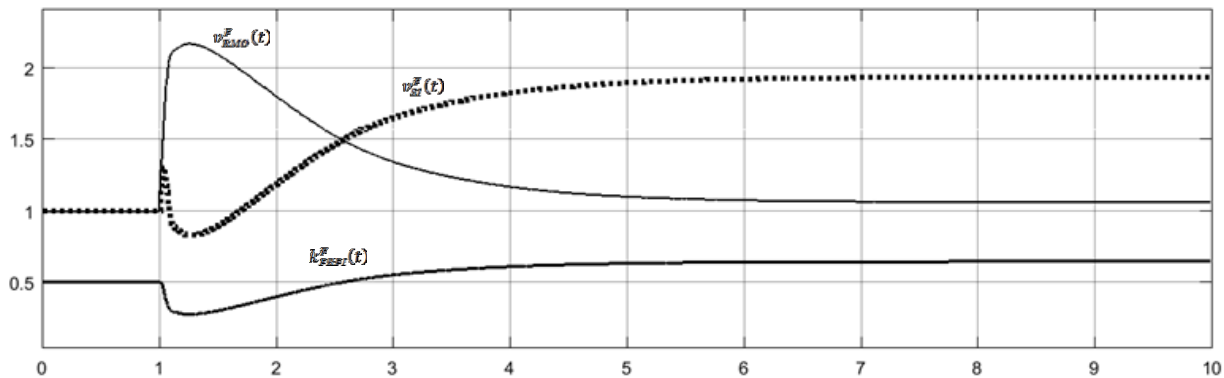


Рис.12 - Графики траекторий изменения скорости потока заказов, удовлетворяемых производством  $v_{RMO}^F(t)$ ; скорости потока отгрузки готовой продукции, произведенной за счет запасов ракетоккомплектов, на космодром  $v_{SI}^F(t)$ ; части объема заказов, которая удовлетворяется за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии  $k_{FRFI}^F(t)$

Из представленных рисунков по изменению траекторий потоков следует, что механизм формирования выполнения объема заказов со стороны корпорации «Роскосмос» является устойчивым, поскольку каждый из потоков в течение переходного процесса достигает установившихся значений, а разности между скоростями потоков, обеспечивающие объемы выполнения заказов и формирования запасов в установившемся состоянии, равны нулю.

#### Список источников:

1. Форрестер Дж. Основы кибернетики предприятия (Индустриальная динамика): Пер. с англ./Под ред. Д.М. Гвишиани. – М.: Прогресс, 1971. – 340 с.
2. Ширяев, В.И. Управление предприятием: Моделирование, анализ, управление / В.И. Ширяев, И.А. Баев, Е.В. Ширяев. - М.: КД Либроком, 2015. - 272 с.
3. Методология и аналитический инструментарий формирования устойчивых механизмов конфликтного взаимодействия в промышленных комплексах / Д.А. Щелоков, Д.Г. Гришанов, А.Д. Гришанова, К.А. Татарина / Экономические - науки.-2011.-№ 12(85). С.387-390.

#### Информация об авторах

**Богатырёв Владимир Дмитриевич**, ректор Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва, профессор, д.э.н.  
Область научных интересов: моделирование организационно-экономических систем.

**Щёлоков Дмитрий Александрович**, кандидат экономических наук, доцент, начальник отдела подготовки кадров АО «РКЦ «Прогресс», dima-shhelokov@yandex.ru  
Область научных интересов: моделирование механизмов взаимодействия.

# **ANALYTICAL AND COMPUTER DISCRETE IMITATION MODEL OF THE MECHANISM OF SYNCHRONIZATION OF FLOWS IN THE INDUSTRIAL SYSTEM OF THE INDUSTRIAL COMPLEX.**

© 2021 V.D. Bogatyryov<sup>1</sup>, D.A. Shchelokov<sup>1, 2</sup>

<sup>1</sup>Samara National Research University named after S.P. Korolev, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC «SRC «Progress», Samara, Russian Federation

The article suggests analytical and computerized methods for modeling the volume of orders as a toolkit to justify the synchronization of flows and the formation of simulation digital models of the dynamics of the volume of orders for the production of launch vehicles. A logistics computer model has been developed for the mechanism for forming the volume of orders flow, depending on the size of the debt on orders from the enterprise and the stocks of rocket sets on the enterprise.

*Keywords: production system, dynamic systems, simulation modeling, volume of orders, delay time, volume of outstanding orders, inventory value.*

## **Authors the authors**

**Bogatyryov, Vladimir Dmitrievich**, rector, Samara University named by S. Korolev, Prof., Cand. Sci. Econ. Field of scientific interests: modeling of economic-organizing systems.

**Shchelokov, Dmitry Aleksandrovich**, Cand. Sci. Econ., Assoc. Prof., Head of Staff Development Department, RKTs-Progress JSC, dima-shhelokov@yandex.ru. Field of scientific interests: modeling of interaction mechanisms.



## ЦИФРОВАЯ ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ОРГАНИЗАЦИОННОГО МЕХАНИЗМА ФОРМИРОВАНИЯ ПОТОКОВ В ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА.

© 2021 Д.А. Щелоков

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Российская Федерация

В статье основное внимание уделяется обоснованному выбору параметров и дискретных имитационных моделей механизма формирования потоков, характеризующих результаты деятельности предприятия и обеспечивающих производственную систему ресурсами.

*Ключевые слова:* динамические системы, имитационное моделирование, ракет-носитель.

Конкурентоспособность, эффективность деятельности предприятия по производству ракет-носителей во многом обеспечивается использованием более совершенных инструментов управления, в основе которых лежат имитационные методы моделирования. Метод имитационного моделирования позволяет решать задачи большой сложности, с большим количеством взаимосвязанных элементов, образующих в совокупности громоздкие математические и компьютерные модели. В этой связи имитация поведения сложных систем является эффективным инструментом формирования цифровых динамических моделей механизмов исследования динамики организационно-экономических систем со сложной структурой. Наиболее широкое применение методология имитационного моделирования находит при исследовании динамических систем как непрерывного, так и дискретного характера в условиях неопределенности.

Исследуем динамику денежных потоков в производственной системе предприятия. Для этого предположим, что производство характеризуется двумя денежными потоками: денежный поток изделий для пополнения запасов ракетоккомплектов и денежный поток изделий, направляемых на выполнение заказа со стороны корпорации «Роскосмос». Уравнение первого денежного потока  $x_{BLI}^P(t)$  представим в следующем виде:

$$x_{BLI}^P(t+1) = x_{BLI}^P(t) + \alpha_{BLI}^P x_{BLI}^P(t) \Delta t (v_{MOI}^P(t) - v_{BLIR}^P(t)), \quad (1)$$

$$x_{BLI}^P(0) = v_{RFI}^P(0) h_{DNBL}^P.$$

где  $x_{BLI}^P(t)$  – денежный поток заказов ракет-носителей, подготовленных к производству для пополнения запаса ракетоккомплектов;  $\Delta t$  – интервал времени интегрирования;  $v_{MOI}^P(t)$  – темп денежного потока заказов в производство на возмещение ракетоккомплектов на предприятии;  $v_{RFI}^P(t)$  – темп денежного потока заказов, выполняемых за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии;  $v_{BLIR}^P(t)$  – темп денежного потока уменьшения не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии;  $h_{DNBL}^P$  – время запаздывания в портфеле заказов на предприятии в установившемся состоянии;  $\alpha_{BLI}^P$  – коэффициент, характеризующий производственно-экономический потенциал предприятия, определяющий время переходного процесса;  $x_{BLI}^P(0)$  – начальное условие динамического уравнения.

Дискретное динамическое логистическое уравнение (1) позволяет определить величину денежного потока, направляемого на возмещение запаса ракетоккомплектов на предприятии, зависящую от разности между темпами денежных потоков заказов в производство  $(v_{MOI}^P(t) - v_{BLIR}^P(t))$ , которая определяет переходный процесс и величину нового установившегося значения денежного потока. Уравнение (1) определяет величину денежного потока заказов ракет-носителей, в начальный момент времени подготовленных к производству для пополнения запаса ракетоккомплектов, как произведение темпа денежного

потока заказов, выполняемых за счет запасов ракетоккомплектов на предприятии  $v_{RFI}^P(t)$  на время нахождения заказов в портфеле  $h_{DNBL}^P$ . Для решения уравнения (1) разработана компьютерная модель формирования денежного потока не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии, изображенная на рис.1.

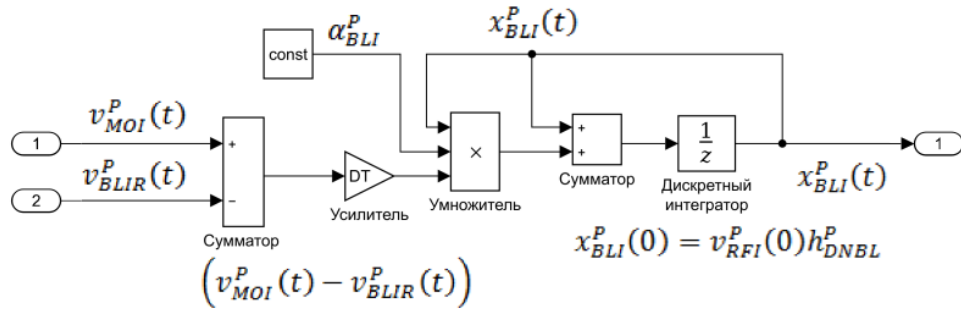


Рис.1. Компьютерная модель формирования денежного потока не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии  $x_{BLI}^P(t)$

В компьютерной модели на вход блока сумматор поступают величины темпов денежных потоков заказов  $v_{MOI}^P(t), v_{BLIR}^P(t)$ , в котором формируется величина разности  $(v_{MOI}^P(t) - v_{BLIR}^P(t))$ . В результате умножения величины разности между темпами денежных потоков на величину времени интегрирования  $\Delta t = DT$  определяется в каждый момент времени сумма денежного потока заказов ракет-носителей, подготовленных к производству для пополнения запаса ракетоккомплектов, которая при умножении на величину  $\alpha_{BLI}^P x_{BLI}^P$  поступает на дискретный интегратор. На выходе дискретного интегратора формируется сумма денежного потока заказов ракет-носителей, подготовленных к производству для пополнения запаса ракетоккомплектов  $x_{BLI}^P(T)$  за время  $T$ . Для реализации дискретного интегрирования необходимо задать начальные условия в соответствии с уравнением  $x_{BLI}^P(0) = v_{RFI}^P(0) h_{DNBL}^P$ . Если  $v_{RFI}^P(0) = 4,2 * 10^6$  д.ед., а время нахождения заказов в портфеле  $h_{DNBL}^P = 1$  мес., то начальные условия интегрирования равно  $x_{RC}^P(0) = 4,2 * 10^6$  д.ед.

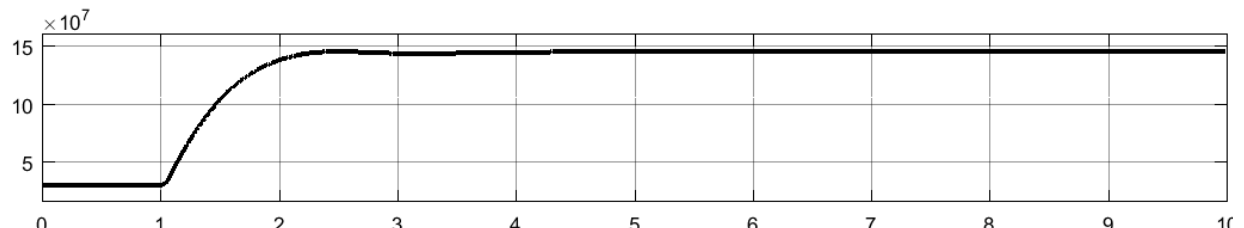


Рис.2 - График траектории изменения денежного потока не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии  $x_{BLI}^P(t)$



Рис.3 - График траектории изменения разности темпов денежных потоков  $(v_{MOI}^P(t) - v_{BLIR}^P(t))$

На рис.2 и рис.3 представлены график траектории изменения денежного потока не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии  $x_{RC}^P(t)$  и график траектории изменения разности темпов денежных потоков  $(v_{MOI}^P(t) - v_{BLIR}^P(t))$ . На рисунках показано, что в конце первого месяца заказ со стороны корпорации увеличился на 10%. Это возмущение привело к тому, что появился переходный процесс изменения денежного потока не начатых производством заказов для пополнения

запаса ракетоккомплектов на предприятии  $x_{RC}^P(t)$ . Как следует из рис.2, денежный поток не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии  $x_{RC}^P(t)$  увеличился и достиг нового установившегося значения, равного  $14,59 \cdot 10^7$  д.ед. в течение времени переходного процесса, равного четырем месяцам. Траекторию изменения денежного потока не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии  $x_{RC}^P(t)$  можно объяснить изменением траектории разности темпов денежных потоков  $(v_{MOI}^P(t) - v_{BLIR}^P(t))$ . Так, при появлении возмущения по величине заказа  $v_{RR}^P(t)$  величина разности уменьшается и достигает в конце переходного процесса нулевого значения, а денежный поток не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии  $x_{RC}^P(t)$  монотонно увеличивается и достигает нового установившегося значения, равного  $14,59 \cdot 10^7$  д.ед.

По аналогии сформировано уравнение для определения величины денежного потока направляемой на производство задолженности по заказам со стороны заказчика:

$$\begin{aligned} x_{BLC}^P(t+1) &= x_{BLC}^P(t) + \alpha_{BLC}^P x_{BLC}^P(t) \Delta t (v_{RMO}^P(t) - v_{PCO}^P(t)), \\ x_{BLC}^P(0) &= (v_{RR}^P(0) - v_{RFI}^P(0)) h_{DNBL}^P. \end{aligned} \quad (2)$$

где  $x_{BLC}^P(t)$  – денежный поток не начатых производством заказов со стороны заказчика;  $\Delta t$  – интервал времени интегрирования;  $v_{RMO}^P(t)$  – темп денежного потока заказов, со стороны заказчика, направляемого в производство;  $v_{PCO}^P(t)$  – темп денежного потока производства ракетоккомплектов по заказам со стороны заказчика;  $h_{DNBL}^P$  – время запаздывания в желательном портфеле заказов на предприятии;  $\alpha_{BLC}^P$  – коэффициент, характеризующий производственно-экономический потенциал предприятия;  $x_{BLC}^P(0)$  – начальное условие динамического уравнения.

Дискретное динамическое логистическое уравнение (2) позволяет определить величину денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика, зависящую от разности между темпами денежных потоков заказов и объемов производства  $(v_{RMO}^P(t) - v_{PCO}^P(t))$ , которая определяет переходный процесс и величину нового установившегося значения денежного потока. Начальное условие уравнения (2) определяет величину денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика как произведение разности темпов между денежным потоком, поступающим от заказчика  $v_{RR}^P(0)$ , и темпом денежного потока заказов, удовлетворяемых из запасов ракетоккомплектов на предприятии  $v_{RFI}^P(0)$  на время нахождения заказов в портфеле  $h_{DNBL}^P$ . Для решения уравнения (2) разработана компьютерная модель формирования денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика, изображенная на рис.4.

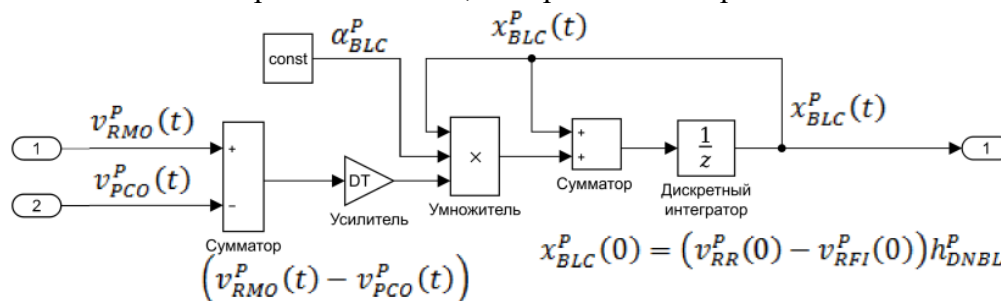


Рис.4. Компьютерная модель формирования денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(t)$

В компьютерной модели на вход блока сумматор поступают величины темпов денежных потоков заказов и объемов производства  $v_{RMO}^P(t), v_{PCO}^P(t)$ , в котором формируется величина разности  $(v_{RMO}^P(t) - v_{PCO}^P(t))$ . В результате умножения величины разности между темпами денежных потоков на величину времени интегрирования  $\Delta t = DT$  определяется, в каждый момент времени, сумма денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика, которая при умножении на величину  $\alpha_{BLC}^P x_{BLC}^P$  поступает на дискретный

интегратор. На выходе дискретного интегратора формируется сумма денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(T)$  за время  $T$ . Для реализации дискретного интегрирования необходимо задать начальные условия в соответствии с уравнением  $x_{BLC}^P(0) = (v_{RR}^P(0) - v_{RFI}^P(0))h_{DNBL}^P$ . Если  $v_{RR}^P(0) = 60 \cdot 10^7$  д.ед.,  $v_{RFI}^P(0) = 4,2 \cdot 10^6$  д.ед., а время нахождения заказов в портфеле  $h_{DNBL}^P = 1$  мес., то начальные условия интегрирования равно  $x_{BLC}^P(0) = 55,8 \cdot 10^7$  д.ед.

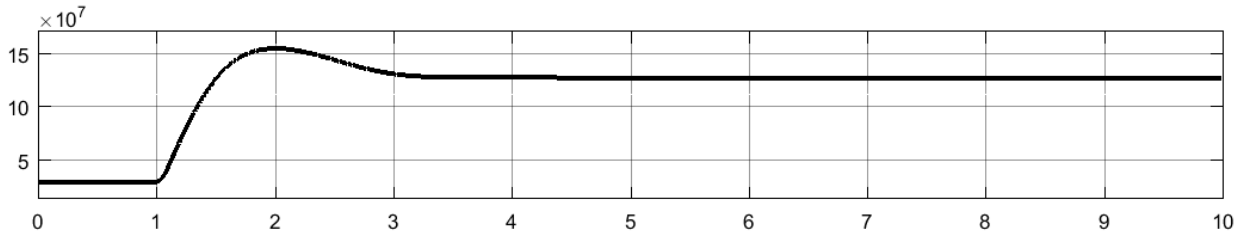


Рис.5 - График траектории изменения денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(t)$

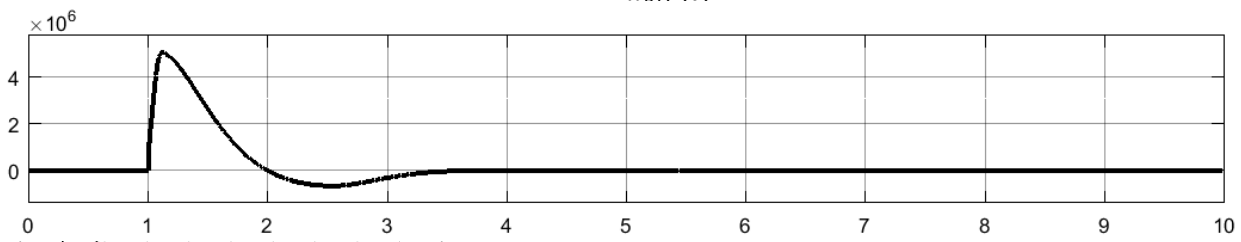


Рис.6 - График траектории изменения разности темпов денежных потоков  $(v_{RMO}^P(t) - v_{PCO}^P(t))$

На рис.5 и рис.6 представлены график траектории изменения денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(t)$  и график траектории изменения разности темпов денежных потоков  $(v_{RMO}^P(t) - v_{PCO}^P(t))$ . На рисунках показано, что в конце первого месяца заказ со стороны корпорации увеличился на 10%. Это возмущение привело к тому, что появился переходный процесс изменения денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(t)$ . Как следует из рис.5, денежный поток не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(t)$  увеличился и достигает максимального значения в момент времени, равного двум месяцам, а затем монотонно убывает и принимает новое установившееся значение, равное  $12,76 \cdot 10^7$  д.ед. в течение времени переходного процесса, равного 3,5 месяцам. Траекторию изменения денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(t)$  можно объяснить изменением траектории разности темпов денежных потоков  $(v_{RMO}^P(t) - v_{PCO}^P(t))$ . Так, при появлении возмущения по величине заказа  $v_{RR}^P(t)$  величина разности возрастает до максимального значения, а затем уменьшается и в момент времени, равного двум месяцам, становится равной нулю. С момента времени двух месяцев разность становится отрицательной, а денежный поток не начатых производством заказов со стороны заказчика  $x_{BLC}^P(t)$  монотонно уменьшается до установившегося значения, равного  $12,76 \cdot 10^7$  д.ед., а разность между темпами денежных потоков  $(v_{RMO}^P(t) - v_{PCO}^P(t))$  за время переходного процесса становится равной нулю.

Таким образом, в работе исследована и осуществлена синхронизация динамики потоков производственной системы с использованием аналитических и компьютерных методов имитационного моделирования. Приведенные результаты моделирования системы формирования организации потоков устойчива, синхронизирована, поскольку, как следует из графика траекторий изменения параметров модели, разность между скоростями денежного потока заказов в производство на возмещение ракетоккомплектов на предприятии и денежного потока уменьшения не начатых производством заказов для пополнения запаса ракетоккомплектов на предприятии и разность между скоростями денежного потока заказов, со стороны заказчика, направляемого в производство и темпом денежного потока

производства ракетоккомплектов по заказам со стороны заказчика стремится к нулю, а объем денежный поток заказов ракет-носителей, подготовленных к производству для пополнения запаса ракетоккомплектов и объем денежного потока не начатых производством заказов со стороны заказчика стремятся к установившемуся стабильному новому уровню.

#### **Список источников:**

1. Форрестер Дж. Основы кибернетики предприятия (Индустриальная динамика): Пер. с англ./Под ред. Д.М. Гвишиани. – М.: Прогресс, 1971. – 340 с.
2. Ширяев, В.И. Управление предприятием: Моделирование, анализ, управление / В.И. Ширяев, И.А. Баев, Е.В. Ширяев. - М.: КД Либроком, 2015. - 272 с.
3. Методология и аналитический инструментарий формирования устойчивых механизмов конфликтного взаимодействия в промышленных комплексах / Д.А. Щелоков, Д.Г. Гришанов, А.Д. Гришанова, К.А. Татарина / Экономические - науки.-2011.-№ 12(85). С.387-390.

### **DYNAMIC DIGITAL MODEL OF THE MECHANISM OF FORMATION OF CASH FLOWS IN A PRODUCTION SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT OF LABOR RESOURCES.**

© 2021 D.A. Shchelokov

JSC «SRC «Progress», Samara, Russian Federation

The article focuses on the reasonable choice of parameters and discrete simulation models of the economic mechanism for the formation of cash flows, which characterize the results of an enterprise and provide labor resources to the production system.

*Keywords: dynamic systems, simulation modeling, launch vehicle.*

#### **Authors the authors**

**Shchelokov, Dmitry Aleksandrovich**, Cand. Sci. Econ., Assoc. Prof., Head of Staff Development Department, RKTs-Progress JSC, dima-shhelokov@yandex.ru. Field of scientific interests: modeling of interaction mechanisms.

## РОЛЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭКСПЕРТНЫХ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ИННОВАЦИЙ НА ПРОМЫШЛЕННОМ ПРЕДПРИЯТИИ

© 2021 Н.В. Родионов

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

**Аннотация:** в данной работе описан перечень перспективных направлений использования результатов экспертной оценки инноваций на промышленном предприятии. Выявлена роль экспертных методов оценки. Охарактеризовано основание для проведения экспертной оценки инноваций. В результате данной работы обоснована необходимость, актуальность и значимость внедрения и освоения деятельности по оценке инноваций на промышленном предприятии количественными экспертными методами. Описана полезность от проведения экспертной оценки инноваций для потребителя и создателя инноваций. Приведены сведения о видах методов экспертной оценки инноваций.

*Ключевые слова:* инновации, конкурентоспособность, экспертные методы, технико-экономические критерия.

В условиях рыночной экономики конкурентоспособность инновационной продукции определяется превосходством технико-экономических показателей собственной инновационной продукции по сравнению с технико-экономическими показателями аналогичной продукцией конкурентов. При этом популяризация превосходства технико-экономических показателей необходима при проведении маркетинговой стратегии реализации собственной инновационной продукции [1].

Существуют количественные методы экспертной оценки технико-экономического преимущества инновационной техники. К ним относят: метод анализа иерархий (МАИ), метод ELECTRE, метод QFD и др. [2]. Основная роль использования экспертных методов на промышленном предприятии заключается в идентификации конкурентоспособности инновационной продукции относительно изделий конкурентов в количественном виде.

Отметим, что можно выделить следующие перспективные направления использования результатов экспертных методов оценки инноваций на промышленном предприятии:

- отбор приоритетных инноваций по результатам экспертной оценки с целью создания конкурентоспособной инновационной продукции;
- формирование тенденций развития технико-экономических критериев инноваций;
- проведение анализа инновационной емкости по приоритетным значениям технико-экономических критериев как по составным частям, так и в целом по инновационным изделиям;
- проведение анализа инновационной активности инноваций по приоритетным значениям технико-экономических критериев как по составным частям, так и в целом по инновационным изделиям;
- проведение расчета вознаграждений для инноваторов;
- проведение расчета стоимости инноваций.

Основаниями для проведения экспертной оценки инноваций являются требования, заложенные в отечественную и зарубежную нормативную документацию [3].

Актуальность представления данных об инновациях посредством экспертных методов заключается в формировании отчётности по технико-экономическим исследованиям аналитического характера в количественном виде с целью дальнейшего преобразования инновационной деятельности промышленного предприятия в цифровую форму.

Значимость внедрения и освоения на промышленном предприятии экспертной оценки инноваций характеризуется повышением производительности при формировании данных об инновациях в рамках проведения инновационной деятельности компании [4].

Полезность (численное превосходство преимуществ над недостатками) от проведения количественной экспертной оценки инноваций (по сравнению с качественной) для потребителя и создателя инноваций заключается в следующих положениях, указанных в табл. 1.

Табл. 1 – Полезность от проведения экспертной оценки инноваций для потребителя и создателя инноваций

№ п/п	Для потребителя инноваций	Для создателя инновации
1	Формирование результатов количественной оценки технико-экономических преимуществ инноваций способствует более точному представлению о конкурентных преимуществах инноваций	Снижается трудоёмкость формирования аналитических данных о технико-экономических преимуществах инноваций.
2	Получение аналитических данных об инновациях в количественном виде способствует повышению информативности получаемых об инновациях данных и снижению временных затрат на восприятие данных о преимуществах инноваций	Имеется возможность автоматизации формирования данных о конкурентоспособности инноваций
3	Открывается возможность для использования инноваций на новых рынках инновационной продукции	Происходит повышение сегментации инновационной продукции, что способствует реализации более качественной диверсификации создаваемой инновационной продукции при реализации маркетинговой стратегии компании

Таким образом, развитие инновационной деятельности промышленного предприятия с использованием экспертных методов оценки инноваций способствует повышению качества реализации на мировом рынке инноваций. При этом стоит отметить, что маркетинговые исследования с использованием экспертных методов способствуют развитию аналитической деятельности на промышленном предприятии для специалистов, работающих в инновационной сфере.

#### Библиографический список

1. Р.А. Фатхутдинов Инновационный менеджмент. Издательство: Питер, 2004, 448 С.;
2. Halder B., Bandyopadhyay J, Banik P/ Assessment of hospital sites suitability by spatial information technologies using AHP and GIS-based multi-criteria approach of Rajpur-Sonarpur Municipality// Modeling Earth Systems and Environment. 2020. V.6 (4), PP. 2581-2596;
3. ГОСТ Р 56273.4-2016/CEN/TS 16555-4:2014 Инновационный менеджмент. Часть 4. Управление интеллектуальной собственностью. М: Стандартинформ, 2017, 25 С.;
4. А.В. Гугелев Инновационный менеджмент. Издательство: Издательский дом «Дашков и Ко», 2007, 552 С.;
5. Гражданский кодекс Российской Федерации, часть 4, 775 С.;
6. URL: <https://www.fips.ru/> [Электронный ресурс] (дата обращения 18.03.2021);

7. В.М. Аньшин, А.А. Дагаев, В.А. Колоколов, Л.Г. Кудинов, Н.В. Шелюбская  
Инновационный менеджмент: Концепции, многоуровневые стратегии и механизмы  
инновационного развития. Издательство: М.: Дело. 2007. С. 584;

8. Г. Чесбро Открытые инновации. Издательство: Поколение. 2007, 336 С.;

9. К. Кристенсен, М. Рейнор Решение проблемы инноваций в бизнесе. Издательство:  
Альпина Диджитал. 2003. 460 С.

#### **Сведения об авторе**

**Родионов Никита Вадимович**, инженер, Акционерное общество  
«Ракетно-космический центр «Прогресс», т. (846) 228-58-86, 8-919-801-35-09, e-mail:  
[nikitarodionov.info@gmail.com](mailto:nikitarodionov.info@gmail.com).

Область научных интересов: стоимостная оценка нематериальных активов, оценка  
эффективности инвестиционных проектов, оценка стоимости бизнеса, технико-  
экономическая оценка качества инноваций.

### **ROLE AND PERSPECTIVES OF USE EXPERT VALUATION METHODS OF INNOVATIONS ON INDUSTRIAL ENTERPRISE**

© 2021 N. V. Rodionov

JSC «RSC «Progress», Samara, Russia

Abstract: in this work the list of the perspective directions of use of results of expert evaluation of  
innovations on industrial enterprise is described. The role of expert valuation methods is revealed. The basis for  
carrying out expert evaluation of innovations is characterized. As a result of this work need, relevance and the  
importance of implementation and mastering of activities for an assessment of innovations on industrial enterprise is  
proved by quantitative expert methods. Usefulness from carrying out expert evaluation of innovations for the consumer  
and the creator of innovations is described. Data on types of methods of expert evaluation of innovations are provided.

Keywords: innovations, competitiveness, expert methods, technical and economic criterion.

#### **References**

1. R. A. Fatkhutdinov the Innovation management. Publishing house: St. Petersburg, 2004,  
448 P.;

2. Halder B., Bandyopadhyay J, Banik P/Assessment of hospital sites suitability by spatial  
information technologies using AHP and GIS-based multi-criteria approach of Rajpurkk-Sonarpur  
Municipality//Modeling Earth Systems and Environment. 2020. V.6 (4), PP. 2581-2596;

3. GOST P 56273.4-2016/CEN/TS 16555-4:2014 the Innovation management. Part 4.  
Management of intellectual property. M: Standartinform, 2017, 25 P.;

4. A.V. Gugelev the Innovation management. Publishing house: Dashkov and To publishing  
house, 2007, 552 P.;

5. Civil code of the Russian Federation, part 4, 775 P.;

6. URL: <https://www.fips.ru/>[An electronic resource] (date address 18.03.2021);

7. V. M. Anshin, A.A. Dagayev, V.A. Kolokolov, L.G. Kudinov, N. V. Shelyubskaya the  
Innovation management: Concepts, multi-level strategy and mechanisms of the innovation  
development. Publishing house: М.: Business. 2007. P.584;

8. G. Chesbro Open innovations. Publishing house: Generation. 2007, 336 P.;

9. K. Christensen, M. Reynor the Problem resolution of innovations in business. Publishing  
house: Alpina Didzhital. 2003. 460 P.

#### **About the author**

Rodionov Nikita Vadimovich, engineer, Joint-stock company «Space-rocket center  
«Progress», t. (846) 228-58-86, 8-919-801-35-09, e-mail: [nikitarodionov.info@gmail.com](mailto:nikitarodionov.info@gmail.com).

Area of scientific interests: cost assessment of intangible assets, efficiency evaluation of  
investment projects, business value assessment, technical and economic quality evaluation of  
innovations.



## АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

<b>№ п/п</b>	<b>Ф.И.О.</b>	<b>Стр.</b>
1.	Абраменков Г.В.	224
2.	Андерсон А.Б.	154
3.	Андрюшин Е.О.	149
4.	Ахметов Р.Н.	12
5.	Бакланов А.И.	21, 114
6.	Балашов С.Ю.	246
7.	Баранов Д.А.	12
8.	Беляков А.А.	64
9.	Богатырев В.Д.	374
10.	Бозриков В.С.	265, 271, 273
11.	Борисов М.В.	12
12.	Бунтов Г.В.	313
13.	Вопилин А.В.	183
14.	Воронин Е.Г.	121
15.	Ганова Т.М.	149
16.	Гниздор Р.Ю.	34
17.	Гончаров В.В.	229
18.	Горшков А.В.	279, 356, 360
19.	Грачев И.А.	279, 356, 360
20.	Гребенников А.В.	171
21.	Гуртов А.С.	83, 218
22.	Давыдов А.А.	180
23.	Данилов С.Г.	133
24.	Данов Е.А.	83
25.	Деккер А.А.	149
26.	Демидов А.А.	279
27.	Джукич Д.Й.	154
28.	Елисов Н.А.	292
29.	Жасан В.С.	34
30.	Жуков В.В.	279, 364
31.	Жуль Н.С.	303
32.	Забиякин А.С.	114
33.	Захаров В.В.	197
34.	Землянский В.В.	237, 243
35.	Ишков С.А.	61
36.	Казаков Е.П.	161
37.	Казаков М.С.	339
38.	Каменский В. В.	45
39.	Квитка В.Е.	114

40.	Киселёв С.А.	154
41.	Клименко Ю.Л.	229
42.	Клюшников М.В.	114
43.	Коноплев А.В.	203
44.	Коныхова А.С.	87
45.	Космодемьянский Е.В.	34
46.	Костин А.В.	271
47.	Кочергин А.М.	110
48.	Кудашов Е.В.	279
49.	Кузнецов А.Е.	110
50.	Купцов Д.М.	224
51.	Куренков В.И.	45, 284
52.	Кучеров А.А.	229
53.	Кучеров А.С.	55
54.	Лагно О.Г.	12
55.	Ларионов С.М.	108
56.	Ларюков С.А.	110
57.	Лесневский В.А.	34
58.	Малых Б.И.	165
59.	Малыхина О.И.	92
60.	Мальцев А.А.	165
61.	Мальцев А.С.	188, 191
62.	Мионов А.В.	356, 360, 364
63.	Митрянин А.В.	343
64.	Нагибин А.А.	308
65.	Нестеренко А.Н.	34
66.	Никитин А.В.	101
67.	Николаенко А.А.	154
68.	Новиков И.С.	224
69.	Новиков Ю.А.	369
70.	Панов А.С.	356, 360
71.	Пичкалёв А.В.	171
72.	Положенцев Д.С.	149, 161, 165, 203
73.	Попов П.А.	252, 262
74.	Прасолов В.О.	114
75.	Приданников С.Ю.	34
76.	Пройдина И.А.	203
77.	Пупков Е.А.	45, 284
78.	Радин Е.А.	333
79.	Разживалов И.Н.	333
80.	Расторгуев А.А.	139
81.	Раубе С.С.	101

82.	Родионов Н.В.	208, 389
83.	Рузанов А.В.	265, 271, 273
84.	Рыжиков А.С.	112
85.	Рябов В.Д.	180, 308
86.	Савин В.В.	369
87.	Садыков О.Ф.	74
88.	Семенюта П.С.	176
89.	Сергиенко А.В.	18
90.	Сиваков М.А.	133
91.	Смородин А.В.	218
92.	Соколов В.Б.	203
93.	Спицын С.В.	246, 369
94.	Стальнов А.М.	133
95.	Сторож А.Д.	12
96.	Сторожев В.С.	303
97.	Стратилатов Н.Р.	12, 101
98.	Товпеко А.В.	246, 369
99.	Тропина Л.А.	203
100.	Ульянкин Е.В.	246
101.	Усова С.Е.	237, 243
102.	Фадеенков П.В.	61
103.	Федоров А.С.	356, 360
104.	Фёдоров В.М.	45
105.	Филиппов Г.А.	61
106.	Филиппов С.Б.	188, 191
107.	Халилов Р.Р.	183
108.	Хватов А.В.	133
109.	Чиклин П.В.	55
110.	Чугунков Е.В.	180
111.	Шангина Е.А.	303
112.	Шнейдмиллер В.Р.	83, 218
113.	Шулепов А.И.	64
114.	Шульга А.С.	279, 356, 360
115.	Шумских И.Ю.	265, 271, 273
116.	Щелоков Д.А.	374, 384
117.	Якимовский Д.О.	154

Научное издание

**«Актуальные проблемы ракетно-космической техники»**

**(VII Козловские чтения)**

**СБОРНИК  
МАТЕРИАЛОВ КОНФЕРЕНЦИИ**

Под общей редакцией  
доктора технических наук  
Ахметова Рауиля Нургалиевича

**РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ:**

Д.А. Баранов, Р.Н. Ахметов, Г.П. Аншаков,  
Н.Р. Стратилатов, А.Д. Сторож, А.И. Мантуров,  
Ю.Н. Горелов, В.В. Салмин

Рецензент: академик РАН, д.т.н., профессор Гречников Федор Васильевич

Подписано в печать 02.08.2021, формат 60x84 1/8  
Заказ № 23917802. Тираж 500 экз.  
Объем 45,9 п.л. Бумага офсетная.  
Печать оперативная.

Издательство Самарского научного центра Российской академии наук  
443001, г. Самара, Студенческий пер., За  
тел. (846) 340-06-20

Отпечатано в типографии АО «РКЦ «Прогресс»  
443009, г. Самара, ул. Земеца, 18  
тел. (846) 955-13-61

VII Всероссийская  
научно-техническая конференция,  
посвящённая 60-летию со дня  
первого полёта человека в космос

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ  
ТЕХНИКИ**  
(«VII КОЗЛОВСКИЕ ЧТЕНИЯ»)

