#### МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

### ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК (ИКИ РАН)

УДК 520 681.3 681.7

Номер государственной регистрации 01.20.03 03422

**УТВЕРЖДАЮ** Директор Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института космических исследований Российской академии наук нлен-корреспондент РАН А.А. Петрукович 2021 г. MI

## ОТЧЕТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

Разработка перспективных бортовых систем и приборов, программно-аппаратных средств, создание КА малой размерности для проведения космических исследований, реализации прикладных и образовательных программ (промежуточный, этап 2)

Тема ВЕКТОР

0024-2021-0007

Научный руководитель Г.А. Аванесов Д.Т.Н. 2021 г.

Москва 2021

A

# СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Руководитель темы г.н.с., д.т.н.

Аванесов Г.А. 2.12,2021 Чулков И.В. 12.202

Зам. руководителя темы

Ответственные исполнители разделов темы:

Заведующий отделом 57, д.т.н.		Бессонов Р.В. (Раздел 1, 2, 3)
Начальник лаборатории 711	.20.12.2021	Ануфрейчик К.В (Раздел 4)
Заведующий лабораторией 645, д.т.н.		Косов А.С. (Подраздел 5.1)
Ведущий научный сотрудник отдела 71, д.т.н.	.2012.2021	Золотарев В.В. (Подраздел 5.2)
Начальник лаборатории 712	12.2021	Козлов И.В. (Раздел 6)
Начальник отдела 32	Alex .2012.2021	Аверьянова И.Г. (Раздел 7)
Нормоконтролер	.12.2021	Аванесов Г.А.

#### ΡΕΦΕΡΑΤ

Отчет содержит 168 с., 87 рисунков, 20 таблиц, 21 источник.

Ключевые слова: БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ, НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ, ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА, СОВРЕМЕННЫЕ ДЕТЕКТОРЫ, РАДИОФИЗИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА, МАСС-СПЕКТРОМЕТРЫ, ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ, КАТАЛОГИ ЗВЕЗД

В 7 разделах отчета рассмотрены вопросы разработки перспективных бортовых систем и приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов, развитие соответствующих программно-аппаратных средств, создание космических аппаратов малой размерности для проведения космических исследований, применение новейшей электронной компонентной базы для создания приборов и систем для космических исследований. Каждый раздел охватывает отдельное направление исследований.

Выполненные работы включают в себя как расчетно-теоретические, так и экспериментальные исследования, разработку и изготовление специального контрольно-измерительного, контрольно-испытательного оборудования, в том числе разработку специализированных стендов.

Полученные в ходе выполнения работ результаты используются при разработке новых приборов научного и народнохозяйственного назначения для космического применения.

Результаты работ публикуются в отечественных и зарубежных журналах.

# СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ6
Раздел 1. Разработка методов и средств повышения точности измерения параметров
ориентации летательных аппаратов. Исследования составляющих погрешностей приборов
звездной ориентации. Исследование путей развития приборов звездной ориентации в
части повышения технических характеристик и функциональных возможностей
1.1 Разработка и совершенствование высокоточных звездных датчиков ориентации для
космических аппаратов. Методы и технология наземной отработки приборов
1.2 Результаты экспериментальных исследований звездных датчиков ориентации25
1.3 Совершенствование конструкции звездных датчиков ориентации. Термоэлектрическая
система охлаждения фотоприемного устройства для высокоточного звездного датчика38
Раздел 2. Исследование новых типов фотоприемных матриц, обладающих расширенным
динамическим диапазоном, и способных обеспечить решения задач наблюдения
космических тел и стыковки пилотируемого корабля нового поколения. Исследование
радиационной стойкости матричных приемников излучения. Результаты радиационных
испытаний48
Раздел 3. Разработка методов и средств автономной оптической навигации для
космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также посадки на Луну 68
3.1 Разработка методов и средств автономной оптической навигации. Припланетная
навигация
3.2 Разработка методов и средств автономной оптической навигации при проведении
стыковки космических аппаратов80
3.3 Экспериментальная отработка задач относительной навигации при стыковке
космических аппаратов90
3.4 Исследования действующих и перспективных съемочных систем для исследования
Земли
Раздел 4 Разработка элементов систем управления повышенной надежности:
долговременной памяти большого объема (до 4 ТБ), высокоскоростных интерфейсов.
Миниатюризация узлов систем управления. Создание макетов узлов космической
аппаратуры с применением новейшей электронной компонентной базы. Компактные
решения для высоконадежных систем управления научной аппаратурой121
Раздел 5 Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного
назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов
для планетных исследований131
5.1 Прибор «Радиометр» для комплекса научной аппаратуры орбитального аппарата

будущего проекта «Венера-Д»131
5.2 Разработка приборов, блоков и устройств для сбора обработки и передачи информации
в составе научных и служебных комплексов КА аппаратуры. Разработка и исследование
методов повышения ее достоверности
Раздел 6. Разработка малогабаритных космических аппаратов для научных
исследований. Создание современных бортовых радиотехнических комплексов (БРК) для
малогабаритных космических аппаратов143
Раздел 7. Работы по обновлению научно-производственного центра в ИКИ РАН для
создания перспективной космической аппаратуры154
ЗАКЛЮЧЕНИЕ164
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

#### введение

Основные направления деятельности Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института космических исследований Российской академии наук соответствуют Программе фундаментальных научных исследований в Российской Федерации на долгосрочный период 2021–2030 годы, утвержденной распоряжением Правительства РФ от 31 декабря 2020 г., № 3684-р.

Работы по теме 0024-2021-0007 ВЕКТОР, которая является частью государственного задания, ведутся по следующим направлениям:

1.1.3.7. Моделирование в задачах создания промышленных производств, аэрокосмической техники, машиностроения, разведки, добычи и транспортировки углеводородного сырья, атомной энергетики, робототехники и вычислительной техники:

- Разработка стендового оборудования для математического и полунатурного моделирования оптико-электронных систем ориентации и навигации КА.
- Создание элементов систем и программного обеспечения для наземной отработки логики управления сложными комплексами научной аппаратуры.
- Разработка методов и средств наземного моделирования приближенных к космическим условиям функционирования приборов.

1.5.12.2. Разработка аппаратуры и методов дистанционного зондирования Земли,

включая новые системы измерения и обработки данных:

- Разработка съемочных систем для дистанционных космических исследований
   Земли, Луны, малых тел Солнечной системы, а также для сближения КА.
- Разработка методов и средств повышения точности измерения параметров ориентации летательных аппаратов звездными датчиками. Исследования составляющих погрешностей приборов звездной ориентации. Исследование путей развития приборов звездной ориентации в части повышения технических характеристик и функциональных возможностей.
- Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований.

2.2.1.3. Робототехника и автоматическое управление:

- Разработка оптико-электронных систем сближения космических аппаратов.
- Исследование новых типов фотоприемных матриц, обладающих расширенным динамическим диапазоном, и способных обеспечить решения задач наблюдения космических тел и стыковки пилотируемого корабля нового поколения.
- Создание макетов узлов космической аппаратуры с применением новейшей

электронной компонентной базы.

Разработка систем малогабаритных космических аппаратов.

2.3.1.1. Общая механика, навигационные системы, динамика космических тел, транспортных средств и управляемых аппаратов, механика живых систем:

- Разработка и совершенствование высокоточных звездных датчиков ориентации для космических аппаратов. Методы и технология наземной отработки приборов.
- Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также посадки на Луну.
- Разработка астрокорректоров атмосферного применения, способных обеспечить наблюдение звезд, в том числе и днем.
- Разработка элементов систем управления повышенной надежности:
   долговременной памяти большого объема (до 4 ТБ), высокоскоростных интерфейсов. Миниатюризация узлов систем управления.

В данном отчете приведены результаты исследований, выполненные в 2021 г. по теме ВЕКТОР: «Разработка перспективных бортовых систем и приборов, программноаппаратных средств, создание КА малой размерности для проведения космических исследований, реализации прикладных и образовательных программ». Указанная тематика является неотъемлемой частью работ, направленных на создание перспективных космических аппаратов научного и прикладного назначения.

Результаты работ (научный, теоретический и экспериментальный задел) выполняемых за счет государственного финансирования по теме ВЕКТОР на протяжении ряда лет, находят непосредственное применение в работах, выполняемых по государственным контрактам с рядом министерств и ведомств России. Соответственно, финансирование получивших поддержку разрабатываемых направлений со стороны Роскосмоса и его предприятий осуществляется уже не из средств Министерства, а из других источников.

Тема «ВЕКТОР». Разработка перспективных бортовых систем и приборов, программно-аппаратных средств, создание КА малой размерности для проведения космических исследований, реализации прикладных и образовательных программ

Гос. регистрация № 01.20.03 03422 Науч. рук. темы д.т.н. Аванесов Г.А. Зам. рук. темы Чулков И.В.

Раздел 1. Разработка методов и средств повышения точности измерения параметров ориентации летательных аппаратов. Исследования составляющих погрешностей приборов звездной ориентации. Исследование путей развития приборов звездной ориентации в части повышения технических характеристик и функциональных возможностей

Отв. исп.: д.т.н., профессор, г.н.с. Г.А. Аванесов

## 1.1 Разработка и совершенствование высокоточных звездных датчиков ориентации для космических аппаратов. Методы и технология наземной отработки приборов

На некоторых этапах наземной отработки звездных датчиков ориентации возникает необходимость выполнять оценку работы приборов в условиях наблюдения звезд небесной сферы. Использование для этой цели реального небосвода в лабораторных или производственных условиях крайне затруднительно. На ранних этапах разработки приборов, в 80-е годы прошлого века, для получения изображений звезд использовалась профессиональная фотографическая аппаратура. Она вывозилась в районы с хорошим астроклиматом, а полученные с ее помощью снимки использовались в качестве слайдов, проецируемых оптическим путем на матричный приемник излучения. Таким образом, обеспечивалась вполне полноценная отработка приборов в статике. Попытки использования телевизионных мониторов на основе кинескопов для создания динамического имитатора звездного неба успеха не имели. Достигаемая с их помощью точность отображения угловых расстояний между звездами была недостаточно высокой.

Фактически, такое положение дел с воспроизведением реальных угловых расстояний между звездами в динамике сохранялось неизменным вплоть до появления в конце 90-х годов плоских цифровых экранов. Технология их производства обеспечивала строго одинаковые линейные расстояния между пикселями. Соответственно, постоянными оказывались и угловые расстояния между выводимыми на экран

изображениями звезд. Тогда же началась разработка программ для проецирования фрагментов звездного каталога на цифровой экран в статике, а затем и в динамике. С экрана монитора изображение участков небесной сферы проецировалось через коллиматор и объектив звездного датчика на матричное фотоприемное устройство (МФПУ) прибора. Возможности моделирующей изображения звезд программы последовательно наращивались. Росла частота смены кадров с изображениями звезд. К программе подключались новые звездные каталоги. На экране начала воссоздаваться обстановка, моделирующая воздействие на прибор внешних факторов: паразитных засветок от разных источников, ионизирующего излучения космического пространства, изменения параметров углового движения КА.

Моделирующая изображения звезд программа приобрела законченный вид в 2003 году. Она получила название SkyViewer и начала регулярно использоваться при наземной отработке звездных датчиков ориентации в ИКИ РАН (Аванесов, Воронков, Форш, 2003; Аванесов, Кондратьева и др., 2006; Аванесов, Воронков и др., 2009).

Между тем, предметом моделирования постепенно стали сами приборы звездной ориентации. Для отработки программно-математического обеспечения приборов возникла необходимость генерации больших последовательностей и отдельных кадров изображения участков небесной сферы, сформированных с учетом индивидуальных особенностей звезд, светооптической обстановки в момент наблюдения, а также с учетом всей совокупности параметров самого прибора. Созданная для этих целей программа получила название FrameMaker. Она была введена в эксплуатацию в 2014 году.

Программы SkyViewer и FrameMaker состоят из одних и тех же вычислительных модулей, различающихся только входными данными в зависимости от целей программы.

Программа SkyViewer предназначена для моделирования изображений участков звездного неба и их отображения на экране стендового монитора в статике или в динамике по требованию оператора. Программа используется для отработки математического обеспечения в составе прибора, а также для оценки его функциональных возможностей в разных условиях эксплуатации. В сегодняшнем виде программа содержит набор из 12 звездных каталогов. Один из них содержит расширенный список из 41399 звезд до 8,5 звездной величины, выбранных из каталога Hipparcos. Остальные 11 представляют собой каталоги звезд, набранные из расширенного списка для конкретных звездных датчиков ориентации, разработанных в ИКИ РАН. Алгоритм программы выводит на экран изображения звезд в соответствии с выбранным оператором звездным каталогом и конфигурацией стенда. Кадры, которые прибор получает на этом стенде, практически

полностью идентичны реальным кадрам с неба. Кроме того, программа позволяет имитировать линейное и угловое движение космического аппарата по орбите, а также шумы и помехи различной физической природы, проявляющиеся в процессе съемки и влияющие на результат. Одной из основных особенностей работы программы является высокая частота обновления информации (до 100 Гц), что позволяет проверять работоспособность приборов на больших угловых скоростях КА и при любых конфигурациях установки прибора.

Программа FrameMaker предназначена для формирования массивов данных, сохраняемых в памяти компьютера и используемых затем при испытаниях и отладке программного обеспечения различных типов звездных датчиков без использования реальных приборов. Так как обработка генерируемой программой FrameMaker информации непосредственно не связана с работой прибора, высокая частота работы от нее не требуется. Программа генерирует кадры, практически неотличимые от снимков, получаемых реальными приборами в процессе эксплуатации. Сформированные в программе кадры затем используются для отработки программного обеспечения приборов. Сравнение полученных при этом результатов с заложенными в программе FrameMaker исходными данными позволяет находить и исправлять большинство ошибок программного обеспечения прибора.

Основные принципы работы обеих программ заключаются в следующем. Для каждого заданного момента времени генерируются координаты КА на орбите и положение его системы координат по отношению к звездам небесной сферы, а также координаты на ней визирной оси звездного датчика ориентации. По координатам визирной оси определяется центр наблюдаемой звездным датчиком в данный момент площадки на небе. Угловые размеры площадки определяются полем зрения прибора. Таким образом, создается адресная система для выборки групп звезд из каталога Hipparcos.

В программе SkyViewer изображение звезд участка небесной сферы формируется с учетом их звездной величины, годичной и спутниковой аберрации, а так же прецессии и нутации земной оси. На изображение звезд накладываются шумы и помехи, после чего изображение выводится на экран монитора. Звезды на экране монитора отображаются одним пикселем, угловой размер которого определяет величину пространственной дискретизации изображения. Затем «бортовое» время увеличивается на *dt* и весь цикл повторяется. Таким образом, изображение участка небесной сферы предъявляется прибору дискретно по пространству и по времени. При этом генерация изображений и работа исследуемого прибора никак не синхронизированы друг с другом. Выдерживается

лишь одно условие: частота выводимых на экран монитора кадров изображения должна быть не менее чем в два раза выше, чем частота съемки в приборе. Пространственная и временная дискретизация изображения ограничивает возможности использования рассматриваемого способа моделирования для оценки точности координатных измерений, выполняемых испытуемым прибором, но никак не мешает отработке его математического обеспечения и оценке функциональных возможностей.

Программа FrameMaker отличается от программы SkyViewer тем, что цифровое изображение выбранной группы звезд математическим путем проецируются из каталога непосредственно на МФПУ прибора с учетом передаточной функции его объектива. На изображения звезд накладываются шумы и помехи. Итоговый кадр сохраняется на жестком диске. Затем, «бортовое» время увеличивается на *dt* и весь цикл повторяется. Здесь также присутствует пространственная и временная дискретизация изображения, но ее параметры полностью определяются характеристиками самого прибора.

Перечень и назначение основных модулей программ SkyViewer и FrameMaker приведен в таблице 1.1.

	SkyViewer	FrameMaker		
	Программа реального	Программа произвольного		
	масштаба времени	масштаба времени		
Назначение программы	Моделирование последовательностей кадров для вывода на экран стендового монитора	Моделирование последовательностей кадров для отработки программного обеспечения приборов		
Программные модули				
<ol> <li>Построение интерактивной модели орбиты КА</li> </ol>	Форма орбиты и положе Кеплеровскими эл	ние на ней КА задается ементами орбиты		
2. Расчет параметров трехосного вращения КА	Ускорение трехосного враще каждого моме	ие трехосного вращения задается таблично для каждого момента времени		
3. Расчет фотометрических характеристик	Только с учетом звездной величины	С учетом фотометрических и спектральных характеристик звезд, объектива и МФПУ		
4. Проецирование звезд	На экран стенда	На МФПУ прибора		
5. Формирование изображений звезд	В виде точки на экране стенда	В виде гаусоиды, рассчитанной с учетом ФРТ системы «объектив – МФПУ»		
6. Расчет аберраций	Годичной и спутниковой, прецессии и нутации, оптических аберраций коллиматора	Годичной и спутниковой, прецессии и нутации, оптических аберраций объектива		

Таблица 1.1. Перечень и назначение основных программ SkyViewer и FrameMaker

	SkyViewer	FrameMaker
	Программа реального	Программа произвольного
	масштаба времени	масштаба времени
		Фотонной шум, протонные
		трески, градиентная
7. Генерирование шумов	Фотонный шум, протонные	засветка, дефекты МФПУ,
и помех на изображении	трески, градиентная засветка	случайные и структурные
		шумы МФПУ,
		виньетирование объектива
	Не сохраняются,	Сохраняются на жесткий
о. Содранение и	отображаются в статусном	диск и отображаются в
отображение результатов	окне и на экране стенда	статусном окне

В виде блок-схемы работа обеих программ представлена на рисунке 1.1. Цифрами в блок-схеме обозначены модули, указанные в таблице 1.1. Эти же номера соответствуют подразделам, в которых дано их подробное описание.



Рисунок 1.1 – Обобщенная схема работы программ SkyViewer и FrameMaker

#### 1.1.1 Построение интерактивной модели орбиты КА

Одной из основных функций программ SkyViewer и FrameMaker является моделирование движения КА по орбите. Для этого в программах реализован модуль интерактивного моделирования орбиты КА. В этом модуле по заданным параметрам генерируется орбита спутника и его начальное положение на этой орбите, а при запуске программы происходит вычисление движения КА по орбите с заданным дискретом по времени.

Положение эллиптической орбиты в инерциальной системе координат задается Кеплеровскими элементами орбиты:

Наименование параметра	Обозначение
Эксцентриситет	E
Большая полуось	А
Долгота восходящего узла	$\Omega$
Наклонение к плоскости эклиптики	Ι
Аргумент перицентра	ω
Средняя аномалия	$M_0$



Рисунок 1.2 – Интерфейс отображения орбиты КА. Желтая и голубая дуги – экватор и первый меридиан, белые оси координат соответствуют инерциальной СК, красные – спутниковой СК, зеленые – приборной СК.

Полупрозрачная плоскость – плоскость орбиты, красный эллипс – форма орбиты

Интерфейс программ позволяет задать все параметры орбиты КА, включая текущее положение КА на этой орбите (рисунок 1.2). Элементы орбиты можно задать как графически, передвигая орбиту с помощью мышки, так и численно в таблице параметров.

#### 1.1.2 Расчет параметров трехосного вращения КА

Для полного моделирования движения КА по орбите необходимо задать его угловое движение. По умолчанию устанавливается, что на любой заданной орбите КА находится в орбитальной ориентации. Это значит, что одна из осей КА постоянно ориентирована на центр Земли. Также, по умолчанию, система координат прибора совпадает с системой координат КА. Это можно изменить, задав необходимую матрицу установки прибора. Вращение в инерциальной системе координат (ИСК) задается следующими уравнениями:

Расчет матрицы ориентации КА в ИСК:

$$\begin{split} OriM_{11} &= \cos(\Omega) \cdot \cos(\omega) - \sin(\Omega) \cdot \sin(\omega) \cdot \cos(i); \\ OriM_{12} &= -\sin(\Omega) \cdot \cos(\omega) - \cos(\Omega) \cdot \sin(\omega) \cdot \cos(i); \\ OriM_{13} &= \sin(\omega) \cdot \sin(i)0; \\ OriM_{21} &= \cos(\Omega) \cdot \sin(\omega) + \sin(\Omega) \cdot \cos(\omega) \cdot \cos(i); \\ OriM_{22} &= -\sin(\Omega) \cdot \sin(\omega) + \cos(\Omega) \cdot \cos(\omega) \cdot \cos(i); \\ OriM_{23} &= -\cos(\omega) \cdot \sin(i); \\ OriM_{31} &= \sin(\Omega) \cdot \sin(i); \\ OriM_{32} &= \cos(\Omega) \cdot \sin(i); \\ OriM_{33} &= \cos(i) \end{split}$$

Расчет вектора угловой скорости вращения КА:

$$\begin{split} \omega_{x} &= OriM_{11} \cdot \sin(\omega) \cdot \sin(i) - OriM_{12} \cdot \cos(\omega) \cdot \sin(i) + OriM_{12} \cdot \cos(i); \\ \omega_{y} &= OriM_{21} \cdot \sin(\omega) \cdot \sin(i) - OriM_{22} \cdot \cos(\omega) \cdot \sin(i) + OriM_{23} \cdot \cos(i); \\ \omega_{z} &= OriM_{31} \cdot \sin(\omega) \cdot \sin(i) - OriM_{32} \cdot \cos(\omega) \cdot \sin(i) + OriM_{33} \cdot \cos(i) \end{split}$$

Вращение аппарата задается циклограммой угловых ускорений, в которой можно для любого промежутка времени задать требуемые значения (рисунок 1.3). Изменение скорости вращения за время *dt*:

$$\alpha_{x} = \omega_{x} + ax \cdot dt;$$
  

$$\alpha_{y} = \omega_{y} + ay \cdot dt;$$
  

$$\alpha_{z} = \omega_{z} + az \cdot dt;$$
  

$$\beta = \sqrt{a_{x}^{2} + a_{y}^{2} + a_{z}^{2}};$$
  

$$\delta_{x} = -\alpha_{x} / \beta;$$
  

$$\delta_{z} = -\alpha_{z} / \beta$$

Расчет матрицы вращения RotM:

$$RotM_{11} = \cos(\beta) + (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_x \cdot \delta_x;$$
  

$$RotM_{12} = (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_x \cdot \delta_y - \sin(\beta) \cdot \delta_z;$$
  

$$RotM_{13} = (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_x \cdot \delta_z + \sin(\beta) \cdot \delta_y;$$
  

$$RotM_{21} = (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_y \cdot \delta_x + \sin(\beta) \cdot \delta_z;$$
  

$$RotM_{22} = \cos(\beta) + (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_y \cdot \delta_y;$$
  

$$RotM_{23} = (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_y \cdot \delta_z - \sin(\beta) \cdot \delta_x;$$
  

$$RotM_{31} = (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_z \cdot \delta_x - \sin(\beta) \cdot \delta_y;$$
  

$$RotM_{32} = (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_z \cdot \delta_y + \sin(\beta) \cdot \delta_x;$$
  

$$RotM_{33} = \cos(\beta) + (1 - \cos(\beta)) \cdot \delta_z \cdot \delta_z$$

500         5         0         0           1500         10         20         0           2500         10         -20         0	0 0
1500         10         20         0           2500         10         -20         0	0 0
2500 10 -20 0	0 0
	0 0
3000 5 0 0	0 10
3500 5 0 0	0 -10

Циклограмма ускорений вращения КА-

Рисунок 1.3 – Интерфейс установки циклограммы вращения КА

Обновление матрицы ориентации за счет вращения КА реализует произведение  $OriM \cdot RotM.$ 

В итоге, программа моделирует полное движение КА на орбите. После запуска, программа рассчитывает последовательные положение и ориентацию КА с заданным шагом по времени *dt*. Основным результатом этого расчета является матрица ориентации прибора (OriM), установленного на КА. По этой матрице производится отбор звезд из каталога *Hipparcos*, которые попадают в поле зрения прибора в заданный момент времени.

#### 1.1.3 Расчет фотометрических характеристик

Для отображения звезд на экране монитора или на МФПУ прибора в программах SkyViewer и FrameMaker производится расчет интегральной яркости звезды.

В программе SkyViewer для вычисления интегральной яркости звезды используется только информация о звездной величине каждой звезды. По умолчанию самая яркая звезда имеет максимальную яркость на мониторе. Яркости остальных звезд рассчитываются по их звездным величинам. Соотношения расчетных значений интегральных яркостей звезд и их отображений на мониторе стенда задаются таблично по результатам фотометрической калибровки экрана.

В программе FrameMaker интегральная яркость звезд рассчитывается в соответствии с их спектральным классом и спектральными характеристиками системы «объектив – МФПУ» прибора (рисунок 1.4). В процессе расчета используются основные параметры:

Наименование параметра	Обозначение
Постоянная Планка	h
Постоянная Больцмана	k
Скорость света	С
Длина волны	λ

Наименование параметра	Обозначение
Температура звезды (рассчитывается по показателю цвета <i>B-V</i> )	Т
Спектральная плотность освещенности от звезды величиной m = 0	$E_0(\lambda,T)$
Спектральная квантовая эффективность МФПУ	η(λ)
Интегральный коэффициент пропускания оптической системы	$\tau(\lambda)$
Диаметр объектива	D
Время накопления сигнала	t
Интегральный сигнал в электронах от звезды величиной m = 0 за	0.
единицу времени	$\mathbf{Q}_0$
Интегральный сигнал в электронах от звезды величиной т	$Q_{\rm m}$

Расчет яркости производится по следующим формулам:

$$E_0(\lambda,T) = \frac{2hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1};$$

$$Q_0 = \frac{\pi}{4} \cdot D^2 \cdot t \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \tau(\lambda) \cdot \eta(\lambda) \cdot E_0(\lambda,T) d\lambda;$$

$$Q_m = \frac{Q_0}{2,512^m}.$$

В программе SkyViewer по умолчанию используется только последнее уравнение.



Рисунок 1.4 – Визуальное отображение спектральных характеристик объектива и МФПУ (слева) и расчетной интегральной яркости звезды 0<sub>m</sub> в зависимости от ее спектрального класса (справа) в программе FrameMaker

#### 1.1.4 Проецирование звезд на экран или МФПУ прибора

По полученной в ходе расчета движения аппарата матрице ориентации, каждая попавшая в поле зрения звезда проецируется на экран монитора в программе SkyViewer и на МФПУ прибора в программе FrameMaker. Для этого используются уравнения коллинеарности:

Наименование параметра	Обозначение
Элементы внутреннего ориентирования	x <sub>0</sub> , y <sub>0</sub> , f
Направляющие косинусы	l, m, n

$$\begin{split} x_c &= x_0 - f \, \frac{OriM_{11} \cdot l + OriM_{12} \cdot m + OriM_{13} \cdot n}{OriM_{31} \cdot l + OriM_{32} \cdot m + OriM_{33} \cdot n} \,; \\ y_c &= y_0 - f \, \frac{OriM_{21} \cdot l + OriM_{22} \cdot m + OriM_{23} \cdot n}{OriM_{31} \cdot l + OriM_{32} \cdot m + OriM_{33} \cdot n} \,. \end{split}$$

В программе SkyViewer в качестве фокусного расстояния f выступает эквивалентное фокусное расстояние системы коллиматор-прибор. В программе FrameMaker f – фокусное расстояние прибора

Следует учитывать, что полученные координаты проецирования могут быть искажены за счет аберраций. Природа аберраций может быть самая различная – начиная от геометрических искажений в оптическом тракте прибора, заканчивая астрономическими аберрациями, вызванными движением Земли вокруг Солнца. Бо́льшую часть аберраций можно учесть при создании кадра (подраздел 1.1.6).

#### 1.1.5 Формирование изображений звезд

В программе SkyViewer звезды отображаются на экране в виде точки, координата которой рассчитана в ходе проецирования звезды на плоскость экрана (подразделы 1.1.4 и 1.1.6), а яркость рассчитывается по звездной величине звезды (подраздел 1.1.3).

Программа FrameMaker формирует изображения звезд в соответствии с функцией рассеяния точки (ФРТ) этого прибора. В первом приближении, ФРТ прибора можно представить в виде двумерного распределения Гаусса. Нормальное распределение двумерной функции плотности вероятности f(x, y), совпадающей с функцией Гаусса, задается следующими параметрами:

Наименование параметра	Обозначение
Координаты текущего элемента распределения	х, у
Среднее значение распределения	$x_c, y_c$
СКО распределения	σ
Интегральное значение яркости	Qm

$$f(x, y) = Q_m \cdot e^{(-\frac{1}{2}(\frac{x-x_c}{\sigma})^2)} \cdot e^{(-\frac{1}{2}(\frac{y-y_c}{\sigma})^2)}$$

Яркость в пикселе (i, j) представляет собой интеграл f(x, y) внутри этого пикселя:

$$f(i, j) = \int_{i-1}^{i} \int_{j-1}^{j} f(x, y) dx dy$$

В программе этот интеграл рассчитывается методом трапеций.

В результате каждая звезда отображается на кадре в виде некоторого распределения яркости по пикселям (рисунок 1.5).

-	Распр	редел	ение	ярко	стей	3863	ды	
	Υ\X	168	169	170	171	172	173	174
	92	0	0	1	2	2	1	0
	93	0	3	14	31	27	9	1
	94	1	13	71	153	131	45	6
	95	2	26	139	300	257	88	12
	96	1	20	109	235	202	69	9
	97	0	6	34	73	63	22	3
	98	0	1	4	9	8	3	0

#### 1.1.6 Расчет аберраций

Существует множество причин, по которым координаты звезд на МФПУ могут отличаться от результатов идеального проецирования, приведенного в подразделе 1.1.4. Такие отличия координат вызваны аберрациями.

Аберрации, моделируемые в программах SkyViewer и FrameMaker (рисунок 1.6):

- *Дисторсия* аберрация оптической системы, при которой коэффициент линейного увеличения изменяется по мере удаления отображаемого объекта от оптической оси.
- Годичная аберрация связана с движением Земли вокруг Солнца.
- Спутниковая аберрация обусловлена движением спутника вокруг Земли.
- Преиессия изменение направления оси вращения Земли, которое влечёт за собой изменение положения звёзд относительно экваториальной системы координат.
- Нутация небольшие колебания земной оси, накладывающиеся на прецессионное движение Земли.

Большую часть аберраций можно учесть в процессе моделирования кадра. Зная дату, можно учесть годичную аберрацию, по положению спутника на орбите учитывается спутниковая аберрация. По заданной дате и времени по известным из астрономических ежегодников формулам рассчитывается прецессия и нутация. Коэффициенты оптической дисторсии обычно измеряются в процессе калибровки каждого прибора.

Рисунок 1.5 – Интерфейс цифрового отображения распределения яркостей звезды на кадре в системе координат МФПУ

Попра	вки		
🔽 Годи	ичная аберраці	ия	
🔽 Спу	тниковая аберр	рация	
🗆 Пре	цессия и нута.	ция	
(*******			
	оэффициенты ,	дистор	сии [10]
Ax[0]	3.55731070E-4	By[0]	-2.55150512E-3
Ax[1]	-3.49859490E-4	By[1]	1.47033160E-4
Ax[2]	-4.82498540E-5	By[2]	-2.98887870E-4
Ax[3]	-1.01548670E-4	By[3]	-3.30758660E-6
Ax[4]	3.13643790E-4	By[4]	-1.56863660E-4
Ax[5]	5.73017320E-5	By[5]	3.00879520E-4
Ax[6]	1.10740730E-5	By[6]	-8.41229580E-7
Ax[7]	-1.94710580E-6	By[7]	1.48302110E-5
Ax[8]	1.49410740E-5	By[8]	5.01564630E-7
Ax[9]	-1.89795110E-6	By[9]	1.36636910E-5

Рисунок 1.6 – Интерфейс учета аберраций

(Ах<sub>і</sub>, Ву<sub>і</sub> – коэффициенты полиномов коррекции дисторсии)

Чаще всего для приборов используется формула обобщенной дисторсии 3-его порядка, включающая по 10 коэффициентов для каждой из координат х и у:

 $\Delta x = Ax_0 + Ax_1 \cdot x + Ax_2 \cdot y + Ax_3 \cdot x^2 + Ax_4 \cdot x \cdot y + Ax_5 \cdot y^2 + Ax_6 \cdot x^3 + Ax_7 \cdot x^2 \cdot y + Ax \cdot x \cdot y^2 + Ax_9 \cdot y^3$  $\Delta y = By_0 + By_1 \cdot x + By_2 \cdot y + By_3 \cdot x^2 + By_4 \cdot x \cdot y + By_5 \cdot y^2 + By_6 \cdot x^3 + By_7 \cdot x^2 \cdot y + By_8 \cdot x \cdot y^2 + By_9 \cdot y^3$ 

где х, у – координаты без учета дисторсии,  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  – поправки за дисторсию.

Координаты энергетического центра локализованного объекта с учетом дисторсии вычисляются по формулам:

$$x_c = x - \Delta x$$
$$y_c = y - \Delta y$$

При этом в программе SkyViewer учитывается дисторсия коллиматора стенда, а в FrameMaker – дисторсия объектива прибора.

#### 1.1.7 Генерирование шумов и помех на изображении

Помимо сигнала от самой звезды, в пикселе может оказаться еще множество шумовых сигналов, которые носят как случайный, так и структурный характер. Часть из них появляется в самом приборе, поэтому в программе SkyViewer они не моделируются. В программе FrameMaker моделируются все указанные в таблице 1.2 виды шумов и помех

Таблица 1.2 – Шумы и помехи, моделируемые в программах SkyViewer и FrameMaker

	SkyViewer	FrameMaker
Собственные шумы	_	+
прибора		
Градиентная засветка	+	+
Протонные треки	+	+
Дефектные пиксели	_	+
Виньетирование	_	+

Случайные помехи складываются из собственных шумов прибора, обусловленных техническими характеристиками прибора, и фотонного шума, равного квадратному корню из числа фотоэлектронов, сгенерированных в пикселе.

Наименование параметра	Обозначение
СКО темнового сигнала, градации АЦП	$ ilde{\sigma}_{ ext{ iny T}}$
СКО темнового сигнала, электроны	σ
СКО фотонного шума, электроны	$\sigma_{\Phi_{xy}}$
Яркость каждого пикселя кадра, градации АЦП	$q_{xy}$
Уровень засветки кадра, градации АЦП	$I_{light_x}$
Средний уровень темнового сигнала, градации АЦП	I <sub>dark</sub>
Значение пикселя без учета шума, градации АЦП	<i>I</i> ′ <sub>АЦП</sub> <sub>ху</sub>
Значение пикселя с учетом шума, градации АЦП	
Коэффициент перехода АЦП → фотоэлектроны	К <sub>АЦП</sub>

Интегральная яркость звезды распределяется по Гауссу, после чего каждому пикселю соответствует значение q<sub>xy</sub>:

$$I'_{AU\Pi_{xy}} = q_{xy} + I_{light_x}.$$

Расчет СКО фотонного шума (АЦП → фотоэлектроны):

$$\sigma_{\phi_{xy}} = \sqrt{I'_{A \downarrow I \Pi_{xy}} \cdot K_{A \downarrow I \Pi}}.$$

Расчет СКО темнового сигнала (АЦП → фотоэлектроны):

$$\sigma_T = \tilde{\sigma}_T \cdot K_{AUII}.$$

Результат с учетом СКО в градациях АЦП:

$$I_{ALUT_{xy}} = I'_{ALUT_{xy}} + I_{dark} + \frac{1}{K_{ALUT}} \cdot NOISE \cdot \sqrt{\sigma_T^2 + \sigma_{\phi_{xy}}^2} .$$

Градиентная засветка может быть вызвана двумя факторами: неравномерностью фона из-за засветки солнцем и техническими особенностями МФПУ. В программе моделируются технические особенности МФПУ и наложение градиента производится слева – направо в зависимости от значений  $B_{left}$  и  $B_{right}$ :

Наименование параметра	Обозначение
Интервал яркостей засветки	$\mathbf{B}_{\text{left}}, \mathbf{B}_{\text{right}}$
Число столбцов МФПУ	$X_{width}$
Текущий номер столбца МФПУ	Х

$$I_{light_{X}} = B_{left} + \frac{(B_{right} - B_{left}) \cdot X}{X_{width}}$$

Протонные треки образуются при попадании заряженной частицы (чаще всего протона) на МФПУ. Пролетающий через фоточувствительную область протон оставляет за собой ионизационный след, который воспринимается МФПУ как свет. В качестве основы для моделирования протонных событий используются экспериментальные данные, полученные в космических полетах и при испытаниях приборов на протонных ускорителях (Аванесов и др., 2003; Аванесов и др., 2009). Длина и расположение треков в программе задаются случайными величинами, в зависимости от табличной функции энергии потока протонов f(w):

Наименование параметра	Обозначение
Угол рассеяния, [0, 15,345]	$T_{alpha}$
Длина трека, <i>f</i> ( <i>w</i> )	T <sub>length</sub>
Размеры МФПУ, (ширина, высота)	X <sub>width</sub> , Y <sub>height</sub>
Случайные координаты начала трека	X <sub>start</sub> , Y <sub>start</sub>
Относительные координаты конца трека	X <sub>end</sub> , Y <sub>end</sub>

$$\begin{aligned} X_{start} &= random(X_{width}) \ Y_{start} = random(Y_{height}) \\ X_{end} &= X_{start} + T_{length} \cdot \cos(T_{alpha}) \ Y_{end} = Y_{start} + T_{length} \cdot \sin(T_{alpha}) . \end{aligned}$$

Дефектные пиксели образуются при повреждении отдельных пикселей высокоэнергетическими частицами, либо же являются дефектами при производстве МФПУ. Случайные координаты дефектных элементов МФПУ, определенные при запуске программы, остаются неизменными при смене кадра:

Наименование параметра	Обозначение
Интервал яркостей дефектов	$B_{min}, B_{max}$
Координаты дефектов	х, у

## $f(x, y) = B_{\min} + random(B_{\max} - B_{\min}).$

Виньетирование – ослабление проходящего под углом по отношению к оптической оси потока лучей в оптической системе. Приводит к постепенному падению яркости изображения звезд от центра к краям, что особенно заметно по углам кадра.

Наименование параметра	Обозначение
Радиус внутренней области	R <sub>in</sub>
Радиус внешней области	R <sub>out</sub>
Текущее значение радиуса точки кадра	R <sub>xy</sub>
Текущее значение коэффициента виньетирования	K <sub>xy</sub>
Коэффициенты квадратичной функции	A, B

Для каждой точки кадра с координатой (*x*, *y*) рассчитываются коэффициенты виньетирования. Убывание коэффициентов происходит по параболе от 1 до 0 (рисунок 1.7):



Рисунок 1.7 – Форма функции виньетирования

#### 1.1.8 Сохранение и отображение результатов

В программе SkyViewer сгенерированное изображение сразу транслируется на монитор. Большинство математических операций в программе упрощено без ущерба для конечного результата, что было актуально в начале века из-за использования для расчетов относительно слабых ПК. Даже при их использовании частота смены кадров ограничена только частотой обновления монитора. В используемом варианте программы частоту обновления кадров можно задать в диапазоне от 1 до 100 кадров в секунду. В процессе работы в статусное окно выводятся текущие координаты КА на орбите, его ориентация и скорость вращения. Так же отображаются номер кадра с момента запуска программы и текущее число отображаемых на кадре звезд (рисунок 1.8).



Рисунок 1.8 – Интерфейс для контроля работы программы SkyViewer, отображающий основные параметры

В программе FrameMaker сгенерированные изображения сохраняются на жесткий диск. Программа не предназначена для работы в реальном времени, поэтому для построения изображения используются более точные формулы и учитывается большее количество факторов. Сохраненные кадры используются для последующей отработки программного обеспечения приборов без использования самих приборов. В процессе работы программа выводит в статусное окно основную информацию о последнем сгенерированном кадре: параметры орбиты и ориентации КА, скорость его вращения, число попавших в поле зрения прибора звезд, краткая информация об этих звездах, номер сгенерированного кадра и его образ. Интерфейс для контроля работы программы показан на рисунке 1.9.

Расчетные параметры вращения			Характеристики звезд в кадре					
Угловая скорость:	0°05'05"		Ns	ls	Xs	Ys	M∨	Sp
	0°00'00"		6041	6987	211.923	121.320	6.3	G9
	1*21'20"		8565	4766	121.594	53.170	6.5	B9
Линейная скорость:	-0.055		16211	12116	60.840 168.802	142.526	7.0	C5 G0
	0.000		40325	1295	140.188	160.422	8.1	G9
	0.032	L  r	Образ	контр	ольного	о кадра		
Расчетные углы ори	ентации							
Прямое восхождение:	2°32'41"							
Склонение:	60°12'22"							
Азимут:	108°28'01"							
Данные текущего на	блюдения							
Время наблюдения:	00:00:30.500	1						
Число звезд в кадре:	5							
Номер кадра:	306							
🛞 Старт	© Стоп				,			

Рисунок 1.9 – Интерфейс для контроля работы программы FrameMaker, отображающий ее основные параметры

В завершение следует отметить, что программа SkyViewer хорошо зарекомендовала себя при отработке уже нескольких сотен приборов звездной ориентации. Опыт использования программы FrameMaker пока не велик, но с ней связаны перспективы создания аппарата полного, всестороннего моделирования звездного прибора до начала его производства.

#### Научные публикации

 Аванесов Г.А., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д. Моделирование изображений звездного неба в задачах наземной отработки датчиков ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 2. С. 82–94. <u>http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2345</u> DOI: 10.21046/2070–7401–2021–18–2–82–94

#### Литература

- 1. Аванесов Г.А., Акимов В.В., Воронков С.В. Исследование влияния заряженных частиц на функционирование астронавигационных приборов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 79–83.
- Аванесов Г.А., Акимов В.В., Воронков С.В. Результаты испытаний ПЗС-матриц российского и зарубежного производства на источниках заряженный частиц // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы

определения ориентации и навигации космических аппаратов» Сборник трудов. 2009. С. 447–457.

- Аванесов Г.А., Воронков С.В., Дунаев Б.С., Красиков В.А., Шамис В.А., Форш А.А Имитаторы звездного неба для наземной отработки датчиков звездной ориентации // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» Сборник трудов. 2009. С. 372–386.
- 4. *Аванесов Г.А., Воронков С.В., Форш А.А.* Стенд для динамических испытаний и геометрической калибровки астронавигационных приборов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 74–79.
- 5. *Аванесов Г.А., Кондратьева Т.В., Никитин А.В., Шамис В.А.* Моделирование работы приборов звездной ориентации в наземных условиях // Космическое приборостроение. Сборник трудов. 2007.

# 1.2 Результаты экспериментальных исследований звездных датчиков ориентации

Объектом исследования стали четыре звездных датчика ориентации БОКЗ-М60, разработанные и изготовленные в ИКИ РАН, установленные на КА «Ресурс-П» № 3. КА «Ресурс-П» № 3 является аппаратом дистанционного зондирования Земли из космоса. Период обращения КА вокруг Земли составляет около 5600 с. Аппарат был выведен на орбиту 13 марта 2016 года. Круговая солнечно-синхронная орбита аппарата высотой 475 км (Ахметов и др., 2017; Кирилин и др., 2016) обеспечивает, в том числе, и для приборов звездной ориентации идеальные условия с постоянным углом засветки от Солнца, а значит и фоновой засветкой на матрице на протяжении всего орбитального полета КА.

Приборы БОКЗ-М60 установлены в верхней части корпуса аппарата попарно. Углы между визирными осями приборов в парах (№ 31 и № 32, № 30 и № 33) составляют около 43°. Плоскости, образованные визирными осями парных приборов, взаимно перпендикулярны.

Модель звездного датчика БОКЗ-М60 оснащена объективом с фокусным расстоянием 60 мм и относительным отверстием 1:2. В качестве фотоприемного устройства в приборах используется ПЗС-матрица «Лев-3» форматом 512 x 512 пикселей с линейным размером пикселя 16 x 16 мкм. Угловое поле зрения прибора по стороне матрицы составляет 8°, по диагонали — 11,3°, угловой размер пикселя — 55". Работа

приборов синхронизирована внешней секундной меткой, привязанной к бортовому времени с точностью 100 мкс.

Экспериментальные данные формировались всеми приборами БОКЗ-М60 на фоне их штатной работы в составе системы управления движением КА. Информация с приборов поступала в запоминающее устройство и передавалась на наземные пункты приема во время сеансов связи.

Сбор данных осуществлялся в период с 21 сентября 2016 года по 12 февраля 2017 года. Частота работы прибора БОКЗ-М60 составляет 1 Гц. Таким образом, за время эксперимента с четырех приборов на Землю была передана информация приблизительно с 5,2·10<sup>7</sup> кадров (Аванесов, Бессонов, Сметанин и др., 2018).

На рисунке 1.10 схематически показана карта покрытия небесной сферы кадрами, полученными четырьмя приборами за время эксперимента.



Рисунок 1.10 – Карта покрытия небесной сферы с четырех приборов БОКЗ-М60 на КА «Ресурс-П» № 3 за время эксперимента

Бортовой каталог приборов БОКЗ-М60 на КА «Ресурс-П» № 3 был составлен на основе каталога SAO. В него вошли 8713 звезд до 7т звездной величины. Отбор звезд в бортовой каталог осуществляется с целью обеспечения наличия как минимум четырех звезд при произвольном положении кругового поля зрения прибора на небесной сфере. Осуществляется сканирование данных астрономических каталогов круговым полем зрения прибора, при котором выбираются самые яркие звезды по звездной величине без учета их спектральных классов.

В статье приводятся результаты обработки всех полученных в результате эксперимента данных с точки зрения восприятия прибором БОКЗ-М60 звезд бортового каталога.

Наземная обработка телеметрических кадров включала предварительный отбор кадров, полученных при орбитальном движении КА, в отсутствии маневрирования, а именно движении с угловой скоростью, не превышающей 4'/с, и угловом ускорении не более 4'/с<sup>2</sup>, а так же проведение геометрической калибровки с вычислением параметров обобщенной дисторсии для каждого прибора (Аванесов, Бессонов, Куркина и др., 2018).

Непосредственный сбор информации о звездах осуществлялся после прогона отобранных кадров через алгоритм, повторяющий штатный алгоритм распознавания звезд по бортовому каталогу прибора БОКЗ-М60 без априорной информации в, так называемом, режиме «начальной ориентации». С целью распознавания как можно большего числа звезд на кадре так же было увеличено максимальное допустимое остаточное рассогласование для координат звезд.

Все сведения о распознанных звездах собраны в базу данных, которая может по номеру звезды, радиусу поля зрения, номеру прибора и интересующему временному промежутку наблюдения выдать следующую информацию о ней:

- среднюю интегральную яркость (Br);
- СКО интегральной яркости звезды (*Br<sub>Sd</sub>*);
- среднее количество пикселей в изображении звезды (Nel);
- СКО количества пикселей в звезде (Nel<sub>Sd</sub>);
- средние остаточные рассогласования по прямому восхождению и склонению (dAl, dDt);
- СКО остаточных рассогласований по прямому восхождению и склонению (dAl<sub>sd</sub>, dDt<sub>sd</sub>);
- систематическую и случайную ошибки определения координат звезды (L, S).

Остаточные рассогласования звезды включают в себя широчайший спектр ошибок, которые возникают при любой попытке сфотографировать источник света и определить его координаты. Во-первых, речь идет о визуализации бесконечно удаленного точечного источника света на дискретной структуре с ограниченным и дискретным динамическим диапазоном, что неминуемо приводит к наличию методической ошибки и зависимости от функции рассеяния точки объектива. Методическая ошибка – ЭТО величина несоответствия между энергетическим центром источника и геометрическим центром изображения, возникающая при попадании центра звезды в произвольную точку пикселя матрицы и его неравномерной чувствительности. Как правило, эта ошибка независима для двух перпендикулярных направлений по сторонам пикселя и достигает своего максимума в точках <sup>1</sup>/<sub>4</sub> и <sup>3</sup>/<sub>4</sub> долях стороны пикселя. Величина этой ошибки может доходить до десятой части углового размера пикселя, что в пересчете для прибора БОКЗ-М60 составляет

примерно 5,5". Разрядность АЦП и ввод порога отсечки для локализации звездоподобного объекта приводят к тому, что интегральная яркость звезды не соответствует действительной ее яркости в относительном выражении. Так, звезды со звездной величиной менее 4m содержат как минимум один пиксель с превышением динамического диапазона яркости. Спектральные особенности звезд и естественное ограничение пропускания объектива и матричного приемника приводят к непропорциональному вкладу в интегральную яркость звезды для одинаковой звездной величины, но разных спектральных классов. Наличие звезд окружения в ближайшей окрестности каталожных звезд так же вносит вклад в сигнал пикселей, приписываемых прибором к той или иной звезде (Аванесов, Бессонов, Сметанин и др., 2018; Аванесов, Бессонов, Куркина и др., 2018) согласно используемому алгоритму локализации звездоподобного объекта. Это сказывается на распределении полезного сигнала звезды по пикселям и влияет на вычисляемые координаты звезды методом средневзвешенного.

Вдобавок ко всем перечисленным ошибкам, накапливаемым при локализации и определения центра звезды, в их остаточных рассогласованиях скрывается ошибка, возникающая при распознавании произвольной конфигурации звезд на кадре. Для определения параметров ориентации минимизируется суммарное отклонение взаимных угловых расстояний между вычисленными координатами звезд и их проекциями по данным бортового каталога по методу наименьших квадратов. Таким образом, ошибки определения реальных положений звезд суммируются и распределяются между всеми звездами, участвующими в определении ориентации. Увеличение количества звезд может помочь уменьшить суммарную ошибку. В среднем прибором локализуется 15–20 объектов, при этом распознается от 4 (на самых редконаселенных участках небесной сферы) до 12 звезд. Количество звезд ограничено чувствительностью прибора, «заселенностью» небесной сферы подходящими звездами, а так же памятью и временем обработки массивов звезд бортового каталога.

В виду наличия такого большого объема «случайных» факторов, влияющих на измеряемые параметры одной звезды, само по себе единичное измерение вряд ли содержит в себе много полезной информации. Для повышения достоверности статистики и возможности делать какие-то выводы о характеристиках звезд, предполагается, что звезда должна быть распознана не менее 50 раз за все время наблюдения.

Ошибки L и S являются угловыми расстояниями. При этом L соответствует удаленности среднего измеренного положения звезды от каталожного значения. При статистически достоверном количестве наблюдений звезды в этой ошибке не остается случайных составляющих от методической ошибки и изменения вклада шумов при

локализации. А при равномерной и плотной заселенности центрального поля зрения звездой на выборке кадров под разными азимутальными углами, эта составляющая не будет зависеть от конфигурации звезд, участвующей в распознавании. Таким образом, в систематической ошибке проявляются особенности визуального восприятия конкретного прибора, сказывающиеся на влиянии ближайшего окружения звезды на ее измеренные координаты.

*S* является среднеквадратичным отклонением положения звезды от кадра к кадру и характеризует величину облака разброса каждого измеренного положения звезды от среднего измеренного. Т.е. отражает ошибку измерения, связанную с единичным положением центра звезды внутри пикселя матрицы и конфигурации шумов любой природы на момент получения кадра, фактически, случайного стечения обстоятельств. Отсюда и название обеих ошибок — систематическая (L) и случайная (S) соответственно.

Еще одним ограничением для отбора информации о звезде является то, что диафрагма светозащитной бленды прибора БОКЗ-М60 виньетирует объектив до кругового поля зрения диаметром 5°. Это приводит к тому, что освещенность в углах матрицы составляет всего лишь 60% от освещенности центральных пикселей матрицы при равномерной засветке поля зрения прибора. При этом на краю центральной круговой области радиусом 2° освещенность уменьшается не более чем на 3% в соответствии со спецификацией объектива. Что подтверждается и при анализе данных случайно выбранных звезд.

Для демонстрации приведен анализ интегральной яркости звезды SAO № 150304, распознанной 31 прибором в период с 15 по 18 октября 2016 года. По каталогу SAO это звезда спектрального класса K0 и звездной величины 5,7m. Спектральный класс K – наиболее часто встречающийся спектральный класс среди звезд бортового каталога прибора и лучше всего поддающийся геометрической калибровке на приборах БОКЗ-М60.

На рисунке 1.11 показаны местоположения звезды на матрице на всех кадрах, где она была распознана – синие точки.

Рассмотрим центральный проход звезды через всю диагональ матрицы и сравним средние интегральные яркости звезды в разных центрированных и круговых полях зрения.

На центральном проходе звезда была распознана 248 раз. В таблице 1.3 приведено количество распознаваний в соответствующих кольцах поля зрения и средние интегральные яркости в них, а так же процент от максимального значения в кольце поля зрения радиусом от 1° до 2°.



Рисунок 1.11 – Местоположения звезды SAO № 150304 на кадрах по экспериментальным данным прибора № 31 в период с 15 по 18 октября 2016 года

Таблица 1.3 – Распределение интегральной яркости звезды SAO № 150304 в зависимости от текущего углового местоположения на кадре

	$r \le 1^{\circ}$	$1^{\circ} < r \le 2^{\circ}$	$2^{\circ} < r \le 3^{\circ}$	$3^\circ < r \le 4^\circ$	$4^{\circ} < r \le 5^{\circ}$
Количество	43	50	50	<i>4</i> 9	56
распознаваний	5	50	50	77	50
Средняя интегральная	3982.23	3997.24	3883.84	3618.63	3107.25
яркость, град. АЦП	0,20	<i>c,,</i> .	0000,01	0010,00	0107,20
% от максимума	99,6	100	97,2	90,5	77,7

Из таблицы 1.3 видно, что наиболее достоверная статистика для звезды с точки зрения ее интегральной яркости и размера ее изображения в пикселях матрицы будет по выборке локализованных объектов в центре кадра радиусом до 2° поля зрения. В этой области еще не сказывается виньетирование бленды и оптические свойства объектива близки к идеальной тонкой линзе.

Сравнение статистики из центральной области кадра для одних и тех же звезд, полученной разными приборами (Аванесов, Куркина и др., 2018), показывает:

- приборы отличаются остротой фокусировки, это прослеживается по различию среднего количества пикселей в звезде;
- средняя интегральная яркость звезд в большинстве случаев одинакова для разных приборов.

К сожалению, в ходе эксперимента не была предусмотрена возможность передачи внутренних вспомогательных вычисляемых параметров, использующихся при локализации – порог отсечки и средние значения сигнала в фоновых пикселях. Но, как следует из второго вывода по результатам сравнения, в среднем, от звезды в качестве полезного сигнала разными приборами регистрируется одинаковая часть ее истинного потока излучения.

Таким образом, для выявления общих закономерностей и классификации звезд можно объединить данные со всех приборов по одной звезде. Особый случай «скачущих» звезд (Аванесов, Бессонов, Сметанин и др., 2018; Аванесов, Снеткова и др., 2018) требует отдельного рассмотрения. Но, как правило, в этом случае речь идет о больших значениях как систематической, так и случайной ошибок звезды, что само по себе требует тщательного и индивидуального подхода.

За все время эксперимента четырьмя приборами БОКЗ-М60 было распознано 7319 звезд. При этом в центре поля зрения более чем на 50 кадрах приборами было распознано 6036 звезд, что составляет 69% от бортового каталога.

В таблице 1.4 приведено распределение звезд по количеству распознаваний.

Таблица 1.4 – Распределение количества звезд по количеству распознаваний на всех четырех приборах в центре кадра

Количество распознаваний	Количество звезд
50-100	240
100 - 1000	790
1000 - 5000	679
5000 - 10000	2345
10000 - 50000	1927
50000 - 70052	55

Максимальные значения систематической и случайной ошибок среди всех распознанных звезд равны 77" и 33" соответственно. СКО интегральной яркости достигает 96 % от средней интегральной яркости для самой «непостоянной» звезды. Обработка всех данных эксперимента позволила оценить точнее пределы допустимых ошибок для звезд, а так же критические радиусы окрестностей для основных звезд, наличие соседей в которых влияет на точность определения ее координат.

Если ранее осуществлялась выборка «подходящих» кадров для каждой звезды, то теперь, из 6036 звезд производится уже непосредственная отбраковка самих звезд по величине средних ошибок, по следующим ограничениям в приведенной последовательности.

1) *L* > 3". Это приводит к отсеиванию из общего массива 1007 звезд.

Благодаря этому условию отбираются звезды, в ближайшей окрестности которых отсутствуют соседи. Либо центр звезды окружения практически совпадает с базовой звездой, что не способно повлиять на точность определения ее координат. Исследование окружения отобранных звезд как раз дает представление о радиусе критичной окружности «присоединения» для прибора и звездной величине звезд-соседей, которая способна повлиять на центр базовой звезды.

2) *S* > 5". Это приводит к отсеиванию из общего массива 612 звезд.

Ограничение сверху на случайную ошибку звезды отсеивает «скачущие» звезды (Аванесов, Снеткова и др., 2018) – самый сложный вариант как для прогнозирования, так и для моделирования. Успешно побороться с такими случаями можно только на более раннем этапе локализации, при определении порога отсечки. При самом пессимистичном прогнозе может помочь исключение этой звезды из бортового каталога. Все вышеперечисленные причины приводят и к ограничению разброса интегральной яркости одной и той же звезды.

3)  $Br_{sd} > 0, 1 \cdot Br$ . Отсеяна 761 звезда.

4) Звезды не кросс-идентифицированные в каталоге Gaia (DR2). Это условие приводит к отсеиванию еще 300 звезды.

Четвертый пункт – последний, но не менее важный критерий отбора. Наличие звезды в астрометрическом каталоге Gaia необходимо, поскольку информацию о наличии звезд-соседей и их спектральных характеристиках можно взять только из каталога Gaia. Каталог постоянно пополняется и со временем это ограничение исчезнет, тем не менее, пока каталог Gaia не полон с точки зрения наиболее ярких звезд (до 4m). Проблема использования информации о звездах из разных каталогов влияет на оценку вклада интегральной яркости звезд окружения в сигнал «базовой» звезды, учитывая, что даже в пределах одного каталога Hipparcos и, тем более, SAO, яркости звезд не соответствуют их звездным величинам.

В результате, остается 3356 звезд бортового каталога прибора, что не так уж мало. Учитывая все строгие ограничения, которые были применены к этим звездам, они составляют вполне надежный и крепкий базис для исследования и понимания критичных особенностей звезд, использующихся в бортовых каталогах приборов звездной ориентации. Опираясь на данные этих хорошо зарекомендовавших себя звезд и их статистику, можно оценить вклад ошибок определения координат звезд в точность определения параметров ориентации в различной их конфигурации, включая отбракованные при сборе статистики. Вновь полученные знания применяются и для

разбора особенностей отбракованных звезд и выявления путей их «улучшения» с точки зрения прибора, в целях повышения качества бортового каталога.

На примере этих звезд рассмотрим, как фотометрические данные о звездах в разных каталогах коррелируют с их восприятием прибором. Бортовой каталог последних версий прибора БОКЗ-М60 формируется на основе каталога Hipparcos. Поэтому далее, если будут приводиться данные о звезде без специального указания – они будут взяты из каталога Hipparcos. В нем так же присутствует информация о спектральном классе звезд, как и в каталоге SAO.

На рисунке 1.12 приведена диаграмма распределения этих звезд по звездной величине и интегральной яркости с разбивкой по спектральным классам.



Рисунок 1.12 – Диаграмма распределения заезд выборки по звездной величине и интегральной яркости с указанием их спектральных классов

На рисунке 1.13 приведен увеличенный фрагмент графика рисунка 1.12, на котором находятся 84 % звезд обработки (2979 звезды). Из графика на рисунке 1.13 видно, что интегральная яркость звезд даже одного спектрального класса и одной звездной величины лежит в широких пределах.



Рисунок 1.13 – Увеличенный фрагмент диаграммы распределения звезд по звездной величине и их интегральной яркости, охватывающий 84 % звезд обработки

На рисунке 1.14 отдельно показана диаграмма для звезд спектрального класса К, как самого многочисленного подмножества, с разбитием на подклассы.



Рисунок 1.14 – Диаграмма распределения звезд спектрального класса К

Как видно, для одной и той же звездной величины звезд одного спектрального подкласса, интегральная яркость звезды может достигать разброса в 1–1,5 тыс. градаций АЦП. Это говорит о несоответствии спектральной информации о звездах по каталогу Hipparcos фотометрическим характеристикам прибора БОКЗ-М60. На рисунке 1.14 так же приведен усредненный логарифмический тренд для звезд спектрального класса К. Звезде

5т соответствует интегральная яркость 6800 градаций АЦП согласно этому тренду.

В таблице 1.5 приведено общее количество звезд спектрального класса К в выборке и их количество по подклассам.

	Количество звезд
K0	391
K1	176
K2	181
K3	139
K4	91
K5	135
Другие	4
Итого	1117

Таблица 1.5 – Распределение количества звезд по спектральным подклассам

спектрального класса К в выборке

Для звезд спектрального класса К на рисунке 1.15 показана диаграмма распределения звездной величины и интегральной яркости этих звезд с разбивкой уже на интервалы по эффективной температуре из каталога Gaia. Теперь, согласно логарифмическому тренду, звезде 5m по каталогу Gaia соответствует интегральная яркость 4400 градаций АЦП.



Рисунок 1.15 – Диаграмма распределения звезд спектрального класса К согласно их эффективной температуре и звездной величине по второму релизу каталога Gaia

На рисунке 1.15 видно, что звезды с интегральной яркостью более 11 тыс. град.

АЦП хуже следуют тренду. Это объясняется насыщением в центральных пикселях звезд, звездная величина которых меньше 4m. Причем чем больше интегральная яркость звезды, тем больше она занимает пикселей на матрице. При дальнейшем росте интегральной яркости увеличивается и количество пикселей в насыщении в изображении. Таким образом, растет доля нерегистрируемого матричным приемником сигнала в центральных пикселях звезды.

Безусловно, интегральная яркость звезды зависит и от величины порога отсечки. Порог отсечки в данных приборах – технический параметр, который позволяет отделить сигнал звезды от фона и вклада приборного и фотонного шумов в пикселях, а, следовательно, и в полезный сигнал звезды, при этом от распределения звезды он никак не зависит. В результате, для звезд разной звездной величины доля отсекаемого с шумовой составляющей сигнала различна, например, для звезд 4–5m звездной величины она составляет 5–10%, тогда как для звезд 6–7m звездной величины она может доходить до 30% (Аванесов, Куркина и др., 2018). Значит, для звездных величин и их интегральных яркостей не будет выполняться логарифмический закон на нижнем краю диапазона чувствительности прибора и при установленной максимальной допустимой интегральной яркости локализованного объекта, что заметно и на приведенных диаграммах.

Из сравнения диаграмм на рисунках 1.13, 1.14, 1.15 можно сделать несколько существенных выводов:

- разброс по интегральной яркости для одной и той же звездной величины по информации каталога Gaia существенно меньше. Это говорит о большей достоверности этой информации с точки зрения спектральных характеристик и видения данного конкретного прибора;
- диапазон звездных величин в разных каталогах разный, как по абсолютному, так и по относительному значениям;
- как следствие предыдущего пункта, логарифмический тренд соответствия разный и одной той же звездной величине в разных каталогах соответствует разная интегральная яркость звезды: для звезды 5m в каталоге Hipparcos – 6800 градаций АЦП, в каталоге Gaia – 4400 градаций АЦП.

Вышеизложенный анализ только подтверждает, что ранжирование звезд для отбора в бортовой каталог должно происходить с учетом восприятия прибора, его фотометрических характеристик, т.е. не только в зависимости от их звездных величин, указанных в астрономическом каталоге, но и их спектральных характеристик.

Идентификация нескольких звезд других спектральных классов по каталогу Hipparcoss в каталоге Gaia показывает, что интервалы эффективных температур
пересекаются и что разным спектральным классам звезд каталога Hipparcos могут соответствовать одинаковые эффективные температуры в каталоге Gaia. Все это говорит о том, что информация по каталогу Gaia лучше коррелирует с восприятием звезд прибором БОКЗ-М60.

Отбор наиболее «стабильных» звезд позволяет их использовать в качестве реперных точек для анализа отбракованных звезд и понимания путей коррекции информации о них в бортовом каталоге с учетом восприятия прибора. «Обратная связь» в качестве анализа отобранных и отбракованных звезд по их окружению, дает надежную и исчерпывающую информацию о допустимых границах критичных окрестностей для звезд каталога и звездной величине соседей, которые еще могут оказать влияние на координаты основной звезды, правда, только для конкретной модели прибора.

Отобранные звезды являются надежным подспорьем при верификации модели звездного датчика и непосредственным моделированием кадров прибора звездной ориентации, поиска новых подходов для устранения вклада различного рода ошибок на начальном этапе локализации звезды, а так же непосредственно выбора более совершенного алгоритма локализации.

Накопленные данные позволили по-новому взглянуть на процесс формирования бортового каталога прибора звездной ориентации, были уточнены старые и сформированы новые критерии отбора звезд в бортовой каталог.

## Научные публикации

 Аванесов Г.А., Василейская А.Н., Никитин А.В., Филиппова О.В., Юматов Б.А. Исследование фотометрических характеристик изображений звезд в реальных условиях эксплуатации звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 6. В печати.

#### Литература

- 1. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С. Технология наземной обработки данных о координатах звезд в целях повышения точности геопривязки снимков Земли из космоса // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 31–38.
- Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. Особенности измерения координат звезд оптико-электронными приборами с различными угловыми разрешениями // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 39–47.

- 3. *Аванесов Г.А., Куркина А.Н., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Эксперимент по коррекции фрагмента бортового каталога прибора БОКЗ-М60 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 60–68.
- Аванесов Г.А., Снеткова Н.И., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. Исследование звезд участка небесной сферы двумя датчиками звездной ориентации БОКЗ-М60 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 48–59.
- Аванесов Г.А., Строилов Н.А., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д. Адаптация звездных каталогов к условиям их применения в звездных датчиках ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 69–81.
- 6. Ахметов Р.Н., Еремеев В.В., Кузнецов А.Е., Мятов Г.Н., Пошехонов В.И., Стратилатов Н.Р. Высокоточная геодезическая привязка изображений земной поверхности от КА «Ресурс-П» // Исследование Земли из космоса. 2017. № 1. С. 44– 53.
- Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Бакланов А.И., Федеров В.М., Новиков М.В. Космический аппарат «Ресурс-П» // Геоматика. 2016. URL: http://geomatica.ru/clauses/50

1.3 Совершенствование конструкции звездных датчиков ориентации. Термоэлектрическая система охлаждения фотоприемного устройства для высокоточного звездного датчика

Испытания матричных фотоприемных устройств (ФПУ) на стойкость к воздействию ионизирующего излучения показывают, что применение охлаждения выполняет еще одну немаловажную роль – оно уменьшает яркость радиационноиндуцированных дефектов изображения, которые образуются в материале фотоприемника за время эксплуатации прибора в космическом пространстве под действием ионизирующего космического излучения (Белинская и др., 2018). Яркость этих дефектов изображения снижается вместе со снижением температуры фотоприемника. Стоит отметить, что при температурах ФПУ ниже 0°С зависимость числа дефектов от температуры становится незначительной.

Стоит отметить, что парирование влияния радиационно-индуцированных дефектов возможно не только посредством охлаждения ФПУ, но и с помощью программноалгоритмических методов при обработке изображения в звездном датчике. В ходе данной

работы был собран макет, состоящий из корпуса, ФПУ и объектива. Причем в ФПУ был смонтирован приемник изображения, который проходил испытания на воздействие ионизирующего излучения и имел большое количество радиационно-индуцированных дефектов. Проведенные натурные испытания макета позволили определить требования к температуре ФПУ – не более 10 °C, при условии применения программно-алгоритмических методов для парирования влияния радиационного воздействия на ФПУ.

Основная задача данной работы – исследовать вопросы применения термоэлектрической системы охлаждения (ТЭСО) ФПУ. В первую очередь, интерес представляет функционирование ТЭСО при разных температурах посадочного места звездного датчика. Для выполнения этой задачи были осуществлены проектирование и сборка прототипа ТЭСО, на котором была выполнена экспериментальная часть исследования.

ТЭСО должна обеспечить нужную температуру ФПУ (не более 10°С) в широком температурном диапазоне посадочного места звездного датчика. В качестве температурного диапазона для посадочного места звездного датчика были выбраны типичные значения – от минус 15°С до 45°С. Второстепенной задачей являлось разработка алгоритмов для возможности управления ТЭСО в программном обеспечении звездного датчика.

#### 1.3.1 Проектирование термоэлектрической системы охлаждения

На начальном этапе проектирования ТЭСО были проведены оценочные расчеты. Также были проведены экспериментальные исследования образцов термоэлектрических модулей различных производителей. Полученные данные показали, что для наиболее эффективного охлаждения ФПУ, т. е. достижения требуемой разницы температур при наименьшей потребляемой электрической мощности, следует применить многокаскадные сборки из термоэлектрических модулей. Стоит отметить, что каждый из каскадов такой сборки требует отдельного напряжения питания, что, в свою очередь, сильно усложняет схемотехнику как самого источника питания для ТЭСО, так и всего звездного датчика. Было принято решение, что источник питания ТЭСО должен иметь один канал питания для упрощения схемотехники и повышения характеристик по надежности. Поэтому в качестве конфигурации ТЭСО была выбрана схема, состоящая из двух двухкаскадных термоэлектрических модулей, с источником питания по последовательнопараллельной схеме, т.к. согласно теории и расчетам, наибольшая эффективность двухкаскадных термоэлектрических охладителей достигается при условии, что верхний каскад отводит не только

теплоту от охлаждаемого объема, но и собственное тепловыделение верхнего каскада. Поэтому нижние каскады подключены к цепи питания по параллельной схеме, а верхние – соединены последовательно и подключены к этой же цепи питания. При этом верхний каскад потребляет, и соответственно и выделяет, около половины мощности от потребления нижнего каскада. Преимущество такой схемы включения заключается в простоте подключения и управления, а недостаток – в недостижимости максимальной эффективности охлаждения, которое требует изменения соотношения токов в верхнем и нижнем каскаде в зависимости от значений температуры. Необходимо отметить, что потенциальная величина максимально эффективного охлаждения больше лишь на единицы градусов, что менее важно, по сравнению с упрощением схемы питания. Применение двух двухкаскадных термоэлектрических модулей позволило повысить холодопроизводительность ТЭСО и при установке симметрично по противоположным сторонам ФПУ – минимизировать температурный градиент.

Для снижения тепловыделения узел ФПУ содержит только приемник изображения и конденсаторы. При проектировании печатной платы были применены технические решения для снижения термического сопротивления между холодной стороной ТЭСО и приемником изображения и повышения термического сопротивления между ФПУ и сопрягаемыми платами за счет уменьшения сечения медных проводников с целью уменьшить паразитные тепловые потоки.

Широкий температурный диапазон посадочного места звездного датчика, равный 60°С, накладывает свои ограничения на работу ТЭСО. Типовые приемники изображения имеют минимальную рабочую температуру от минус 20°С до минус 40°С. Так, например, если при 45°C на посадочном месте ФПУ охладилось до 10°C, то при минус 15°C на посадочном месте температура ФПУ составит минус 50°С (без учета температурной зависимости коэффициента Пельтье), и тем самым приемник излучения будет переохлажден (штрихпунктирная линия на рисунке 1.16). С другой стороны, при низких температурах посадочного места отсутствует необходимость в принудительном охлаждении ФПУ. Поэтому было решено предусмотреть два режима питания ТЭСО – «мин» и «макс». Режим «макс» – это штатный режим работы ТЭСО, при котором должна быть обеспечена требуемая температура ФПУ, т.е. ниже 10°С. Однако, при этом в условиях работы прибора в воздушной среде на холодных частях будет происходить конденсация паров воды, содержащихся в воздухе, что может привести к нежелательным явлениям, например, коррозии и коротким замыканиям. По этой причине, для работы в воздушной среде был предусмотрен режим питания «мин», в котором на ТЭСО подается минимальное напряжение, необходимое для компенсации собственного термического

сопротивления ТЭСО. Также режим «мин» используется, когда температура посадочного места прибора, например, ниже 3°С. В этом случае, активное охлаждение, т.е. работа ТЭСО в режиме «макс», не требуется и можно снизить потребление прибора, переведя ТЭСО в режим питания «мин».



Рисунок 1.16 – Зависимость температуры ФПУ от температуры посадочного места звездного датчика

#### 1.3.2 Тестирование работоспособности ТЭСО

Полученный опыт работы с термоэлектрическими модулями показал, что в заданном широком температурном диапазоне посадочного места требуется особое внимание уделить конструкции ТЭСО и методу крепления термоэлектрических модулей. конструкции ТЭСО были В первых вариантах выявлены выходы ИЗ строя термоэлектрических модулей. После анализа причин, приведших к отказам, в Так. конструкцию внедрялись различные изменения. например, приклеивание термоэлектрических модулей было заменено на теплопроводную пасту с введением в конструкцию прижимной детали. Исходя из полученного опыта, было решено ввести тестирование работоспособности термоэлектрических модулей при обязательное изготовлении звездного датчика, равно как и после различных видов испытаний.

Характерный отказ термоэлектрического модуля представляет собой нарушение электрического контакта в месте пайки полупроводников. Таких точек пайки в каждом термоэлектрического модуле насчитывается не менее сотни. Нарушение контакта проявляется в небольшом увеличении внутреннего сопротивления модуля. Причем, в

отключенном состоянии поврежденный модуль может не отличаться по сопротивлению от исправного. Дефект проявляется либо при механическом воздействии на модуль, либо при изменении его температуры. Эта особенность стала основой для разработанной авторами данной работы методики проверки исправности термоэлектрических модулей в составе ТЭСО. Суть этой методики заключается в том, что сборка ФПУ с корпусом и ТЭСО помещается в термовакуумную камеру, в которой температура посадочного места корпуса меняется от минус 15°C до 45°C. При этом режимы работы ТЭСО соответствуют штатным и переключение между режимами происходит в соответствии с графиком на рисунке 1.17 Основным критерием оценки исправности термоэлектрических модулей является отсутствие резких изменений на графике зависимости потребляемой ТЭСО мощности от температуры посадочного места звездного датчика. Вторичным критерием является соответствие зависимости температуры ФПУ от температуры посадочного места корпуса в режиме «макс». Необходимость применения термовакуумной камеры продиктована тем, что при работе ТЭСО в присутствии атмосферного воздуха произойдет нежелательное появление водного конденсата и из-за наличия конвекции сложно достичь нужной температуры ФПУ.

Показанная выше методика проверки термоэлектрических модулей является достаточно продолжительной процедурой, использующей высокотехнологичное оборудование. В процессе проведения испытаний звездного датчика существует необходимость в оперативной проверке исправности модулей. Для этого был разработан и внедрен в контрольно-проверочную аппаратуру алгоритм такого экспресс-теста. В ходе этой проверки включение ТЭСО в режиме «макс» происходит на короткое время – 5 мин. За это время исправная ТЭСО охладит ФПУ примерно на 10°С. При питании постоянным током нарушение электрического контакта термоэлектрического модуля, т. е. увеличение его внутреннего сопротивления, приводит к росту напряжения питания модуля и, следовательно, увеличению мощности, потребляемого вторичным источником питания, что, в свою очередь, увеличивает его тепловыделение и температуру. Основным критериями являются величины изменений тока потребления звездного датчика при включении ТЭСО в режиме «макс» и температуры вторичного источника питания.

#### 1.3.3 Экспериментальное исследование работы ТЭСО

Для оценки температуры, до которой охладится ФПУ при нахождении звездного датчика в космическом пространстве был проведен эксперимент в термоваккумной камере, в которой был создан высокий вакуум. Модель звездного датчика была расположена на плите с нагревателями и термодатчиками. Сама модель звездного датчика

была обернута вокруг экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ). Перед блендой была установлена имитация части конструкции, принадлежащей космическому аппарату. Такую конструкцию – внешнюю бленду – предлагается использовать для снижения тепловых потоков, проходящих через звездный прибор, например, при освещении его Солнцем. На внешней бленде расположен термодатчик для измерения ее температуры в процессе эксперимента. По периметру термовакуумной камеры располагается азотный экран, необходимый для получения высокого вакуума. Эскиз экспериментальной установки по исследованию эффективности работы ТЭСО в условиях высокого вакуума показан на рисунок 1.17. В процессе эксперимента давление в камере не превысило 10<sup>-6</sup> мм рт. ст.



Рисунок 1.17 – Эскиз экспериментальной установки по исследованию эффективности работы ТЭСО в условиях высокого вакуума

Методика эксперимента состояла в том, что в условиях высокого вакуума и работе ТЭСО в режиме «макс» измеряется температура ФПУ при температурах посадочного места 10°C, 25°C и 45°C. Данные значения температур были выбраны, чтобы не переохладить ФПУ и при этом построить зависимость температуры ФПУ от температуры посадочного места звездного датчика. На рисунке 1.18 показанные результаты, полученные в ходе эксперимента.



Рисунок 1.18 – Показания термодатчиков на модели звездного датчика при разной температуре посадочного места

Стоит обратить внимание на график температуры внешней бленды на рисунке 1.18 – она имеет температуру не выше минус 10°С. Использование внешней бленды не предполагает ee термостабилизацию системой обеспечения теплового режима космического аппарата, т. е. температура внешней бленды должна соответствовать температуре посадочного места звездного датчика. Для того чтобы оценить температуру ФПУ при теплой внешней бленде было проведено измерение с отключенным азотным экраном и температуре посадочного места и внешней бленды равной +27°С. Полученное значение нанесено на график на рисунке 1.18. Как видно, полученные значения температуры несколько выше, чем та, которая была получена с холодным азотным экраном. Для оценки значений температуру ФПУ при теплой внешней бленде была проведен следующий расчет. Посредством линейной регрессии по полученным в ходе экспериментам значениям была рассчитана прямая зависимости температуры ФПУ от температуры посадочного места прибор при температуре внешней бленды не выше минус 10°С. Затем эта прямая была смещена таким образом, чтобы на ней оказалось значение температуры ФПУ, полученное при температуре внешней бленды 27°С. Данная, смещенная, прямая является искомой зависимостью температуры ФПУ от температуры посадочного места звездного датчика в условиях высокого вакуума (см. рисунок 1.19).



Рисунок 1.19 – Зависимость температуры ФПУ от температуры посадочного места звездного датчика в условиях высокого вакуума

Как видно из графика на рисунке 1.19, температуры ФПУ полностью соответствует требуемым значениям.

## 1.3.4 Отработка алгоритмов управления ТЭСО

Задачу переключения между режимами «мин» и «макс» и отслеживание температур прибора предполагается возложить на вычислитель звездного датчика, поскольку из-за инерционности температурных процессов быстродействие не требуется. Для отработки алгоритма автономного управления ТЭСО была разработана математическая модель температур звездного датчика. В основу модели были положены данные, полученные в ходе экспериментов по исследованию работы ТЭСО. Результаты моделирования показали, что управление ТЭСО можно осуществлять по показаниям как термодатчика ФПУ, так и термодатчиков на корпусе самого звездного датчика, если они установлены рядом с посадочным местом. Также по результатам моделирования были определены значения температуры ФПУ и корпуса прибора, при которых должно происходить переключение режимов работы ТЭСО. На рисунке 1.20 показаны графики, построенные по результатам моделирования температуры ФПУ при изменении температуры посадочного места.



Рисунок 1.20 – Анализ поведения модели ТЭСО при изменении температуры посадочного места звездного датчика

Алгоритм управления ТЭСО, реализованный во встроенном программном обеспечении вычислителя, был протестирован в термовакуумной камере. Температура посадочного места изменялась от с 0°С до 43°С. При достижении установленного порога температуры ФПУ вычислитель либо включал ТЭСО, либо отключал. Данные, полученные в ходе тестирования (см. рисунок 1.21), показали полное соответствие с результатами моделирования.



Рисунок 1.21 – Результаты тестирования автономного управления ТЭСО вычислителем звездного датчика

В ходе натурных экспериментов с макетом звездного датчика, в котором был

установлен приемник изображения, прошедший радиационные испытания, было показано, что для успешной работы температура ФПУ не должна превышать 10°С.

Разработана ТЭСО для высокоточного звездного датчика, предусматривающая два режима работы, которые позволяют поддерживать постоянный градиент температур.

Создана математическая модель температур в звездном датчике, позволившая отработать внутреннее программное обеспечение вычислителя прибора для управления ТЭСО.

## Научные публикации

 Белинская Е.В., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А. Термоэлектрическая система охлаждения фотоприемного устройства для высокоточного звездного датчика // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 6. В печати.

## Литература

 Белинская Е.В., Кобелева А.А., Сметанин П.С., Эльяшев Я.Д., Черняк М.Е. Сравнение эффектов структурных повреждений в матрицах КМОП и ПЗС, применяемых в звездных датчиках, на примере СМV4000 и ФППЗ «Лев-4» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 119–130. Раздел 2. Исследование новых типов фотоприемных матриц, обладающих расширенным динамическим диапазоном, и способных обеспечить решения задач наблюдения космических тел и стыковки пилотируемого корабля нового поколения. Исследование радиационной стойкости матричных приемников излучения. Результаты радиационных испытаний

Отв. исп.: д.т.н., профессор, г.н.с. Г.А. Аванесов

Высокоточный звездный датчик нового поколения представляет собой оптикоэлектронное устройство, выполненное в виде моноблока и предназначенное для формирования информации об угловом положении приборной системы координат (ПСК), связанной с посадочным местом, относительно инерциальной геоцентрической системы координат текущей эпохи (ИСК). Иначе говоря, он предназначен для определения ориентации космического аппарата (КА). Методика определения ориентации основана на получении и обработке изображения звездного неба. Информация об ориентации передается в управляющую вычислительную систему КА по резервированному магистральному последовательному интерфейсу (МПИ). Электропитание прибора осуществляется от бортовой сети 27 В.

Ввиду того, что звездные датчики устанавливаются на внешней поверхности космического аппарата, остро встает вопрос об обеспечении радиационной стойкости. Воздействие ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП) может приводить к деградации прибора за счет ионизации и эффектов смещения от протонов и электронов, а также к сбоям и/или отказам за счет воздействия ТЗЧ и ВЭП. Виды излучений и уровни воздействий определяются исходя из рабочей орбиты и срока активного существования КА, а также учитывают массовую защиту. Работы по обеспечению же радиационной стойкости и сбое-/отказоустойчивости включают в себя:

- выбор радиационно-стойких ЭКБ и материалов;
- конструктивную (массовую) защиту электрорадиоизделий (ЭРИ);
- выбор безопасных электрических режимов работы ЭРИ;
- программно-алгоритмические и схемотехнические меры парирования сбоев и отказов.

Выбор радиационно-стойкой ЭКБ подразумевает как анализ имеющейся информации по стойкости, так и проведение определительных или сертификационных испытаний.

В следующих разделах приведены функциональная схема и состав высокоточного звездного датчика нового поколения, требования по радиационной стойкости, определение объема испытаний, сводные данные по результатам испытаний и выработанные меры парирования радиационных эффектов.

# 2.1 Функциональная схема высокоточного звездного датчика нового поколения

Звездные датчики, как правило, состоят из следующих основных узлов: оптический узел, узел фотоприемного устройства (ФПУ), узел приема и обработки данных и узел вторичного источника питания (ВИП). Функциональная схема высокоточного звездного датчика нового поколения представлена на рисунке 2.1.



Рисунок 2.1 – Функциональная схема высокоточного звездного датчика нового поколения

Оптический узел включает в себя объектив, бленду и фокусировочное кольцо. В высокоточном звездном датчике применяется объектив O3K-60/1,4-К с фокусным расстоянием 60 мм. Потенциально дозовые воздействия могут приводить к радиационному окрашиванию стекол, поэтому три первые линзы объектива, на которые приходится наибольшая доза излучения, изготовлены из стекла серии 100, обладающего радиационно-оптической устойчивостью: ТК121, ТФ108, БФ113.

Оптический сигнал через оптический узел поступает в модуль ФПУ. В основе ФПУ высокоточного звездного датчика нового поколения лежит КМОП-матрица, основные характеристики которой приведены в таблице 2.1.

Наименование характеристики	Обозначение	Значение	Единица
		характеристики	измерения
Размер чувствительной области		2048 x 2048	пиксель
Размер пикселя		5,5 x 5,5	МКМ
Зарядовая вместимость		13500	электрон
Темновой ток	DC	125	электрон/с
Темновой шум		13	электрон
Структурный шум до облучения	FPN	14*	электрон
Неравномерность чувствительности	DSNU	40*	электрон
* Привеленное к электронам зна	LAUUA VADAITADUAT	чики по Datashaat (л	

Таблица 2.1 – Основные характеристики КМОП-матрицы

Приведенное к электронам значение характеристики по Datasheet (до облучения)

В состав КМОП-матрицы входят чувствительная область (active pixel area) и периферия, предназначенная для предобработки сигнала. Блок-схема КМОП-матрицы приведена на рисунке 2.2. Внутренний секвенсор генерирует необходимые сигналы для осуществления приема изображения. Полезный сигнал накапливается пикселем с глобальным затвором, а затем считывается последовательно строка за строкой. К выходному сигналу с пикселя можно применить аналоговое усиление, после чего значения пикселей передаются в АЦП, в котором осуществляется аналого-цифровое преобразование. Затем цифровые сигналы считываются по нескольким LVDS-каналам. Для программирования КМОП-матрицы предусмотрены пользовательские регистры, которые управляются по SPI-интерфейсу.



Рисунок 2.2 – Блок-схема КМОП-матрицы

КМОП-матрица не сертифицирована изготовителем по радиационной стойкости, однако прошла ряд исследований в ИКИ РАН совместно с испытательным центром АО «ЭНПО СПЭЛС» и широко применяется зарубежными фирмами, такими как Sodern Ariane Group. Результаты исследований радиационной стойкости КМОП-матрицы приведены в соответствующем разделе данного отчета.

Управление ФПУ осуществляется посредством модуля приема и обработки Изображение с КМОП-матрицы поступает в радиационно-устойчивую сигнала. перепрограммируемую ПЛИС на 600000 вентилей, выполненную по флэш-технологии, после чего здесь же осуществляется первичная обработка. Затем изображение поступает в запоминающее устройство (ОЗУ) И радиационно-стойкий **RISC**оперативное микроконтроллер, выполненный по КНИ-технологии, В котором осуществляется локализация звездоподобных объектов и распознавание по каталогу, хранящемуся в энергонезависимой перепрограммируемой радиационно-стойкой памяти. Этот же RISCмикроконтроллер отвечает за информационный обмен с бортом КА по мультиплексному каналу передачи данных (МКПД). RISC-микроконтроллер не имеет в технических условиях сведений по стойкости к воздействию ТЗЧ и ВЭП, однако он является модификацией радиационно-стойкого сбое- и отказоустойчивого микроконтроллера предыдущего поколения с однократно программируемым ПЗУ. Отличие заключается в памяти программ (сравнение блок-схем представлено на рисунке 2.3). В 1986ВЕ81Т в качестве памяти программ используется ОЗУ.



Рисунок 2.3 – Блок-схема памяти программ RISC-микроконтроллера: а) первое поколение; б) новая модификация

ВИП отвечает за преобразование напряжения питания прибора 27 В в напряжение, необходимое для работы основных ЭРИ ФПУ и модуля приема и обработки сигналов, а также за фильтрацию входного напряжения и аналоговую телеметрию.

#### 2.2 Радиационные условия и виды испытаний

Оценка радиационной стойкости высокоточного звездного датчика нового поколения проводилась для условий непрерывного функционирования на низкой круговой орбите. Следует отметить, что звездные датчики относятся к группе аппаратуры, устанавливаемой на внешней поверхности КА с использованием средств защиты в виде экранно-вакуумной термоизоляции, поэтому радиационная нагрузка на внешние части прибора может быть существенной.

ИИ КП могут приводить к дозовым и одиночным радиационным эффектам (ОРЭ) в чувствительных ЭКБ. Требования по стойкости к ионизационным дозовым эффектам задаются в виде зависимости поглощенной дозы от толщины защиты (рисунок 2.4). Соответственно, стойкость прибора обеспечивается за счет выбора радиационно-стойкой ЭКБ и обеспечения необходимой толщины защиты с учетом требований по массе и габаритам.



Рисунок 2.4 – Зависимость поглощенной дозы от массовой толщины защиты

Основной вклад в структурные повреждения ЭКБ вносят протоны и другие тяжелые частицы космического пространства. Требования по стойкости к дозовым структурным эффектам задаются в виде зависимости дозы структурных повреждений от массовой толщины защиты и представлены на рисунке 2.5.



Рисунок 2.5 – Зависимость дозы структурных повреждений от массовой толщины защиты

Одиночные эффекты могут быть вызваны попаданием в чувствительную область высокоэнергетичных протонов (ВЭП) или ТЗЧ солнечных космических лучей (СКЛ) и галактических космических лучей (ГКЛ). ОРЭ делятся на эффекты сбоев и отказов. Звездные датчики нового поколения должны быть сбое- и отказоустойчивыми при воздействии ТЗЧ и ВЭП со спектрами, определенными по руководящему документу РД 134-0139. С целью обеспечения сбое- и отказоустойчивости требуется проведение испытаний на стойкость к ТЗЧ и ВЭП ЭКБ, не имеющей соответствующих данных в документах на поставку (datasheet, технические условия).

Для высокоточного звездного датчика нового поколения был проведен предварительный расчет радиационной стойкости (PPC) и анализ соответствия ЭКБ требований по радиационной стойкости, сбое- и отказоустойчивости. В результате РРС был определен перечень изделий на испытания, представленный в таблице 2.2.

	Вид воздействия (тип эффекта)			
Hamicawapauwa	Гамма-	Нейтроны	ТЗЧ	ВЭП
паименование	излучение	(структурные	(одиночные	(структурные
	(ионизационные	эффекты)	эффекты сбоев	и одиночные
-	эффекты)	• • • •	и отказов)	эффекты)
КМОП-	+	+	+	+
фотосенсор	1	I	1	1
RISC-	Проведение и	спытаний не		He
	требуется, коэф	фициент запаса	+	
микроконтроллер	боль	ше 3		чувствительна
Приемо-	Проведение и	спытаний не		He
присмо-	требуется, коэф	фициент запаса	+	
передатчик	боль	ше 3		чувствительна
Стабилизаторы	Проведение испытаний не			Не
Стабилизаторы	требуется, коэф	фициент запаса	+	
папряжения	боль	ше 3		чувствительна
Регулятор	Испытания в	He	I	He
напряжения	составе ВИП	чувствительна	Ŧ	чувствительна
Операционный	Испытания в	He	<u></u>	He
усилитель	составе ВИП	чувствительна	Т	чувствительна
Микросхема	Испытания в	He	<u></u>	Не
6 «HE»	составе ВИП	чувствительна	Т	чувствительна
МОП-	Испытания в	He	+	He
транзисторы	составе ВИП	чувствительна	1	чувствительна
вип	+	Не проволицает	He	He
Dilli	1	проводницев	проводилась	проводилась
Функциональный	+	Не проволиласт	He	He
макет	Т	проводилась	проводилась	проводилась

Таблица 2.2 –	Перечень	излепий	требующих	провеления	палиационных	испытаний
1 аблица 2.2 –	перечень	изделии,	требующих	проведения	радиационных	испытании

## 2.3 Исследование радиационной стойкости КМОП-фотосенсора

ИКИ РАН имеет большой опыт радиационных испытаний фоточувствительных матричных устройств, результаты которых представлены в серии публикаций (Аванесов и др., 2009; Белинская и др., 2018; Кобелева, Воронков и др., 2020; Кобелева, Эльяшев и др., 2017). Испытания КМОП-фотосенсора из состава высокоточного звездного датчика нового поколения учитывают весть имеющийся опыт и являются логическим продолжением большой работы по исследованию радиационных эффектов, возникающих в фоточувствительных матричных устройствах. Как видно из таблицы 2.2 КМОП-матрица прошла наиболее полный объем испытаний. Результаты испытаний, с учетом ранее

размером	2048	x 2048	пикселей
----------	------	--------	----------

Вид воздействия (тип эффекта)	Тип оснастки	Номер образца	Температура окружающей среды/кристалла, °С	Уровень стойкости
Гамма- излучение	Evaluation system	2011_01	$25 \pm 5 / 45 \pm 5$	20 крад
(дозовые		2018_05	$25 \pm 5 / 45 \pm 5$	18 крад
ионизационные эффекты)	РМ ИП КМОП ФС	2018_07	минус 20 ± 5 / 0 ± 5	18 крад
Нейтроны (структурные эффекты)	Без оснастки, до и после проверка в составе РМ ИП КМОП ФС	2016_01	Проверка при Т <sub>кристалла</sub> = 0 °	5·10 <sup>10</sup> нейтрон/см <sup>2</sup> (1,55 рад)
Нейтроны (структурные эффекты)	Без оснастки, до и после проверка в составе РМ ИП КМОП ФС	2018_01	Проверка при Т <sub>кристалла</sub> = 0 °	3,6·10 <sup>11</sup> нейтрон/см <sup>2</sup> (18 рад)
Протоны 100 МэВ (структурные эффекты)	Evaluation system	2011_01	25 ± 5 / 45 ± 5	10 <sup>9</sup> протон/см <sup>2</sup> (0,056 рад)
Протоны 200 МэВ (структурные эффекты)	РМ ИП КМОП ФС	2018_08	$\begin{array}{c} 25\pm5/\\ 45\pm5 \end{array}$	6·10 <sup>10</sup> протон/см <sup>2</sup> (3 рад)
Протоны 200 МэВ (структурные эффекты)	РМ ИП КМОП ФС	2018_10	минус 20 ± 5 / 0 ± 5	6·10 <sup>10</sup> протон/см <sup>2</sup> (3 рад)
Протоны 200 МэВ (структурные эффекты)	РМ ИП КМОП ФС	2018_09	минус 30 ± 5 / минус 8 ± 5	3,2·10 <sup>11</sup> протон/см <sup>2</sup> (16 рад)
Протоны (ФС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_03, 2018_04, 2018_06, 2018_08	25 ± 5 / 45 ± 5	$\begin{split} E_{np} &= 200 \text{ M} \ni B, \\ N_{\vartheta \varphi} &= 0, \\ \sigma_{\text{Hac}} &= 1,5 \cdot 10^{-11} \end{split}$
Протоны (ФС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_10	минус 20 ± 5 / 0 ± 5	$\begin{split} E_{\pi p} &= 200 \text{ M} \ni B, \\ N_{\ni \varphi} &= 0, \\ \sigma_{\text{Hac}} &= 6 \cdot 10^{-11} \end{split}$
Протоны (ФС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_09	минус 30 ± 5 / минус 8 ± 5	$\begin{split} E_{np} &= 200 \ \overline{M} \ni B, \\ N_{\ni \varphi} &= 3, \\ \sigma_{\text{Hac}} &= 3, 3 \cdot 10^{-11} \end{split}$
Протоны (ОС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_03, 2018_04,	$25 \pm 5 / 45 \pm 5$	$E_{\pi p} = 200 \text{ M} \Im B,$ $N_{\Im \varphi} = 8,$

Вид воздействия (тип эффекта)	Тип оснастки	Номер образца	Температура окружающей среды/кристалла, °С	Уровень стойкости
		2018_06, 2018_08		$\sigma_{\rm Hac}=7,8\cdot10^{-11}$
Протоны (ОС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_10	минус 20 ± 5 / 0 ± 5	$\begin{split} E_{np} &= 200 \ M \vartheta B, \\ N_{\vartheta \varphi} &= 1, \\ \sigma_{\text{Hac}} &= 1, 1 \cdot 10^{-10} \end{split}$
Протоны (ОС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_09	минус 30 ± 5 / минус 8 ± 5	$E_{\pi p} = 200 \text{ M} \Im B,$ $N_{\Im \varphi} = 4,$ $\sigma_{\text{Hac}} = 3.9 \cdot 10^{-11}$
ТЗЧ (ТЭ)	РМ ИП КМОП ФС	2016_01, 2016_02, 2016_03	25 ± 5 / 45 ± 5	$L_0=18$ M $ m B \cdot cm^2/m\Gamma;$ $\sigma_{\rm Hac} = 2 \cdot 10^{-4}$
ТЗЧ (ТЭ)	РМ ИП КМОП ФС	2018_02, 2018_04, 2018_06	25 ± 5 / 45 ± 5	$L_0=38$ M $\ni$ B $\cdot$ cm <sup>2</sup> /m $\Gamma$ ; $\sigma_{Hac} = 4 \cdot 10^{-2}$
ТЗЧ (ОС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_02, 2018_04, 2018_06	25 ± 5 / 45 ± 5	$\begin{array}{c} L_0=1\\ M \ni B \cdot c m^2 / M \Gamma;\\ \sigma_{\text{Hac}}=1,1 \cdot 10^{-3} \end{array}$
ТЗЧ (ФС)	РМ ИП КМОП ФС	2018_02, 2018_04, 2018_06	25 ± 5 / 45 ± 5	$\begin{array}{c} L_0 = 1 \\ M \Im B \cdot c m^2 / M \Gamma; \\ \sigma_{\text{hac}} = 3, 1 \cdot 10^{-4} \end{array}$

РМ ИП КМОП ФС – рабочее место измерения параметров КМОП-фотосенсоров Е<sub>пр</sub> – энергия протонов

N<sub>эф</sub> – количество эффектов

 $\sigma_{\text{нас}}$  – сечение насыщения эффекта, см<sup>2</sup>

ТЭ – тиристорный эффект

ОС – одиночный сбой

ФС – функциональный сбой

L<sub>0</sub> – пороговое значение ЛПЭ эффекта

ЛПЭ – линейные потери энергии

При испытаниях на дозовые ионизационные эффекты контролировались электрические и фотометрические параметры. Под электрическими параметрами понимаются токи потребления отдельно по всем четырем каналам питания КМОПматрицы, под фотометрическими – DC, DSNU, FPN. Для трех образцов матриц все характеристики остались в допустимых пределах вплоть до уровня воздействия 18 крад: ток потребления по каналу VDD20 не превышал 360 мА, по каналу VDD33 – 90 мА, VDDpix – 218 мA, Vres\_h – 15 мA; темновой ток не превышал 399 электрон/с, при времени экспонирования 100 мс DSNU не превышал 21 электрона, а FPN – 19 электрон.

Как было показано в публикации (Белинская и др., 2018), наибольший вклад в деградацию фотометрических характеристик КМОП-матриц вносят структурные повреждения, которые приводят к появлению «битых» пикселей, а также росту среднего значения и СКО темнового сигнала. Зависимости структурного шума (FPN) и среднего значения темнового тока (DC) от дозы структурных повреждений для трех значений температуры окружающей среды во время облучения и проверки параметров представлены на рисунках 2.6 и 2.7 (в скобках указана температура кристалла, измеренная встроенным термодатчиком).

На рисунке 2.6 видно, что до облучения уровень структурного шума не зависел от температуры кристалла и составлял порядка десяти электрон. После облучения протонами с эквивалентной дозой структурных повреждений 1 рад наблюдается существенная зависимость структурного шума от температуры. За счет уменьшения температуры кристалла до 0 °C удается повысить стойкость КМОП-матрицы по параметру FPN на порядок.



Рисунок 2.6 – Зависимость структурного шума от поглощенной дозы структурных повреждений

На рисунке 2.7 видно, что до облучения уровень темнового тока составлял десятки электрон/с для трех значений температуры кристалла. После облучения дозой структурных повреждений 1 рад при комнатной температуре среднее значение темнового тока выросло в 35 раз. Данный рост обусловлен повышением структурного шума за счет появления «горячих» пикселей. Как и в случае с FPN, стойкость КМОП-матрицы по параметру DC удается повысить на порядок.



• +25 °C (+45°C) • минус 30°С (минус 8 °C) • минус 20 °С (0 °С)

Рисунок 2.7 – Зависимость среднего значения темнового сигнала по кадру от поглощенной дозы структурных повреждений

Полученные результаты коррелируют с данными публикаций (Белинская и др., 2018; Кобелева, Воронков и др., 2020) и подтверждают целесообразность применения охлаждения КМОП-матриц в высокоточных звездных датчиках нового поколения. В продолжение данной работы с целью определения оптимального температурного режима КМОП-матрицы в составе высокоточного звездного датчика нового поколения образец № 2016\_01, облученный до 5·10<sup>10</sup> нейтрон/см<sup>2</sup> (1,55 рад), был установлен в тепловой макет звездного датчика. Критерием работоспособности было отсутствие кластеров из трех и более «горячих» пикселей, которые могли бы исказить изображение звезды. График зависимости количества трех пиксельных кластеров от температуры кристалла КМОП-матрицы приведен на рисунке 2.8.



Рисунок 2.8 – График зависимости количества объектов из трех и более «горячих» пикселей от температуры кристалла КМОП-матрицы

Таким образом, с целью повышения стойкости КМОП-матрицы к структурным эффектам рекомендуется введение охлаждения до единиц градусов.

При испытаниях на ускорителях протонов и ТЗЧ были зафиксированы одиночные сбои регистров, часть этих сбоев приводила к функциональному сбою КМОП-матрицы, который проявлялся как потеря изображения или его части. Данные сбои не требуют перезапуска питания и могут быть устранены перезаписью регистров матрицы. Характеристики стойкости КМОП-матрицы по одиночным эффектам сбоев от воздействия потока протонов с энергией 200 МэВ представлены в таблице 2.3. Для парирования сбоев в условиях эксплуатации на круговой орбите 800 км был разработан алгоритм циклической перезаписи регистров.

Испытания на стойкость к воздействию ТЗЧ проводились в динамическом режиме на четырех видах ионов (ксенон – 67 МэВ·см<sup>2</sup>/мг, криптон – 39 МэВ·см<sup>2</sup>/мг, аргон – 18 МэВ·см<sup>2</sup>/мг и неон – 8 МэВ·см<sup>2</sup>/мг) с использованием испытательного стенда «ИС ОИ 400-Н» Роскосмоса на базе циклотрона У-400. Помимо эффектов сбоев при испытаниях на стойкость к ТЗЧ с ЛПЭ 39 и 67 МэВ·см<sup>2</sup>/мг были зафиксированы тиристорные эффекты по двум каналам питания: VDD20 и VDD33. Результаты контроля тока потребления представлены на рисунках 2.9 и 2.10. Для парирования ТЭ в звездном датчике построена схема защиты, перезапускающая питание КМОП-матрицы при превышении тока потребления относительно заданного порога. Порог срабатывания задается в процессоре 1986ВЕ81Т и выбирается на основании полученных при испытаниях значений тока потребления с учетом потребления КМОП-матрицы до облучения в диапазоне рабочих температур.



Рисунок 2.9 – Результаты контроля потребления сенсора по каналу VDD20



Рисунок 2.10 – Результаты контроля тока потребления сенсора по каналу VDD33

Для получения зависимости сечения эффекта от ЛПЭ были проведены дополнительные испытания на лазерной установке «ПИКО-4», а также испытания на удержание в состоянии ТЭ в течение 5 минут. Полученные расчетно-экспериментальные оценки сечений ТЭ при воздействии ионов с различными значениями ЛПЭ и лазерного источника с различной энергией позволяют аппроксимировать экспериментальные результаты функцией Вейбулла (рисунок 2.11). Низкая частота эффекта, положительные результаты испытаний на удержание в состоянии ТЭ и разработанная схема защиты позволяют обеспечить требуемую отказоустойчивость высокоточного звездного датчика нового поколения.



Рисунок 2.11 – Зависимость сечения ТЭ от ЛПЭ

# 2.4 Результаты испытаний на стойкость к воздействию ТЗЧ и ВЭП по эффектам сбоев и отказов

Данные о полученных характеристиках стойкости ЭКБ отечественного производства к воздействию ТЗЧ по эффектам сбоев и отказов приведены в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Характеристики сбое- и отказоустойчивости ЭКБ ОП

из состава высокоточного звездного датчика нового поколения

Наименование	Тип ОРЭ	Пороговое значение ЛПЭ, МэВ·см <sup>2</sup> /мг	Сечение насыщения, см <sup>2</sup>	Меры парирования эффекта		
	ТЭ, КО	$\geq 60$	_	Не требуется		
DISC	OC <sub>PCH</sub>	1	8,5·10 <sup>-8</sup>	Коды восстановлени я		
КІЗС- микроконтроллер	OC <sub>RAMD</sub>	1	5,1·10 <sup>-9</sup>	Коды восстановлени я		
	ФС	1	1,1.10-4	Перезапуск питания		
Приемо- передатчик	ТЭ, КО	≥ 65	_	Не требуется		
Стабилизаторы напряжения	ТЭ, КО	≥61,6	_	Не требуется		
Регулятор напряжения	ТЭ, КО	≥ 68,14	-	Не требуется		
Операционный усилитель	ТЭ, КО	≥61	-	Не требуется		
Микросхема 6 «НЕ»	OC	$\geq 60$	-	Не требуется		
Транзисторы	ТЭ, КО	≥65,6	_	Не требуется		
КО – катастрофический отказ						

ОС<sub>РСН</sub> – одиночные сбои в регистрах общего назначения

ОС<sub>RAMD</sub> – одиночные сбои в ячейках памяти

Как видно из таблицы 2.4, в высокоточном звездном датчике нового поколения применяется высоконадежная отказоустойчивая ЭКБ. Оперативная память и регистры специального назначения RISC-микроконтроллера являются чувствительными к одиночным эффектам сбоев, что может приводить к функциональным сбоям в работе микроконтроллера. С целью повышения сбоеустойчивости в высокоточном звездном датчике нового поколения применяется помехозащищенное кодирование и проверка перезапись регистров при обнаружении сбоя.

#### 2.5 Результаты испытаний вторичного источника питания

Испытания вторичного источника питания проводились в нормальных климатических условиях до уровня поглощенной дозы 35 крад с использованием изотопной установки «Гамма Панорама МИФИ» с облучателем на основе изотопа  $Cs^{137}$  при интенсивности воздействия 0,1 ед./с. Во время испытаний контролировались входной ток и входные напряжения + 5 В и + 3,3 В.

Зависимости контролируемых параметров от уровня воздействия приведены на рисунках 2.12–2.14.



Рисунок 2.12 – Зависимость выходного напряжения по каналу +5 В платы преобразователей от уровня воздействия



Рисунок 2.13 – Зависимость выходного напряжения по каналу + 3,3 В платы преобразователей от уровня воздействия



Рисунок 2.14 – Зависимость тока платы преобразователей от уровня воздействия

На графиках видно, что выходное напряжение + 5 В практически не меняется с внесением поглощенной дозы, в то время как выходное напряжение + 3,3 В и входной ток имеют тенденцию к росту. Однако ни один из параметров не выходит за допустимую норму, что говорит о соответствии вторичного источника питания требованиям по радиационной стойкости.

#### 2.6 Результаты испытаний функционального макета

Испытания функционального макета проводились с целью подтверждения радиационной стойкости прибора по поглощенной дозе в штатном режиме функционирования. Уровень воздействия выбирался на основе расчета локальных поглощенных доз для низкой круговой орбиты за срок активной службы. Максимальной расчетное значение поглощенной дозы на ЭКБ функционального макета составило 8,26 крад. График набора дозы представлен на рисунке 2.15.



Рисунок 2.15 – График набора поглощенной дозы

В процессе облучения нарушений информационного обмена функционального

макета с контрольно-испытательной аппаратурой не наблюдалось. Критерием работоспособности было определение ориентации на контрольной ступени (при остановке облучения), кроме того, контролировалось количество зафиксированных и распознанных объектов. Графики зависимости количества локализованных и распознанных объектов приведены на рисунке 2.16.



Рисунок 2.16 – Зависимость количества зафиксированных и распознанных объектов от поглощенной дозы

Как видно из графика, представленного на рисунке 2.16, при уровне поглощенной дозы 13,85 крад количество зафиксированных и распознанных объектов снизилось. Причиной потери объектов стало снижение их интегральной яркости (рисунок 2.17).



Рисунок 2.17 – Зависимость интегральной яркости локализованных объектов (ЕМР – единицы младшего разряда АЦП) от поглощенной дозы.

Из рисунка 2.17 видно, что интегральная яркость локализованных объектов в

среднем упала на 87 % (или в 7,4 раза) относительно измерений, проведенных до облучения. Во время испытаний было сделано предположение о снижении пропускной способности оптических элементов таких как: объектив ОЗК-60/1,4, технологическое защитное стекло и объектив ИЗН. Кроме того, в ИЗН используется не радиационностойкий светодиод, яркость которого могла снизиться при воздействии гамма-излучения. Визуальный осмотр объектива и защитного стекла показал затемнение одной или нескольких нижних линз объектива ОЗК-60/1,4 (рисунок 2.18) и самого защитного стекла. Сравнение пропускания облученного объектива с объективом ОЗК-60/1,4К, чьи линзы аналогичны исследуемому образцу, показало уменьшение пропускания в 1,5 раза. Сравнения облученного и необлученного стекла показало уменьшение пропускания в 1,3 раза. Наибольший вклад в снижение интегральной яркости локализованных объектов внес ИЗН.



Рисунок 2.18 – Затемнение объектива после облучения до уровня поглощенной дозы 13,85 крад

Номер оптического элемента	Марка стекла	Толщина слоя, мм	Пробег протонов 6,3 МэВ, мм	Доза, рад
1	TK121	0,1	0,3154	$2,76 \cdot 10^5$
_''_	ТК121	0,2	0,3154	$9,38 \cdot 10^4$
_''_	ТК121	0,3	0,3154	$3,07 \cdot 10^4$
_"_	TK121	0,4	0,3154	$1,21 \cdot 10^4$
_"_	TK121	1	0,3154	$8,35 \cdot 10^3$
_"_	TK121	1	0,3154	$6,10.10^3$
_''_	ТК121	2	0,3154	$5,37 \cdot 10^3$
_''_	TK121	2	0,3154	$4,75 \cdot 10^3$
_''_	ТК121	2	0,3154	$4,34.10^{3}$
2	ΤΦ108	4	0,311	$4,10.10^{3}$
3	БФ113	10	0,3240	$3,19 \cdot 10^3$
4	ЛК3	3,5	0,3896	$3,33 \cdot 10^3$
5	ΤΦ7	3	0,2846	$3,33 \cdot 10^3$

Таблица 2.5 – Расчетные уровни дозы, поглощенной объективом за время эксплуатации

Номер оптического элемента	Марка стекла	Толщина слоя, мм	Пробег протонов 6,3 МэВ, мм	Доза, рад
6	ТК21	10	0,3154	$2,54 \cdot 10^3$
7	ТК21	8	0,3154	$2,54 \cdot 10^3$
8	СТК21	7	0,3420	$2,03 \cdot 10^3$
9	K8	6	0,3872	$2,28 \cdot 10^3$

Из таблицы 2.5 видно, что расчетное значение дозы, поглощенной нижней линзой, на порядок меньше, чем уровень облучения при испытаниях.

Таким образом, функциональный макет успешно прошел испытания на стойкость к воздействию ионизирующих излучений по поглощенной дозе. Подтвержденный уровень стойкости прибора и комплектующей его ЭКБ ОП составляет 13850 рад, что соответствует сроку активного существования 11 лет 9 месяцев на низкой круговой орбите.

#### Заключение

Комплексные испытания на стойкость к воздействию ТЗЧ позволили определить чувствительные элементы и выработать программно-аппаратные методы повышения сбоеи отказоустойчивости.

Функциональный макет успешно прошел испытания на стойкость к воздействию ионизирующих излучений по поглощенной дозе. Был подтвержден уровень стойкости комплектующих 13850 рад, что соответствует сроку активного существования **11 лет 9 месяцев** на низкой круговой орбите.

Обширные исследования радиационной стойкости КМОП-матриц показали, что наибольший вклад в деградацию характеристик вносят эффекты смещения, возникающие вследствие воздействия протонов ЕРПЗ. По результатам испытаний приняты следующие меры: охлаждение КМОП-матрицы и алгоритм отбраковки «битых» пикселей.

#### Научные публикации

 Бессонов Р.В., Кобелева А.А., Прохорова С.А., Сметанин П.С., Форш А.А., Эльяшев Я.Д. Результаты радиационных испытаний высокоточного звездного датчика нового поколения и его комплектующих // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 6. В печати.

#### Литература

- Аванесов Г.А., Акимов В.В., Воронков С.В. Результаты испытаний ПЗС-матриц российского и зарубежного производства на источниках заряженных частиц // Всерос. научно-техн. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: сб. тр. Таруса, 22-28 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 447–457.
- 2. Белинская Е.В., Кобелева А.А., Сметанин П.С., Эльяшев Я.Д., Черняк М.Е. Сравнение эффектов структурных повреждений в матрицах КМОП и ПЗС, применяемых в звездных датчиках, на примере СМV4000 и ФППЗ «Лев-4» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018.Т. 15. № 6. С. 119–130.
- 3. Кобелева А.А., Воронков С.В., Прохорова С.А. Влияние радиации на ключевые параметры матричных фотоприемных устройств // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 1. С. 80–88.
- Кобелева А.А., Эльяшев Я.Д., Бессонов Р.В., Куделин М.И., Аванесов Г.А., Форш А.А Результаты испытаний фотосенсоров CMV 20000 на стойкость к воздействию ионизирующих излучений космического пространства // 5-я Всерос. научно-техн. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: сб. тр. Таруса, 5–8 сент. 2016. М.: ИКИ РАН, 2017, С. 154–162.

Раздел 3. Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также посадки на Луну

# 3.1 Разработка методов и средств автономной оптической навигации. Припланетная навигация

Отв. исп.: д.т.н., профессор, г.н.с. Г.А. Аванесов, к.ф.-м.н., с.н.с. Б.С. Жуков

Сближение с планетами и малыми телами Солнечной системы, а также посадка на них требуют применения методов и средств автономной навигации КА. Важную роль в решении этих ответственных задач традиционно отводится телевизионным приборам, хорошо зарекомендовавшим себя во многих проектах. В качестве примеров можно привести систему автономной навигации, использовавшейся при пролете мимо малых тел Солнечной системы (Bhaskaran, 2012), при посадке на ядро кометы (Kubota et al, 1999) и при недавней посадке марсохода Perseverence (<u>https://mars.nasa.gov/mars2020/</u>mision/technology/ #Terrain-Relative-Navigation).

В отечественной практике телевизионные приборы были впервые использованы для управления сближением с ядром кометы Галлея в 1984–1986 годах (проект «Вега»). Непосредственно при пролете КА мимо ядра кометы телевизионная система использовалась для автоматического наведения платформы с научными приборами на объект наблюдения. При этом для наземной отработки телевизионной системы проекта использовался специально разработанный для этих целей стенд (Телевизионная съемка ядра кометы Галлея, 1989). Еще раз телевизионные средства измерения успешно использовались в проекте «Фобос» в 1988–1989 гг. (Телевизионные исследования Фобоса, 1994).

Телевизионные средства планировалось использовать для управления сближением и посадкой на Фобос спускаемого аппарата (проект «Фобос-Грунт») в 2011 году. Специально для этого проекта были разработаны новые приборы: солнечные датчики ориентации ОСД, звездные датчики ориентации БОКЗ-МФ, а также телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) в составе четырех камер, снабженных вычислительными модулями: две узкоугольных и две широкоугольных. Для отработки всех перечисленных приборов использовались специальные стенды, генерирующие изображения объектов наблюдения для каждого из них и имитирующие динамику полета (Аванесов и др., 2010). К сожалению, из-за аварии КА испытать эти приборы в полете так и не удалось.

Начиная с 90-х годов прошлого века, в ИКИ РАН накопился большой и весьма положительный опыт создания и практического использования стендов для отработки звездных датчиков ориентации КА (Аванесов и др., 2003). В настоящее время, с учетом накопленного опыта и перспективных планов полетов отечественных КА к Луне, в ИКИ РАН создается система автономной оптической навигации для работы в припланетной области космического пространства (Аванесов и др., 2020) и стенд для ее наземной отработки.

В основе разрабатываемой системы автономной припланетной навигации лежат синхронные, привязанные к абсолютному времени UTC, измерения направлений на звезды небесной сферы, на горизонты Луны, Земли, а также на объекты лунной/земной поверхности с заранее известными координатами (контрольные точки – КТ). Измерения направлений на звезды выполняются с помощью звездных датчиков ориентации. Направления на линию горизонта планеты и на элементы ее поверхности выполняются с помощью широкоугльной и узкоугольной навигационных камер – ШНК и УНК. Таким образом, по составу технических средств разрабатываемая в ИКИ РАН система автономной навигации КА в припланетной области космического пространства практически не отличается от той, что использовалась в проекте «Фобос–Грунт». Значительные отличия вновь создаваемой системы от ее прототипа заключаются в использовании в ней более современных приборов, в их ключевых параметрах, а также в конструктивном исполнении и компоновке на борту КА.

Конструктивные отличия современных приборов от их прототипов заключаются в том, что съемочные камеры и звездные датчики выполнены в виде выносных оптических головок. Входящие в их состав модули процессоров вынесены в отдельный блок обработки данных (БОД). Это позволило разместить все оптические головки на одном кронштейне, что должно заметно облегчить взаимную выставку осей всех камер.

В состав системы входят четыре измерительных камеры:

- два звездных датчика (ЗД), предназначенные для определения ориентации КА, в составе двух оптических головок (ОГ-ЗД) и двух модулей обработки данных,
- одна узкоугольная навигационная камера (УНК) для наблюдения и распознавания объектов поверхности планет в составе оптической головки (ОГ-УНК) и модуля процессора,
- одна широкоугольная навигационная камера (ШНК) для наблюдения и распознавания горизонта и объектов поверхности планет в составе оптической головки (ОГ-ШНК) и модуля процессора.

Основные параметры оптических головок приведены в таблице 3.1.

Камера	ОГ-ШНК	ОГ-УНК	ОГ-3Д – 2шт.
Фокусное расстояние, мм	3,6	23	36
Размер кадра, пиксель		2048 x 2048	
Угловое разрешение б, угл. сек	316	49,3	31,5
Поле обзора, угл. град	180	27,5	17,8
Спектральная зона, мкм	0,8–0,9	0,8–0,9	0,5–0,9

Таблица 3.1 – Основные параметры оптических головок навигационной системы

- Звездные датчики и камеры образуют единое координатное пространство. Измерения параметров ориентации по звездам небесной сферы выполняются в инерциальной системе координат ICRS с использованием бортового звездного каталога. Измерения направлений на горизонт планеты и на КТ ведутся в связанной с поверхностью планеты вращающейся планетоцентрической системе координат (ПЦСК) – ITRS – для Земли и Moon ME – для Луны.
- Для распознавания КТ на поверхности Луны на основе ее модели создан специальный каталог. КТ более или менее равномерно распределены по поверхности планеты. Среднее расстояние между КТ составляет около 30 км. Аналогичный каталог КТ создан по результатам космических съемок и для объектов земной поверхности. В настоящее время он используется в экспериментальных целях для геопривязки материалов космической съемки Земли, получаемых многозональной съемочной системой, разработанной в ИКИ РАН и эксплуатируемой на КА серии «Метеор-М» (Жуков и др., 2018).
- Связь между планетоцентрической и инерциальной системами координат осуществляется на основании привязки измерений к UTC, что позволяет пересчитывать полученные измерения в координаты подспутниковой точки на планете, в положение центра масс КА на орбите, а также определять его ориентацию в инерциальном пространстве.

В соответствии с заложенными в навигационную систему принципами, задача создаваемого стенда состоит в том, чтобы по возможности точно воспроизвести условия наблюдения звезд, Луны и Земли с борта КА на околопланетных орбитах и на орбите перелета от одной планеты к другой, исходя из того, что все происходящие в это время события разворачиваются во времени. Для этого стенд должен синхронно во времени генерировать изображения звезд небесной сферы, а также изображения Земли и Луны так, чтобы приборы навигационной системы в каждый момент времени могли «видеть» их так,

как это будет происходить на борту КА в реальном полете. В этом состоит задача стенда, и в этом заключается его новизна по отношению к предыдущим проектам, где отработка каждого бортового прибора шла по отдельности от других.

Укрупненная структура стенда, получившего название «Стенд для отработки технологии припланетной навигации» (далее Стенд), показана на рисунке 3.1. Стенд состоит из нескольких компьютеров и средств отображения, на которых с помощью специально разработанной программы «Генерация» воспроизводится изображение звезд, Земли и Луны в масштабе и ракурсах, соответствующих положению КА на трассе полета.

В состав стенда включен также персональных компьютер (ПК), к которому через блок интерфейсов могут подключаться оптические головки ОГ-ЗД, ОГ-УНК и ОГ-ШНК непосредственно, либо через БОД навигационной системы. В обоих случаях установленное в ПК или в БОД математическое обеспечение становится для остального оборудования стенда предметом тестирования.

Задаваемые программой «Генерация» параметры полета сравниваются с измеренными приборами навигационной системы величинами с помощью программы «Арбитр». При этом сопоставляются углы ориентации КА и координаты КА в ПЦСК. Координаты КА выводятся как в виде декартовых координат КА, которые непосредственно используются при динамической фильтрации навигационных измерений при определении орбиты КА, так и для удобства в виде сферических координат – широты и долготы подспутниковой точки и высоты КА.

Таким образом, оборудование и программно-математическое обеспечение стенда позволяет не только моделировать условия наблюдения небесных тел, но и оценивать результаты работы приборов навигационной системы.



Рисунок 3.1 – Укрупненная структура стенда для отработки технологии автономной припланетной навигации

Оборудование стенда и приборы испытуемой системы используют в своей работе мировое время, но связаны между собой только через оптические каналы «экран – оптическая головка».

Программа «Генерация», содержит следующие основные программные модули:

- «Калибровка»;
- «Орбита/ориентация»;
- «Генерация изображений звезд»;
- «Генерация изображений планет».
Перед началом совместной работы стенда и приборов навигационной системы проводится выставка и калибровка взаимодействующих инструментов. Для этого программный модуль «Калибровка» содержит набор тестовых изображений, с помощью которых выполняется оценка частотно-контрастных характеристик всех четырех систем «экран – камера», а также производится их юстировка. Тестовые изображения содержат градационные клинья, вертикальные и горизонтальные линии, соответствующие различным пространственным частотам. По ним проводится подстройка фокусировки камер и подбор оптимального времени накопления полезного сигнала. Другая группа изображений содержит сетки регулярно расположенных точек, используемые для точной взаимной выставки каждой пары «экран – камера», а также для устранения обобщенной дисторсии.

Выявленные в процессе калибровки отклонения в измеренных параметрах протоколируются и, в зависимости от их величины и значимости, либо устраняются, либо учитываются в дальнейших расчетах.

В соответствии с полетным заданием, программный модуль «Орбита/ориентация» для каждого заданного момента времени генерирует координаты КА на орбите и положение его системы координат по отношению к звездам небесной сферы, а также координаты на ней визирных осей двух входящих в состав навигационной системы звездных датчиков ориентации. Эти данные транслируются в программные модули «Генерация изображений звезд» и «Генерация изображений планет».

Программный модуль «Генерация изображений звезд» является модификацией программы SkyViewer (Аванесов и др., 2021). В этом программном модуле по заданным координатам визирных осей определяется центр наблюдаемых звездными датчиками в данный момент площадок на небесной сфере. Угловые размеры площадок определяются полями зрения приборов. Таким образом, создается адресная система для выборки групп звезд из каталога Ніррагсоs. В существующем виде программа содержит набор из 12 звездных каталогов. Один из них содержит расширенный список из 41399 звезд до 8,5 звездной величины, выбранных из каталога Ніррагсоs. Остальные 11 представляют собой каталоги звезд, набранные из расширенного списка для конкретных звездных датчиков ориентации, разработанных в ИКИ РАН.

Изображения звезд каждого участка небесной сферы формируются с учетом их звездной величины и спектральной характеристики ОГ-ЗД. На изображения звезд, при необходимости, могут накладываться шумы и помехи. Готовые изображения, соответствующие расположению оптических головок в инерциальном пространстве, выводятся на экраны мониторов № 1 и № 2. Звезды на экране монитора отображаются

одним пикселем, угловой размер которого определяет величину пространственной дискретизации изображения. Затем «бортовое» время увеличивается на *dt* и весь цикл повторяется. Таким образом, изображение участка небесной сферы предъявляется прибору дискретно по пространству и по времени.

Программный модуль «Генерация изображений планет» использует полученные от программного модуля «Орбита/ориентация» данные о координатах КА на орбите и его ориентации в инерциальном пространстве для вычисления положения по отношению к нему Солнца, Земли и Луны по их эфемеридам. Результатом этих вычислений становятся расчетные значения координат подспутниковых точек на поверхности планет и углов падения солнечных лучей на них. Эти данные используются в качестве адресной системы для обращения к банкам данных «Материалы съемки Земли» и к «Модели Луны». Угловые размеры, масштаб и другие параметры генерируемых программой изображений выбираются в соответствии с характеристиками ОГ-УНК и ОГ-ШНК. Сформированные программой изображения выводятся на экран монитора № 3 и на проекционный экран № 4.

Для генерации изображений Земли используются материалы космической съемки планеты, а также ее топографическая модель SRTM – Shuttle Radar Topography Mission http://srtm.csi.cgiar.org/srtmdata). Изображения Луны генерируются на основе ее топографических моделей, построенных по данным лазерного альтиметра Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) на КА Luna Reconnaissance Orbiter (LRO) (http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA\_GDR).

Как уже упоминалось, сопряжение средств генерации изображений с оптическими головками навигационной системы производится через средства отображения на основе экранов мониторов и коллиматоров для ОГ-ЗД и ОГ-УНК. Для сопряжения с ОГ-ШНК используется проекционный экран. Вносимая пиксельной структурой экранов пространственная и временная дискретизация изображения ограничивает возможности использования выбранного способа моделирования для оценки точности координатных измерений, выполняемых испытуемыми приборами, но никак не мешает отработке их математического обеспечения и оценки функциональных возможностей.

На момент написания данной статьи оптические головки навигационной системы подключены к ПК обработки данных через блок интерфейсов. В ПК загружена актуальная на данный момент версия математического обеспечения, имитирующая обработку данных камер навигационной системы и логику их взаимодействия. Идет отладка приборов в статике.

В качестве примера работы стенда на рисунке 3.2 показан снимок участка небесной

сферы, принятый к обработке ОГ-ЗД2 с экрана монитора № 2. Ниже, в таблице 3.2 показаны результаты сравнения заданных стендом и измеренных звездным прибором параметров ориентации. Видно, что между заданными и измеренными параметрами ориентации, сопоставленными с помощью программы «Арбитр», есть незначительные отличия, что вполне естественно и допустимо.



Рисунок 3.2 – Изображение участка небесной сферы, принятое ОГ-3Д № 2 с экрана монитора

Из рисунка 3.2 видно, что принятое ОГ-ЗД2 изображение участка небесной сферы практически не отличается от снимков реального небосвода в хороших условиях.

	Углы визирования		
	Прямое	Склонение	Азимут
	восхождение		
Заданные стендом	56° 33′ 54″	14° 28′ 39″	26° 33′ 54″
Измеренные	56° 33′ 51″	14° 28′ 35″	26° 34′ 33″
прибором			

Таблица 3.2 – Сравнение заданных стендом и измеренных прибором параметров ориентации

Следующие примеры работы стенда и испытуемых приборов демонстрируют наблюдения горизонта Луны и объектов ее поверхности с помощью ОГ-ШНК и ОГ-УНК.

На рисунке 3.3 приведены снимки, сгенерированные стендом и принятые с экрана мониторов 3 и 4 приборами ОГ-ШНК и ОГ-УНК, а также результаты работы испытуемой системы.



Рисунок 3.3 - Снимки, сгенерированные стендом: а) изображение диска Луны с высоты 400 км, принятое ОГ-ШНК с проекционного экрана № 4; б) линия горизонта Луны, выделенная ПМО процессорного модуля; в) фрагмент изображения, полученного ОГ-ШНК, размером 90° х 90° - используется в качестве иллюстрации; г) изображения 27,5° х 27,5° принятое ОГ-УНК с экрана монитора № 3

На рисунке 3.3а показано изображение, сгенерированное программой стенда и

принятое ОГ-ШНК с высоты 400 км. На рисунке 3.36 показана выделенная математическим обеспечением ШНК линия горизонта. По ней с учетом синхронно полученных показаний звездных датчиков рассчитаны и переданы в математическое обеспечение УНК координаты подспутниковой точки. Одновременно было получено изображение УНК, показанное на рисунке 3.3г. Ее модуль процессора, используя полученные координаты, обратился к своему банку контрольных точек. Проекция распознанных УНК контрольных точек показана на рисунке 3.3г зелеными квадратами.

На рисунке 3.3а зеленым квадратом выделена часть поля зрения ШНК размером 90° х 90°. Увеличенный фрагмент поля зрения ШНК показан на рисунке 3.3в. На нем зеленым квадратом показано поле зрения УНК. По расположению кратеров на рисунке 3.3а, 3.3в и 3.3г можно судить о том, что УНК с высокой детальностью наблюдает тот же участок планеты, что и ШНК.

В таблице 3.3 для показанных на рисунке 3.3 изображений Луны приведены результаты сравнения заданных стендом и измеренных приборами навигационной системы координат подспутниковой точки и высоты орбиты КА, выполненные программой «Арбитр». Для наглядности ошибки измерений приведены в метрах.

	Широта	Долгота		
	подспутниковой	подспутниковой	Высота КА	
	точки	точки		
Заданные стендом	- 1 42226°	51.05341°	400000 м	
координаты	1,12220	51,05511	100000 M	
Координаты,				
измеренные ШНК по	- 1,21610°	51,24501°	399208 м	
горизонту				
Ошибка измерений	6252 м	5808 M	792 м	
ШНК	0232 M	5000 M	772 M	
Координаты,				
измеренные УНК по	- 1,42207°	51,05515°	400209 м	
контрольным точкам				
Ошибка измерений	58м	52 7 м	209.2 м	
УНК	5,0 M	52,7 M		

Таблица 3.3 – Сравнение заданных стендом и измеренных приборами навигационной системы координат подспутниковой точки на лунной поверхности и высоты орбиты КА

Приведенные ошибки соответствуют результатам модельных расчетов. Большие ошибки измерений по горизонту, проводящихся в приближении «круглой Луны», объясняются влиянием рельефа Луны, на которой перепад высот относительно референцсферы достигает ±10 км. Такая точность является вполне приемлемой в принятом алгоритме навигационных измерений, где навигация по горизонту используется лишь для грубого определения положения КА в целях сокращения области поиска контрольных точек в бортовом каталоге УНК. После этого переход на навигацию по контрольным точкам позволяет определить координаты подспутниковой точки по данным УНК с точностью в десятки метров. Ошибка определения высоты КА в сотни метров по данным УНК также является ожидаемой – она связана с относительно узким полем зрения УНК, следствием чего является недостаточная угловая засечка при определении высоты.

Возможности проектируемой навигационной системы и стенда для ее отработки ограничиваются разрешающей способностью модели LOLA, используемой для выбора контрольных точек. Вместе с тем, имеющиеся на борту навигационные приборы пригодны для работы и на малых высотах, включая посадку. Чтобы реализовать такую возможность, необходимо дополнить модели Луны LOLA описанием района посадки в виде моделей более высокого разрешения, например, построенных по данным узкоугольной телевизионной камеры Narrow Angle Camera (NAC) на KA LRO (http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr\_product\_select), либо использовать непосредственно материалы съемки района посадки с высоким пространственным разрешением. По ним можно было бы выбрать новые KT, которые будут включены в бортовые каталоги ШНК и УНК.

Навигация по горизонтам планет и по контрольным точкам на их поверхности носит абсолютный характер. Абсолютная навигация необходима, чтобы точно вывести КА в заданный район на выбранное заранее место посадки. Вместе с тем, посадка КА на поверхность планеты всегда содержит элементы непредсказуемости. При этом очень важно, чтобы КА, начиная с некоторой высоты, обладал способностью к самостоятельным действиям сообразно со сложившейся ситуацией. Например, в процессе снижения при ближайшем рассмотрении телевизионные средства КА могут обнаружить на запланированном месте посадки какое-то препятствие. В таком случае КА должен иметь возможность для выполнения самостоятельного маневра для ухода от препятствия. Такая возможность предусматривалась в телевизионной системе навигации и наблюдения (TCHH) в несостоявшемся в 2011 году полете КА «Фобос-Грунт» (Аванесов и др., 2010). В этом проекте телевизионные средства на этапе снижения формировали «карту риска» района посадки и указывали направление увода спускаемого аппарата. Такой режим

полета также будет отрабатываться с помощью средств создаваемого стенда.

Завершая описание стенда для отработки технологии припланетной навигации, следует отметить, что уже полученные результаты подтверждают правильность выбранной концепции его построения. На этом основании можно предположить, что стенд станет важным инструментом не только для отработки технологии припланетной навигации, но и будет активно использоваться для исследований и испытаний новых алгоритмов, программ и приборов, предназначенных для решения задач сближения и посадки на планеты и малые тела Солнечной системы.

### Научные публикации

 Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С. Стенд для отработки технологии автономной припланетной навигации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 3. С. 108–117. <u>http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2376</u> DOI: 10.21046/2070-7401-18-3-108-117

## Литература

- 1. Аванесов Г.А., Воронков С.В., Форш А.А. Стенд для динамических испытаний и геометрической калибровки астронавигационных приборов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 74–79.
- Аванесов Г.А., Гордеев Р.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Коломеец Е.В., Краснопевцева Е.Б., Куделин М.И., Крупин А.А., Муравьев В.М., Форш А.А. Телевизионная система навигации и наблюдения // Астрономический вестник. 2010. Т. 4. № 5. С. 473–479.
- Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С., Михайлов М.В. Отработка технологии автономной навигации КА дальнего космоса на Международной Космической Станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 7. С. 41–49.
- 4. *Аванесов Г.А., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д.* Моделирование изображений звездного неба в задачах наземной отработки датчиков ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 2. С. 82–94.
- 5. Жуков Б.С., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Никитин А.В. Автоматизация полетной геометрической калибровки комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» №2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 201–212. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-201-212

- 6. Телевизионная съемка кометы Галлея / под ред. Сагдеева Р.З. М.: Наука, 1983. 292 с.
- 7. Телевизионные исследования Фобоса / под ред. Аванесова Г.А. М.: Наука, 1994. 198 с.
- Bhaskaran S. Autonomous Navigation for Deep Space Missions // SpaceOps 2012 Conference. Stockholm. Sweden. June 11–15, 2012. DOI: <u>10.2514/6.2012-1267135</u>.
- Kubota T., Sawai S., Misu T., Hashimoto T., Kawaguchi J., Fujiwara A. Autonomous landing system for MUSES-C Sample Return Mission // Proc. Fifth Int. Symp. on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space. 1-3 June 1999. pp. 615–620.

# 3.2 Разработка методов и средств автономной оптической навигации при проведении стыковки космических аппаратов

Отв. исп.: к.т.н., с.н.с. В.А. Гришин

Продолжались работы по созданию оптико-электронных систем относительной навигации при стыковке с кооперируемыми и некооперируемыми космическими аппаратами (КА). В настоящее время происходит существенное расширение спектра задач, в которых целесообразно использовать автоматическую стыковку беспилотных КА. Это может быть задача заправки спутника топливом, необходимым для коррекции орбиты, задача коррекции орбиты с помощью другого КА, задача увода спутника, выработавшего свой ресурс, на орбиту захоронения, задача сборки КА на орбите и др.

Указанные оптико-электронные системы обеспечивают информацию об относительном положении космических аппаратов, которая необходима для управления космическим аппаратом, осуществляющим стыковку в полностью автоматическом режиме. Основное внимание уделялось стыковке с некооперируемыми КА, поскольку эта задача существенно сложнее стыковки с кооперируемыми аппаратами. Дело в том, что в случае стыковки с некооперируемым КА, пассивный аппарат, с которым производится стыковка активного аппарата, не оснащен специальным оборудованием, которое способствует проведению стыковки (в частности – решению задач навигации).

# 3.2.1 Обеспечение работы системы в очень широком диапазоне дальности

Навигационная система должна работать, т.е. производить измерение параметров относительного положения, начиная с расстояний порядка 5–6 км (с усеченным вектором измеряемых параметров) до самого момента стыковки, т.е. расстояний, меньших 1 м (с полным вектором измеряемых параметров).

Для реализации таких требований используются следующие решения:

- Использование камер с различным фокусным расстоянием узкоугольная, широкоугольная и сверхширокоугольная камеры.
- Использование мультиразрешения, а именно использование полного разрешения камеры на больших дальностях, по мере сближения с пассивным КА разрешение уменьшается в 2, а затем, при дальнейшем сближении разрешение уменьшается еще в 2 раза. При этом происходит соответствующее увеличение угла поля зрения.

Использование в эталонах изображений дескрипторов особых точек, устойчивых к изменению масштаба в 2–2,5 раза. В частности, такой устойчивостью обладают дескрипторы особых точек алгоритмов SIFT и SURF.

## 3.2.2 Грубые оценки ракурса и дальности

Вид КА существенно зависит от расстояния до него и ракурса наблюдения. Поэтому для выбора подходящего эталонного изображения (что необходимо для распознавания и измерения) используются грубые оценки расстояния и ракурса визирования. Для объектов очень сложной трехмерной (3D) конфигурации, например, как показанный на рисунке 3.4, наблюдаемых с произвольного радиуса, такие методы, как анализ контуров и метод инвариантных моментов малоприменимы, т.к. объект обладает сложной структурой, поэтому и контуры, и инвариантные моменты существенно изменяются при небольших изменениях ракурса наблюдения, что приводит к малому радиусу сходимости оценок ракурса и дальности. Хотя такие методы вполне удовлетворительно работают, например, при распознавании самолетов на спутниковых снимках аэродромов.



Рисунок 3.4 – Пример сложной трехмерной конфигурации пассивного КА

Для решения задачи оценки ракурса наблюдения и дальности использован структурный (структурно-лингвистический) подход, который в данном конкретном случае включает в себя построение осей связанной с изображением системы координат и последующие измерения размеров наблюдаемого изображения с привязкой к этим осям (рисунок 3.5). Результаты измерения соотносятся с 3D моделью объекта (а точнее с некоторыми характерными размерами объекта) и используются для грубой оценки ракурса наблюдения и расстояния, которые затем используются для выбора эталона для решения задачи точного распознавания и измерения.



Рисунок 3.5 – Последовательное построение связанной с изображением системы координат и измерение характерных размеров изображения

# 3.2.3 Формирования множества эталонов для решения задачи распознавания и точного измерения

В самом общем случае пассивный КА может наблюдаться с любого ракурса, особенно, если он не стабилизирован в пространстве из-за отказа аппаратуры. При наблюдении с различных ракурсов внешний вид КА существенно отличается. Поэтому для решения задачи распознавания необходимо обладать достаточным количеством эталонных изображений. Число возможных различных изображений бесконечно велико. Тем не менее, все возможные изображения КА можно разделить на конечное число подмножеств, каждое ИЗ которых содержит топологически эквивалентные (гомеоморфные) изображения. Для описания этих изображений и переходов между ними при изменении ракурса используются так называемые аспектные графы. Такой подход, безупречный в теоретическом плане, имеет, однако, два серьезных недостатка при практической реализации:

 реально требуется большее число эталонов, чем это следует из анализа аспектного графа, поскольку ограниченность разрешения фотоприемных матриц накладывает ограничения на возможности по трансформации изображений;

 построение аспектного графа для объектов, имеющих сложную пространственную конфигурацию (как КА, изображенный на рисунке 3.4), является очень сложной вычислительной задачей.

### 3.2.4 Предложен принцип формирования эталонных изображений

Для решения задачи формирования эталонных изображений (в том числе для всеракурсного распознавания) необходимо выполнить два этапа:

1) формирование достаточно частой сетки эталонов по углам (например, с шагом порядка 1°); для формирования частой сетки использован так называемый метод Фибоначчи, который характеризуется простотой и удовлетворительным (в плане равномерности распределения точек сетки по поверхности сферы) качеством формирования сетки – рисунок 3.6;



Рисунок 3.6 – Множество точек на сфере для различных ракурсов визирования; для наглядности рисунка шаг сетки сделан большим – порядка 5°

2) отбор минимального комплекта эталонов, которые обеспечивают решение задачи распознавания для всех возможных ракурсов с заданной степенью надежности и измерений с заданной точностью; таким образом, формируется редкая сетка эталонов; полученная редкая сетка эталонов может иметь шаг по углам порядка 5–10°, а в некоторых случаях и больше; оставшиеся эталоны частой сетки используются для проверки этой редкой сетки эталонов по надежности и точности измерений для всех ракурсов частой сетки.

Практическая реализация этого подхода даже в сравнительно узком интервале углов визирования (50° × 50°) выявила высокую трудоемкость этой операции в «ручном» режиме. Это требует разработки специального математического обеспечения для реализации предложенного метода. Сформулирована задача построения оптимального (минимального) покрытия области неопределённости [3]. Исследования в направлении получения алгоритмов оптимального покрытия будут продолжены.

### 3.2.5 Выбран формат представления эталонной информации

Эталонные изображения представлены не в виде синтезированных изображений, а

в виде некоторого набора особых точек эталонного изображения с их дескрипторами, трехмерными координатами и некоторой дополнительной информацией. Дескрипторы используются для идентификации точек на изображениях, получаемых с камер, а их трехмерные координаты используются для навигации. В качестве дескрипторов проверялись дескрипторы, использованные в широко распространенных в настоящее время алгоритмах SIFT и SURF. Указанные дескрипторы характеризуются малыми размерами носителей (окрестностями точек, которые используются для вычисления дескрипторов), что повышает устойчивость дескрипторов к проективным искажениям. Дескрипторы указанных алгоритмов обладают определенной устойчивостью к изменению освещения, поворотам, изменению масштаба.

Наборы особых точек в настоящее время широко используются при поиске и распознавании изображений, в частности при поиске изображений в базах данных. В нашем случае особые точки используются не только для распознавания, но и для измерения относительных координат.

Алгоритм детектирования особых точек в алгоритме SURF более адекватен для особых точек, которые имеются на изображении искусственных объектов, а в целом, алгоритмы SURF работают быстрее, чем алгоритмы SIFT. Поэтому в качестве начального приближения были выбраны детектор особых точек и дескриптор на основе алгоритма SURF. Рисунок 3.7 поясняет процесс распознавания с использованием особых точек эталона и анализируемого изображения.



Рисунок 3.7 – Процесс распознавания на основе особых точек изображения

На этом рисунке слева на синтезированном изображении эталона крестиками

отмечены особые точки, использованные для формирования эталонного изображения. Справа на синтезированном изображении для другого ракурса также отмечены найденные особые точки (также крестиками). Линиями показано установление соответствия между особыми точками эталона и синтезированного правого изображения.

При отработке процесса распознавания были выявлены проблемы, связанные с частичным вырождением дескрипторов особых точек. Это происходит вследствие очень широкого диапазона яркости изображений космических объектов. Если изображение особой точки пересвечено, то локальные вариации яркости в окрестности особой точки исчезают, и часть коэффициентов дескриптора становится равными нулю, что значительно увеличивает вероятность ошибки идентификации точки. Сходные эффекты возникают и в случае появления блика в непосредственной близости от особой точки. В этом случае имеет место не Ламбертов характер отражения. Зеркальное отражение эквивалентно наличию очень сильной аддитивной помехи.

В качестве меры борьбы использованы расширения векторов дескрипторов точек:

- запоминание направления вектора градиента яркости, определяемого по всей окрестности особой точки;
- использование пространственной структуры особых точек эталона в качестве «шаблона» для проверки правильности установления соответствия точек на изображении, получаемом с камер.

Последний случай иллюстрируется рисунком 3.8. Шаблон представлен в виде совокупности квадратных окрестностей, в которые должны попасть соседние с найденным соответствием особые точки обрабатываемого изображения.



Рисунок 3.8 – Использование шаблона для проверки правильности установления соответствия

Исследования в направлении повышения надежности распознавания и оптимизации дескрипторов особых точек будут продолжены.

# 3.2.6 Грубое распознавание 3D объектов по информации, поступающей с 3D ТОF камеры

В настоящее время в качестве перспективных датчиков для систем управления движением рассматриваются так называемые time-of-flight (TOF) камеры. Такие камеры позволяют получать не только изображение объекта, но и измерение дальности до наблюдаемой поверхности (в идеальном случае – для каждого пиксела изображения).

Рассмотрим гистограмму нормалей к наблюдаемой поверхности. Вектор нормали к поверхности может отличаться от направления на камеру не более чем на 90°. Множество всех возможных ориентаций находится внутри круга, радиус которого соответствует углу 90°.



Рисунок 3.9 – Гистограммы нормалей к поверхности 3D модели КА при трех порогах отображения

На трех изображениях рисунка 3.9 показаны гистограммы ориентации нормалей, построенные по 3D модели КА (изображенного рисунке 3.4) при разных порогах отображения гистограммы (ячейки двухмерной гистограммы со значением, меньше заданного порога, просто обнуляются). На крайне правом рисунке порог столь высок, что отображается только одна точка, соответствующая направлению нормали к плоскости максимальной площади. В этой плоскости, в частности, находятся панели солнечных батарей.

На двух следующих изображениях рисунка 3.10 показаны гистограммы ориентации нормалей, построенные с помощью модели ТОF камеры. Видно хорошее сходство левого изображения рисунка 3.10 со средним эталонным изображением рисунка 3.9, построенным по 3D модели КА. На левом изображении рисунка 3.10 также присутствуют точки, обусловленные ошибками измерения нормали по зашумленным данным,

поступающим с ТОF камеры. На рисунке 3.9 (полученном для 3D модели KA) таких случайных ошибок, естественно, нет

Сопоставление среднего изображения на рисунке 3.9 и левого изображения на рисунке 3.10 позволяет определить угол поворота объекта вокруг оптической оси объектива. На правом изображении рисунка 3.10 порог увеличен и видна только одна точка, соответствующая ориентации панелей солнечны батарей. Что позволяет определить ракурс визирования.





Рисунок 3.10 – Гистограммы нормалей изображения КА, полученного от модели TOF камеры, для двух порогов отображения

Задав порог отображения, который выделяет представительное множество плоскостей достаточно большой площади и с различной ориентацией, можно решать задачу распознавания.

# 3.2.7 Построена целевая функция сходства объекта, наблюдаемого TOF камерой и эталонной трехмерной САD моделью объекта

Относительные координаты активного КА определяются в процессе решения задачи минимизации отклонения измеренного ТОF камерой профиля объекта с расчетным профилем, зависящим от трех угловых и трех линейных относительных координат камеры.

Существует много функций сходства (метрик) для трехмерных профилей поверхности. Однако далеко не все из них обладают следующими свойствами:

- функция сходства (метрика) должна допускать построение градиента по всем искомым шести координатам. Это дает возможность существенно снизить вычислительные затраты на поиск экстремума в шестимерном пространстве;
- функция сходства (метрика) должна работать и при разреженной, неравномерной сетке отсчетов дальности, в которой могут быть большие пропуски, что характерно для TOF камер.

Построена функция сходства (метрика) удовлетворяющая этим двум требованиям, работающая с информацией от TOF камеры и с 3D моделью объекта. Получены выражения для градиента этой функции. Продемонстрирована работа алгоритмов поиска минимума отклонения измеренного профиля от расчетного с использованием полученных выражений для градиента.

Работы по снижению вычислительных затрат процесса оптимизации будут продолжены.

# 3.2.8 Построена численно-аналитическая оценка минимальных ошибок измерения относительных координат (оценка Рао-Крамера)

Пример результатов расчета этой оценки представлен на рисунках 3.11, 3.12, 3.13. Оценки сделаны для сетки ракурсов наблюдения размером 21 × 21 с шагом 2,5°. Среднеквадратичная ошибка измерения расстояния для наиболее яркой части изображения ТОF камеры принята равной  $\sigma$ =0,05 м. Считаем, что все пикселы 3D изображения содержат результаты измерений без пропусков и систематических ошибок. Т.е. рассматривается идеальный случай. Реальные результаты будут несколько хуже. Графики ошибок имеют изрезанный рельеф, что является характерной чертой процесса измерения координат по результатам отсчета дальности для объектов, имеющих сложную 3D форму.



Рисунок 3.11 – Ошибки измерения углов (в градусах) для расстояния 10 м



Рисунок 3.12 - Ошибки измерения координат (в метрах) для расстояния 10 м





X-θ





Рисунок 3.13 – Коэффициенты корреляции некоторых измеряемых величин для расстояния 10 м

Из рисунка 3.13 следует, что ошибки некоторых измеряемых параметров имеют сильную корреляцию. Это может вызывать определенные проблемы со стабильностью контуров управления. По результатам работы подготовлена статья: Vladimir A. Grishin "Accuracy of Relative Navigation Using ToF Cameras", направленная в редакцию журнала AIAA Journal of Spacecraft and Rockets.

# Научные публикации

# Тезисы конференций

1. Бережков А.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Б.А. Юматов. Концепция оптикоэлектронной системы относительной навигации при сближении с

кооперируемыми и некооперируемыми космическими аппаратами // Седьмая всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Тезисы докладов, Москва, ИКИ РАН, 2021, с. 28.

- Бережков А.В., Гришин В.А., Жуков Б.С. Оценка точности измерения линейных и угловых координат в системе технического зрения, предназначенной для информационного обеспечения стыковки космических аппаратов // Седьмая всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Тезисы докладов, Москва, ИКИ РАН, 2021, с. 38.
- Гришин В. А. Постановка задачи формирования оптимального покрытия области неопределенности эталонами для систем оптической навигации // Тезисы приняты на конференцию MMPO-2021. Программа конференции: <u>https://clck.ru/Z9nD9</u>. Видеофильм доклада: <u>https://youtu.be/R3gqNndftPQ</u>.

# 3.3 Экспериментальная отработка задач относительной навигации при стыковке космических аппаратов

Отв. исп.: А.В. Бережков

Для экспериментальной отработки задач относительной навигации при стыковке космических аппаратов разрабатывается специализированное рабочее место отработки относительной навигации и стыковки (РМ ОНС). РМ ОНС представляет собой автоматизированный комплекс, который включает в себя: несущую раму, имитатор Солнца, имитатор сервисного КА, имитатор обслуживаемого КА, системы приводов, управляющий и вычислительный компьютеры (рисунок 3.14).

Несущая рама обеспечивает заданные геометрические характеристики взаимного расположения подвижных частей РМ ОНС. На раме также размещается поглотитель света.

Имитатор Солнца (ИС) выполнен на базе высокоэффективных светодиодных модулей с фокусирующей оптикой. Суммарный световой поток позволяет формировать освещенность в рабочей зоне на уровне 130 000 лк, что соответствует реальному освещению на орбите Земли. Для реализации динамической свето-теневой обстановки используются привод линейного перемещения в горизонтальной плоскости, а также

поворотный привод по рысканью и тангажу.

Имитатор сервисного КА (ИСКА) представляет собой приборную панель с набором съемочных камер: широкоугольная, узкоугольная, ТоF. На панели также размещаются лазерный дальномер и макет стыковочного устройства. Перемещение ИСКА осуществляется в трехмерном пространстве при помощи системы тросовых лебедок. Для разворота по рысканью и тангажу используется высокоточный поворотный привод.

Имитатор обслуживаемого КА (ИОКА) представляет собой масштабный макет абстрактного КА с типовыми конструктивными элементами: панелями солнечных батарей, двигателями, приборами навигации, антеннами и т.п. ИОКА может менять состав внешних элементов в зависимости от типа имитируемого КА. Для ИОКА предусмотрена возможность вращения по двум осям.

Управляющий компьютер (УК) обеспечивает выдачу управляющих команд исполнительным устройствам РМ ОНС для воспроизведения взаимного положения подвижных элементов в соответствии со сценарием стыковки.

Обрабатывающий компьютер обеспечивает обработку получаемых видео и геометрических данных и выдает команду в УК на изменение положения ИСКА в соответствии с отрабатываемым алгоритмом стыковки.



Рисунок 3.14 – Внешний вид СРМ ОНС (без поглотителя света)

На рисунке 3.15 представлена функциональная сема РМ ОНС, а на рисунке 3.16 – структура программного обеспечения РМ ОНС.



Рисунок 3.15 – Функциональная схема СРМ ОНС



Рисунок 3.16 - Структура программного обеспечения СРМ ОНС

#### Научные публикации

### Тезисы конференции

1. Бессонов Р.В., Бережков А.В., Гришин В.А., Жуков Б.С. Экспериментальная отработка задач сближения и стыковки космических аппаратов для технического обслуживания и ремонта в космосе // Седьмая всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Тезисы докладов, Москва, ИКИ РАН, 2021, с. 39.

# 3.4 Исследования действующих и перспективных съемочных систем для исследования Земли

Отв. исп.: к.ф.-м.-н., с.н.с. Б.С. Жуков, к.т.н., с.н.с. Т.В. Кондратьева, зам. гл. констр. И.В. Полянский

Решение задачи получения визуальных изображений является практически обязательным для любой космической миссии, связанной с исследованием поверхности планет и других небесных тел с помощью автоматических посадочных станций. Начиная с первых лунных миссий проекта Е-6, посадочные аппараты космических станций оснащались сканирующими панорамными телефотометрами для съемки поверхности и окружающих предметов. Телевизионная камера «Луны-9» – первого успешного аппарата, совершившего мягкую посадку на поверхность Луны, – представляла собой оптикомеханическое сканирующее устройство, где формирование изображения производилось за счет качания по вертикали и медленного вращения поля зрения одноэлементного ФЭУ в горизонтальной плоскости [7].

Существенным толчком к дальнейшему развитию съемочных средств стала разработка самоходного аппарата «Луноход-1», где помимо сканирующих устройств, была впервые установлена малокадровая телевизионная система на основе видикона с регулируемой памятью (ВРП). Полученное при короткой экспозиции изображение запоминалось на мишени видикона и медленно считывалось в темпе доступном для передачи по каналу связи. На приемной стороне изображение воспроизводилось построчно на экране кинескопа, накапливалось с помощью ВРП, а затем многократно считывалось с него с частотой, принятой в вещательном телевидении [4].

Со временем, по мере появления и развития многоэлементных фотоэлектрических преобразователей, задача получения и передачи на Землю изображений расширилась до

целого спектра применений, связанных с регистрацией оптического излучения в видимом диапазоне электромагнитных волн – от многозональной и стереосъемки до видеоспектрометрии.

На сегодняшний день телевизионные средства входят в состав бортовой аппаратуры всех существующих и планируемых автоматических стационарных посадочных аппаратов и планетоходов. Наиболее отработанными, безусловно, являются телевизионные системы, устанавливаемые на марсоходах американского космического агентства NASA, поскольку за последние 20 лет эти автономные исследовательские средства отправлялись и успешно работали на поверхности планеты Марс [15]. На стационарных посадочных платформах планетных миссий Чанъэ-3 и 4 (CNSA) [18], InSight Lander (NASA) [14], ExoMars-2022 (ESA/Poскосмос) [19] также предусмотрены средства телевизионного наблюдения.

В ИКИ РАН разработка съемочных систем ведется начиная с основания института, включая проекты «Вега» 1984–1986 годы [3] и «Фобос» [2]. Для проекта «Фобос-Грунт» была разработана телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН [1], дальнейшим развитием которой является служебная телевизионная система или сокращенно СТС-Л, предназначенная для установки и эксплуатации на посадочных модулях отечественных миссий «Луна-25» и «Луна-27».

### 3.4.1 Основные задачи и особенности телевизионного эксперимента

Аппаратура СТС-Л предназначена для формирования цифровых изображений окружающей обстановки и объектов, находящихся в пределах поля зрения камер во время посадки КА на поверхность Луны и для съемок на поверхности – обзорных (панорамных) съемок и стереосъемки зоны работы манипулятора. Регистрация изображений производится в трех зонах видимой области электромагнитного спектра, позволяющих синтезировать цветное изображение наблюдаемого участка поверхности Луны.

Посадка КА «Луна-25» и работа научной аппаратуры будет осуществлен в районе Луны, в котором до сих пор не проводились исследования, поэтому телевизионная съемка, прежде всего, позволит увидеть окружающий ландшафт, а также получить данные о морфологии и цвете грунта на поверхности, что в сочетании с данными других экспериментов может дать новую информацию для его исследования.

Известно, что в видимом диапазоне спектра на поверхности Луны, в целом, отсутствуют существенные цветовые контрасты, однако возможны локальные цветовые отличия. Так, образцы лунного грунта 15401 и 74220, полученные в рамках миссий «Аполлон-15» и «Аполлон-17», имели цветовой оттенок и при детальном исследовании в

них были обнаружены стеклянные частицы зеленого и оранжевого цвета (см. рисунок 3.17), которые, как считается, являются привнесенным веществом и имеют вулканическое происхождение [17]. В ходе проведения научных исследований на поверхности Луны, при определении участков для спектрального анализа или забора грунта, наличие цветового оттенка поможет в определении приоритетов научного интереса.



Рисунок 3.17 – Фотография с места посадки КА «Аполлон-17» с оранжевым грунтом (слева) и его снимки под микроскопом (справа); (Credit: Apollo 17 Crew, NASA; <u>http://nssdc.gsfc.nasa.gov/imgcat/hires/a17\_h\_137\_20990.gif</u>, https://www.lpi.usra.edu/lunar/missions/apollo/apollo\_17/images/sample1.gif, Graham Ryder, Lunar and Planetary Institute)

Оценка спектральных отражательных свойств лунной поверхности будет производится по изображениям, полученным в трех спектральных диапазонах с максимумами чувствительности на длинах волн 0,47 (синий), 0,54 (зеленый) и 0,62 (красный) мкм. Спектральная избирательность обеспечивается цветным матричным фильтром Байера, входящим в состав фоточувствительной КМОП матрицы.

Детальность изображений участка поверхности, где будут производиться заборы грунта, определяется угловым полем зрения камер и количеством элементарных детекторов фоточувствительной матрицы. Чтобы обеспечить полное покрытие рабочей зоны манипулятора необходимо использовать две идентичные камеры, поле обзора которых составляет 55° при высоте установки порядка 2,5 метра от поверхности. При

использовании фоточувствительного сенсора размером 2048 x 2048 элементов обеспечивается угловое разрешение ~0,00045 рад. С расстояния установки при указанном угловом разрешении линейное пространственное разрешение в зоне работы манипулятора будет изменяться от 1 до 3,5 мм (см. рисунок 3.18), что, с учетом специфики пространственной конфигурации Байеровского фильтра, позволит различать локальные контрастные объекты размером 2 мм и более.



Рисунок 3.18 – Изменение пространственного разрешения стереокамер в зоне работы манипулятора в зависимости от расстояния:

а) поперек плоскости наблюдения; б) в плоскости наблюдения

Отдельным классом задач, которые должны решаться системой СТС-Л, является визуальная поддержка работы лунного манипуляторного комплекса (ЛМК). Для обеспечения точности наведения манипулятора необходимо произвести построение трехмерной топографической модели участка поверхности, с которого планируются заборы грунта, а также получить детальные изображения грунта для проведения морфологического анализа его структуры. Анализ изображений поверхности поможет в выборе участков для забора образцов грунта, а трехмерная модель позволит точно рассчитать траекторию движения манипулятора.

Построение 3D модели поверхности производится на Земле по стереопаре снимков, сделанных камерами, установленными на приборной панели КА, там же производится привязка модели к системам координат камер и манипулятора, что позволяет производить измерения и рассчитывать число шагов исполнительных двигателей приводов ЛМК.

Не менее важной задачей является контроль процесса выгрузки образцов грунтозаборным устройством (ГЗУ). Размер воронки приемного отверстия массспектрометра ЛАЗМА-ЛР составляет всего 3 см и без визуальной поддержки обеспечить

требуемую точность выхода ГЗУ достаточно проблематично.

Объективной технической сложностью получения качественных изображений лунной поверхности является большой динамический диапазон яркостей наблюдаемой сцены, обусловленный одновременным присутствием в поле зрения камеры участков поверхности, находящихся на одной линии с осью наблюдения и Солнцем и имеющих максимальную яркость вследствие характерной индикатрисы рассеяния света на поверхности реголита [12] и затененных участков, освещенность на которых в условиях отсутствия атмосферы практически отсутствует и формируется лишь за счет переотраженного излучения от других объектов на поверхности Луны и света от звезд.

Эту особенность хорошо иллюстрирует приведенный на рисунке 3.19 фрагмент панорамы, сделанный с китайского лунного ровера Yutu-2 миссии Chang'e 4 на поверхности Луны. Около верхней границы тени от снимающей камеры, где фазовые углы малы, поверхность кажется очень яркой, хотя ее структура и альбедо, скорее всего, аналогичны характеристикам участков в соседних частях снимка, которые наблюдаются под большими фазовыми углами и поэтому имеют на изображении хорошо выраженную текстуру и значительно меньшую яркость. Фазовым называется угол между направлением оптической оси или линии наблюдения и направлением от наблюдаемой точки на источник освещения. Одновременно следует отметить, что в затененных областях снимка информация практически отсутствует.



Рисунок 3.19 – Фрагмент панорамы, полученной с камеры PCAM ровера Yutu-2 миссии Chang'е 4 (Источник: CNSA/CLEP)

Методом, выбранным для решения проблемы в системе СТС-Л, является программная реализация последовательной регистрации нескольких кадров одной и той же сцены с различными временами накопления оптического излучения и последующего синтеза изображения с искусственно расширенным динамическим диапазоном (в англоязычной литературе high dynamic range – HDR). Экспериментально показано, что при использовании 10 экспозиций, полный динамический диапазон измеряемых яркостей будет составлять до ~ $10^4$  [9]. Подробное описание данного метода приводится в соответствующем разделе настоящей статьи.

Достаточно интересным научным экспериментом является наблюдение рассеяние света в приповерхностном слое пыли. Атмосфера на Луне отсутствует, однако по современным представлениям вблизи поверхности находится тонкий слой левитирующей пыли, образующий «пылевую экзосферу Луны». Частицы пыли могут заряжаться фотоэлектронами, выбиваемыми из лунной поверхности под воздействием солнечного ветра, солнечных космических лучей, ультрафиолетового излучения Солнца, и подниматься под воздействием образующегося у поверхности электрического поля до высот от нескольких метров до километров над поверхностью Луны [16].

Свечение пыли наблюдается как узкая яркая полоса над горизонтом Луны после или перед восходом Солнца (см. рисунок 3.20). Она появляется на фоне менее протяженного по горизонтали зодиакального света, образующегося в результате рассеяния солнечных лучей на межпланетной пыли.



Рисунок 3.20 – Снимок лунного горизонта после захода Солнца, полученный с посадочного аппарата Surveyor 6. Свечение горизонта – узкая яркая полоса вдоль горизонта, наблюдаемая на фоне зодиакального света [10] Типичные угловые размеры свечения горизонта – ~5° по горизонтали и ~0,1° по вертикали. Максимальная наблюдавшаяся яркость свечения горизонта составляет ~3000 кд/м<sup>2</sup>. Она регистрируется сразу после захода Солнца и уменьшается примерно в 2 раза в течение первого часа, а затем резко – почти на 2 порядка – спадает в течение следующего часа. Ожидаемые размеры эффекта свечения определяют требования к угловому разрешению панорамных съемок – для однозначного детектирования элемент разрешения обзорных камер должен составлять не более 1/3 от минимального размера, т.е. 2–3 угловые минуты.

Новые количественные исследования левитации лунной пыли представляют интерес для изучения механизмов переноса вещества по лунной поверхности, а также имеют важное значение для анализа условий функционирования посадочных модулей и луноходов [6].

Полный перечень задач, которые планируется решать с помощью аппаратуры СТС-Л в рамках миссии «Луна-25», можно условно разделить на технические и научные.

А) Технические задачи:

- проведение панорамной видеосъемки и съемки поверхности на участках подлета, снижения и посадки КА;
- получение цветных снимков поверхности Луны в районе посадки;
- координатное и картографическое обеспечение работы манипуляторного комплекса;
- визуальный контроль движения манипулятора, забора и выгрузки грунта;
- визуальный мониторинг обстановки в пределах 360° вокруг КА.
  - Б) Научные задачи:
- изучение структурных и спектральных свойств поверхностного грунта;
- построение связанной с системой координат КА трехмерной модели рельефа участка поверхности, где производится забот образцов лунного грунта;
- изучение пылевых явлений;
- проведение съемки и построение карты неоднородности подстилающей поверхности Луны на участке основного торможения и места посадки КА для отработки алгоритмов автономного выбора места посадки КА в будущих лунных миссиях.

#### 3.4.2 Состав и основные характеристики СТС-Л

В состав СТС-Л входят восемь моноблочных оптико-электронных цифровых

телевизионных камер – четыре широкоугольных КАМ-О и четыре узкоугольных КАМ-С, один резервированный блок сбора и обработки данных БСД и кабельная сеть, объединяющая все приборы в единую систему. На рисунке 3.21 приведено фото внешнего вида блоков СТС-Л, а на рисунке 3.25 – блок схема системы.



Рисунок 3.21 – Внешний вид прибора СТС-Л – камеры КАМ-О (а), КАМ-С (б) и блок БСД (в)

Цифровые камеры унифицированы между собой и отличаются только установленными объективами – угловое поле зрения обзорных камер составляет 115° x 115°, стерео и посадочных 55° x 55°. Во всех камерах установлены цветные RGB КМОП сенсоры, а спектральное пропускание оптической системы сформировано полосовым пропускающим фильтром в пределах полосы 0,40 ... 0,67 мкм. Измеренная при наземной калибровке относительная спектральная чувствительность камер СТС-Л и конфигурация установленного в матрице цветного фильтра Байера приведены на рисунке 3.23.



Рисунок 3.22 – Относительная спектральная чувствительность камеры КАМ-С (a); Типичная структура цветного фильтра Байера (б)

В состав камеры входят следующие основные элементы (см. рисунок 3.23):

- цельнометаллический магниевый корпус (1);
- светозащитная бленда (2);
- объектив (3);
- плата видеотракта с фоточувствительной КМОП матрицей (5);
- плата контроллера с памятью (6);
- соединители (7).





Рисунок 3.23 – Внешний вид и составные части камер КАМ-О (а) и КАМ-С (б)

На рисунке 3.24 представлена функциональная схема камеры, поясняющая работу прибора.



Рисунок 3.24 – Функциональная схема камеры из состава СТС-Л

Бленда предназначена для подавления боковой засветки от источников, находящихся вне угла поля зрения объектива.

Объектив формирует изображение наблюдаемого объекта в плоскости размещения фоточувствительных элементов КМОП матрицы. С целью сохранения стабильного положения фоточувствительных элементов относительно оптической оси и плоскости фокусировки объектива, плата с микросхемой КМОП матрицы жестко устанавливается в корпусе, к которому крепится посадочный фланец объектива.

Конструктивный узел, объединяющий бленду, объектив и плату с матрицей обеспечивает не только необходимое качество оптического изображения, но и его сохранение в условиях меняющихся внешних воздействий в течение срока службы камеры.

В качестве фоточувствительного элемента используется КМОП матрица размером 2048 x 2048 элементов размером 5,5 x 5,5 мкм. Сенсор является высоко интегрированным микроэлектронным прибором, предназначенным для регистрации оптического изображения, преобразования его в цифровой вид и передачи его в виде последовательного потока данных в блок сбора данных (БСД).

БСД представляет собой резервированный (основной и резервный полукомплекты) процессорный модуль, который управляет работой восьми камер, получает и сохраняет изображения, а также проводит их последующую обработку. Кроме операций с целевой информацией БСД осуществляет сбор и передачу телеметрической и диагностической информации, контроль и управление хранением данных, а также информационный обмен

с бортовым комплексом управления (БКУ) по магистральному последовательному интерфейсу. Изображения сохраняются в энергонезависимой памяти БСД суммарным объемом 24 Гбита с целью последующей передачи в бортовую радиопередающую систему РУПНИ. Для связи с внешними системами КА в СТС-Л предусмотрены несколько интерфейсов (см. рисунок 3.25):

- магистральный последовательный интерфейс командного обмена, выполненный по ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-1553В);
- высокоскоростной последовательный интерфейс передачи данных в аппаратуру
  РУПНИ, выполненный по электрическому стандарту LVDS;
- интерфейс аналоговой телеметрии;
- интерфейс питания от бортовой сети 27В.



Рисунок 3.25 – Блок-схема системы СТС-Л

Телевизионные камеры на космическом аппарате установлены так, чтобы обеспечить решение целевых задач панорамной и стереосъемки с учетом ограничений по компоновке КА и особенностей его конструкции (см. рисунок 3.26). Камеры КАМ-О установлены на четырех сторонах верхнего пояса приборного модуля KA. сориентированные по азимутам 0°, 90°, 180° и 270°, чтобы суммарное поле зрения образовывало неразрывную панораму по линии горизонта. Камеры, направленные на азимуты 0° и 180°, установлены под радиатором системы обеспечения теплового режима (СОТР), а две другие – на кронштейнах по углам солнечных панелей, что привело к разности высот относительно базовой поверхности и создало дополнительные сложности при формировании замкнутой панорамы.

Две камеры КАМ-С, образующие стереопару, установлены на тепловой сотовой

панели (ТСП) на едином кронштейне, обеспечивая наблюдение рабочей зоны манипулятора. Две посадочные камеры – на силовой раме КА, сориентированные вниз по вертикальной оси аппарата для съемки поверхности в ходе снижения КА. Блок БСД установлен на ТСП рядом с другими приборами комплекса научной аппаратуры.



Рисунок 3.26 – Внешний вид КА с установленными блоками системы СТС-Л; еще две камеры КАМ-О, находятся на противоположной стороне КА

В таблице 3.4 сведены основные технические и эксплуатационные характеристики СТС-Л, подтвержденные в ходе наземной отработки приборов.

Таблица 3.4 – Сводка основных технических и эксплуатационных характеристик СТС-Л для КА «Луна-25»

Параметр	Значение	
Камера	КАМ-О	КАМ-С
Количество камер, шт.	4	4
Угловое поле зрения, °	115 x 115	55 x 55
Размер матрицы, мм	11,264 x 11,264	

Параметр	Значение		
Число рабочих пикселей	2048 x 2048		
Расчетное фокусное расстояние объектива, мм	4,8	12,3	
Относительное отверстие объектива	1:8	1:8	
Цветность,	RO	RGB	
спектральные каналы, мкм	0,47, 0,54, 0,62		
Угловой размер пикселя, угл. мин.	3,5	1,5	
Линейный размер проекции пикселя на поверхность в	2,9	1,14	
центре поля зрения на расстоянии установки 2,5 м, мм	0.7	0.5.5	
1 лубина резко изображаемого пространства, м	$0,5-\infty$	0,5 - 5	
Максимальный темп съемки одной камерой, к/с			
при размере кадра			
512 х 512 пикселей	10		
1024 х 1024 пикселей	2,5		
2048 x 2048 пикселей	0,5		
Разрядность кодирования яркостей, бит	12		
Динамический диапазон одиночного кадра, дБ	60		
Габариты, мм	76,5 x 109	105,5 x 109	
	x 107	x 107	
Масса, г	350	380	
Энергопотребление, Вт	1,8	1,8	
Блок сбора и обработки данных (БСД	)		
Информационный интерфейс связи с БКУ	МПИ по ГОСТ Р 52070-		
	2003		
Интерфейс связи с РУПНИ	LVDS		
Число высокоскоростных интерфейсов (каналов)	8		
Скорость приема данных на канал, Мбит/с	54		
Объем внутренней энергонезависимой памяти, Гбит	24		
Габариты, мм	227 x 154 x 81		
Масса, г	1800		
Собственное энергопотребление, Вт	10		
Эксплуатационные характеристики СТС-Л			
Номинальное напряжение питания, В	2	7	
Температура посадочных мест приборов, °С	минус 20 плюс 50		
Направление перегрузок	Любое		
Диапазон рабочих давлений окружающей среды, мм. рт. ст.	от 800 до 10 <sup>-10</sup>		

Параметр	Значение	
Ресурс работы, часов	1500	
Срок службы, лет	3	

# 3.4.3 Работа СТС-Л на различных этапах миссии «Луна-25»

Телевизионная система СТС-Л работает на трех этапах миссии «Луна-25», начиная с этапа орбитального движения вокруг Луны и заканчивая этапом работы на поверхности. Первый этап (см. рисунок 3.27) – основное торможение (ОТ), когда КА, находясь в перигее эллиптической окололунной орбиты, снижает скорость с орбитальной 1,2 км/с до полной остановки и вертикализации на высоте около 1300 метров над поверхностью. Аппарат при этом сориентирован горизонтально так, что на поверхность направлена одна из обзорных камер, которая производит съемку подстилающей поверхности с частотой 0,6 кадр/с. Эти изображения впоследствии будет использованы для отработки алгоритмов оптической навигации по естественным ориентирам. Длительность этого этапа составляет порядка 5 мин.



Рисунок 3.27 – Этапы работы СТС-Л в ходе миссии Луна-25 (Луна-Глоб). Иллюстрация АО «НПО Лавочкина»

На втором этапе, после основного торможения и вертикализации, аппарат

постепенно снижается и садится на поверхность. Высота, скорость снижения и ориентация КА контролируется по данным гироскопов, радиодальномера и допплеровского датчика скорости и угла сноса. Во время этого этапа планируется работа четырёх обзорных камер и двух посадочных камер. При помощи обзорных камер будет получен ряд панорамных изображений с частотой порядка 1,4 кадр/с, который после передачи на Землю будет преобразован в видеоряд. Изображения с посадочных камер будут использоваться для построения карты неоднородностей лунной поверхности, которая станет основой для отработки алгоритмов выбора безопасного места посадки в следующих проектах исследования Луны автоматическими станциями. Длительность второго этапа составляет порядка 1 мин.

После касания аппаратом лунной поверхности начинается третий этап съемки, в течение которого используются четыре обзорные камеры и две стереокамеры, установленные на ТСП. С каждой камеры будут поступать цветные изображения в формате 2048 x 2048 пикселов с частотой 0,2 Гц. Съемка ведется до тех пор, пока объем свободной памяти ведущего полукомплекта БСД не составит 2 Гбит, что соответствует приблизительно 22 панорамам, либо до получения команды «Прервать режим», поступающей от бортового комплекса управления. При заполнении памяти ведущий полукомплект БСД автоматически завершает съемку.

Далее, в соответствии с циклограммой работы КНА, в течение первого лунного дня каждые несколько часов будут получаться круговые панорамные изображения поверхности Луны. Во время заката планируется съемка нескольких панорам для фиксации свечения горизонта. Эти данные затем будут использоваться в эксперименте по наблюдению пылевых эффектов над поверхностью Луны.

На этапе работы КА на поверхности с целью обеспечения работы манипуляторного комплекса и приборов ЛАЗМА-ЛР и ЛИС будут включаться две камеры КАМ-С, расположенные на ТСП. По полученным с них изображениям на Земле будет создан трёхмерный цветной фотоплан участка поверхности Луны в зоне работы манипулятора и обеспечиваться контроль процесса доставки и выгрузки грунта.

# 3.4.4 Взаимодействие СТС-Л и манипуляторного комплекса

В состав научного комплекса КА «Луна-25» входит лунный манипуляторный комплекс ЛМК, предназначенный для взятия образцов лунного грунта и доставки его в прибор ЛАЗМА-ЛР для проведения спектрометрических исследований.

Непосредственно перед ЛМК стоят технические задачи точного наведения грунтозаборного устройства на заданный участок, взятие образцов грунта, доставки и

выгрузки его в приемное окно прибора ЛАЗМА-ЛР. Выбор участка для забора грунта производится руководством научных экспериментов, в том числе по результатам анализа изображений, полученных со стереокамер СТС-Л.

Для забора пробы грунта манипуляторному комплексу требуется достаточно точное определение местоположения точек «где копать» в системе координат (СК), связанной с конструкцией. Координаты вычисляются по трехмерной топографической модели участка поверхности, привязанной к приборной СК камер КАМ-С, и пересчитываются по измеренным в ходе взаимной калибровки матрицам перехода в СК манипулятора.

На рисунке 3.28 представлены фото технологического стенда, созданного в ИКИ РАН для отработки взаимодействия СТС-Л и ЛМК [5] и определения матриц перехода между их системами координат. На стенде установлены лабораторные образцы приборов в соответствии с компоновочной схемой КА. На левом фото штриховкой показана область, в пределах которой может производиться забор грунта, справа представлена стереопара снимков, полученная камерами КАМ-С.



Рисунок 3.28 – Стенд для отработки взаимодействия ЛМК и СТС-Л (ИКИ РАН); слева – общий вид макета, справа – изображения со стереокамер КАМ-С
Построение трехмерной модели снимаемой поверхности в системе координат камер осуществляется на Земле путем обработки полученных со стереокамер изображений по методике, изложенной в [8]. Предварительно, в ходе наземной геометрической калибровки камер, для каждого пиксела фоточувствительных матриц определяются направляющие косинусы радиус-векторов, связывающих линейные координаты точки на кадре и соответствующей точки на наблюдаемом объекте. Тогда, зная линейные координаты изображений одного и того же объекта P на матрицах *S1* и *S2* (см. рисунок 3.29) и параметры радиус-векторов r1 и r2, можно рассчитать пространственные координаты объекта в приборной системе координат камер, которая однозначно связана с системой координат ЛМК.



Рисунок 3.29 – Схема определения пространственных координат точек, изобразившихся на матрицах двух камер

С помощью машинной обработки пространственные координаты рассчитываются для сетки точек, формируя трехмерную поверхность, на которую накладывается реальное фото и синтезируется трехмерный фотоплан местности, по которому и определяются координаты участков для нацеливания манипулятора. Пример трехмерного фотоплана поверхности песочницы, построенного по снимкам камер СТС-Л, полученных в ходе лабораторных тестов, представлен на рисунке 3.30.



Рисунок 3.30 – Пример трехмерного отображения песочницы. Желтые крестики – точки, куда должен навестись манипулятор

По трехмерным координатам для каждой выбранной цели вычисляются: угол поворота манипулятора, радиальное и вертикальное смещение, которые считаются параметрами движения. После передачи трех параметров движения в систему управления манипулятора осуществляется его перемещение в требуемую область и взятие грунта.

Кроме построения топомодели, по изображениям, полученным от камер КАМ-С, осуществляется контроль положения грунтозаборного устройства (ГЗУ) ЛМК относительно приемного окна прибора ЛАЗМА-ЛР.

Первичное наведение ГЗУ для выгрузки грунта по двум координатам – высоте и широте, осуществляется по рассчитанным целеуказаниям и под контролем телевизионной камеры из состава прибора ЛИС-ТВ-РПМ, установленной на ЛМК. После этого манипулятор останавливается в непосредственной близости от ЛАЗМА-ЛР на расстоянии 5...7 см, чтобы в результате ошибок перемещения не повредить другую аппаратуру КА. Правая камера КАМ-С делает снимок, на котором одновременно отображаются манипулятор, находящийся в промежуточной точке, и приемное окно ЛАЗМА-ЛР (см. рисунок 3.31а). Затем по изображению измеряется фактическое расстояние, и вычисляются параметры для точного наведения: азимутальный угол и радиальное смещение, при этом перемещение по высоте не предусматривается. Вычисленные на Земле параметры в виде телекоманд передаются в систему управления манипулятором для завершающего перемещения ГЗУ и выгрузки грунта (см. рисунок 3.31б).



a)

б)

Рисунок 3.31 – Подход и выгрузка грунта в макет грунтоприемника прибора ЛАЗМА-ЛР; а) Изображение с правой КАМ-С – остановка ЛМК в промежуточной точке; б) процесс выгрузки грунта

Систематизируя вышеперечисленные процедуры, объем и порядок взаимодействия СТС-Л и ЛМК можно свести к выполнению следующих логических этапов:

- определение параметров взаимного и внешнего ориентирования камер КАМ-С (измеряются до запуска на Земле, уточняются после посадки);
- определение взаимного положения систем координат камер и манипулятора (измеряются до запуска на Земле, уточняются после посадки);
- определение пространственных координат требуемого объекта в рабочей зоне манипулятора с использованием трехмерной модели, построенной по кадрам КАМ-С и расчет управляющих воздействий (производится на Земле);
- определение горизонтальных координат грунтоприемника ЛАЗМА-ЛР и расчёт управляющих воздействий для точного наведения ГЗУ (производится на Земле).

# 3.4.5 Получение круговой панорамы

Круговая панорама окружающей обстановки КА «Луна-35» формируется из четырех изображений, синхронно получаемых обзорными камерами КАМ-О, установленными на верхнем поясе приборного отсека КА (см. рисунок 3.26). Процесс синтеза панорамы осложняется тем, что все камеры расположены не в единой точке, а разнесены на достаточно большие расстояния как по горизонтали, так и по высоте.

Для формирования круговой панорамы из серии четырех кадров необходимо сначала построить геометрические модели каждой камеры и измерить их взаимное положение друг относительно друга в единой системе координат. Эти процедуры проводятся в ходе наземной отработки с использованием специально созданного стендового оборудования.

Изначально проводится измерение геометрических параметров внутреннего ориентирования всех камер посредством съемки тест-объекта – регулярной опорной сетки из крестов (см. рисунок 3.32). Разработанная методика калибровки камер с малым фокусным расстоянием и с широким полем зрения на конечном расстоянии позволяет определить такие геометрические параметры как дисторсия, фокусное расстояние и положение главной точки со среднеквадратической ошибкой 0,5–0,8 пикселя по всему полю кадра.



Рисунок 3.32 – Изображение опорной сетка калибровки и измерения параметров внутреннего ориентирования камер КАМ-О

Измерение параметров взаимного ориентирования камер производится путем фотограмметрической обработки изображений с четырех камер КАМ-О, установленных на стенде, имитирующем взаимное расположения камер на КА (см. рисунок 3.33). Результатом такой калибровки являются согласованные координаты точек

фотографирования, ориентация каждой камеры и пространственные координаты связующих точек. Эти параметры служат отправными значениями для дальнейшей отработки методики формирования круговой панорамы.



Рисунок 3.33 – Автономный стенд-макет СТС-Л на тельфере во время имитации съемок при посадке и на поверхности

Процедура объединения четырех кадров в единую панораму состоит из нескольких этапов.

Определяется базовая поверхность, в качестве которой выбирается горизонтальная плоскость до расстояния порядка 25 м (ближний план), расположенная ниже точки центра панорамы на 1,8 м (средняя высота установки камер), в качестве дальнего плана выбирается поверхность бесконечно удаленного цилиндра окружающего всю панораму (см. рисунок 3.34).

Виртуальный центр фотографирования панорамы определяется как среднее значение пространственного положения центров фотографирования 4-х камер. Каждый луч панорамного снимка пересекается в пространстве с поверхностями ближнего или дальнего плана и определяется массив 3-х мерных точек.



Рисунок 3.34 – Построение проективных лучей при формировании панорамы

Далее каждая 3-х мерная точка из полученного массива проецируется последовательно на изображения 4-х камер. Для каждой из 4-х камер формируется новое изображение, соответствующее тому, как будто бы съемка велась из виртуального центра панорамы.

При сборке панорамы в области перекрывающихся снимков выбирается тот, у которого расстояние от конкретного пикселя изображения до визирной оси данной камеры меньше. Далее по области перекрытия вычисляются поправочные коэффициенты выравнивания яркости, выполняется сшивка изображений и сохраняется сама панорама.

Проверка методик и программного обеспечения для сшивки панорамы отрабатывались на реальных съемках. Съемки производились как в стационарном положении, так и в движении, имитируя спуск КА на заключительной фазе посадки.

Результатом отработки методики являются собранные в единое изображение бесшовные круговые панорамы. Оно может быть представлено в стереографической или цилиндрической проекциях, широко применяемых при формировании сцен в системах виртуальной реальности. На рисунке 3.35 приведен пример полнокруговой панорамы в цилиндрической проекции, полученной на стенде-макете СТС-Л, установленном во дворе ИКИ РАН.



Рисунок 3.35 – Пример 360° цилиндрической панорамы, полученной камерами СТС-Л

#### 3.4.6 Съемка с расширенным динамическим диапазоном

Место для посадки КА «Луна-Глоб» предварительно выбрано в приполярной области Луны, где высота Солнца над горизонтом не будет превышать 20°. Это приведёт к присутствию в кадре длинных теней от объектов на поверхности, освещенность которых стремится к нулю. Одновременно, вследствие анизотропности индикатриссы отражательных свойств лунного реголита, в поле кадра будут присутствовать участки поверхности, освещенные Солнцем под малыми фазовыми углами, интегральный коэффициент отражения которых стремится к 1 (см. рисунок 3.36). Кроме того, в пределах кадра будут находиться освещенные элементы конструкции космического аппарата, яркость которых значительно превышает яркость окружающего ландшафта.



Рисунок 3.36 – Распределение коэффициента яркости лунной поверхности как функция фазового угла g и угла α наклона нормали к поверхности по модели Хапке [11]; Распределение дано в плоскости освещения, угол α отсчитывается от направления наблюдения

Собственный динамический диапазон фоточувствительной КМОП матрицы определяется отношением размера зарядовой емкости потенциальной ямы к собственному шуму и, по результатам лабораторных измерений, составляет ~1000 раз или 60 дБ, чего недостаточно для обеспечения яркостного разрешения как в тенях, так и на освещенных участках изображений.

Для расширения динамического диапазона камер, было предложено применение метода, основанного на регистрации нескольких последовательных кадров с различными экспозициями без увеличения объема передаваемых с борта космического аппарата данных. Формирование изображения, содержащего данные о яркостях наблюдаемой сцены с расширенным динамическим диапазоном, производится непосредственно на борту посредством разработанного алгоритма [9].

Алгоритм формирования одного изображения из серии кадров с различными экспозициями состоит в следующем (см. рисунок 3.37):

- Принимается кадр с минимальной заданной экспозицией, который сохраняется и обозначается как базовый. Одновременно с регистрацией кадра оптического изображения создается «кадр экспозиций» – двумерная матрица такого же размера, в каждую ячейку которого записывается значение экспозиции базового кадра.
- Затем принимается кадр с экспозицией, увеличенной в 2 раза. Проверяется яркость каждого пикселя: если этот пиксель достаточно яркий, но не пересвеченный (яркость лежит в диапазоне от I<sub>min</sub> до I<sub>max</sub>), то соответствующий пиксель базового кадра заменяется на него, а в соответствующий пиксель кадра экспозиций записывается время экспозиции этого пикселя при второй съемке.
- Далее вновь принимается кадр с удвоенной экспозицией, и операция повторяется.
  Так происходит несколько раз пока яркость большинства пикселей не окажется выше *I<sub>max</sub>*, после чего кадр экспозиций кодируется и записывается в старшие 4 бита итогового кадра изображений, который имеет разрядность 12 бит.



Рисунок 3.37 – Кадры из серии снимков для получения изображений с большим динамическим диапазоном; Каждая следующая экспозиция больше предыдущей в 2 раза

В результате получается один 16-битный кадр, в младших 12 битах которого записана яркость каждого пикселя, а в старших 4 битах закодировано время экспонирования, при котором этот пиксель был снят (см. рисунок 3.38). После передачи этого кадра на Землю производится синтезирование изображения с большим динамическим диапазоном путем деления яркости каждого пикселя на его экспозицию, а яркость каждого пиксела записывается числом с плавающей точкой.



Рисунок 3.38 – а) Кадр изображения, на котором скомбинированы пиксели с нескольких кадров с различными экспозициям, б) визуальное представление закодированных значений экспозиций

В центре обработки данных на Земле производится восстановление (синтез) изображения с большим динамическим диапазоном путем яркостной коррекции каждого пикселя на величину экспозиции и гамма-коррекции итогового изображения, пригодного для отображения на компьютерном мониторе (см. рисунок 3.39).



Рисунок 3.39 – Результирующее изображение с расширенным динамическим диапазоном после операции яркостной коррекции

Многообразие функций и возможных режимов съемки, заложенные в телевизионной аппаратуре СТС-Л, позволят гибко планировать эффективную работу аппаратуры в рамках миссии Луна-25 с учетом как естественных ограничений освещенности места посадки, так и искусственных – лимиты линии передачи данных, тепловой режим КА, увязка с работой бортовой и научной аппаратуры. Предварительная программа-минимум работы аппаратуры в первый лунный день предусматривает передачу на Землю изображений места посадки, полученных на этапе основного торможения, полной панорамы места посадки, контрольных снимков расчековки манипулятора и стереосъемки рабочей зоны для подготовки работы ЛМК. Полная программа включает передачу видеосъемки процессов торможения, снижения и посадки КА, панорам с расширенным динамическим диапазоном, контрольных съемок забора грунта и его выгрузки и съемок на закате в интересах пылевых экспериментов. Степень выполнения программ и объем передаваемых данных в первую очередь зависит от реально обеспечиваемого времени работы радиопередающего комплекса РУПНИ и качества линии связи.

## Научные публикации

 Аванесов Г.А., Бережков А.В., Бессонов Р.В., Воронков С.В., Жуков Б.С., Зубарев А.Э., Куделин М.И., Никитин А.В., Полянский И.В., Форш А.А., Эльяшев Я.Д. Служебная телевизионная система КА «Луна-25» // Астрономический вестник. 2021. № 6\_21. – одобрена к публикации

## Литература

- Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л. и др. Задачи, решаемые телевизионной системой навигации и наблюдения в проекте «Фобос-грунт». // Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса: ИКИ РАН, 2008 г.
- Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л. и др. Телевизионные исследования Фобоса // Москва: Наука, 1994. С. 168.
- Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Тарнопольский В.И. и др. Телевизионная съемка ядра кометы Галлея // Москва: Наука, 1989, С. 295.
- 4. Аванесов Г.А., Степанов Р.М., Любин В.М. Запоминающее устройство на видиконе с регулируемой памятью. // Техника кино и телевидения Москва: Госкино, 1969 г, № 2.
- 5. Бережков А.В., Бессонов Р.В., Воронков С.В., Киселев А.Б., Козлова Т.О., Никитин А.В., Полянский И.В., Эльяшев Я.Д. Наземная отработка взаимодействия лунного системы // комплекса и служебной телевизионной манипуляторного Шестая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Сборник трудов. – Москва: ИКИ РАН, 2018 г. С. 382-392.
- 6. Захаров А.В., Дольников Г.Г., Попель С.И., Хандорин С.П., Жуков Б.С., Полянский И.В., Бондаренко А.В. Регистрация пыли в приповерхностной области Луны с помощью бортовых ТВ камер. Предложение по эксперименту на посадочных аппаратах Луна-Глоб и Луна-Ресурс // Методическая записка. Москва: ИКИ РАН, 2012 г.
- Маров М.Я., Хантресс У.Т. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. – Москва: Физматлит, 2013.
- Никитин А.В. Использование Служебной телевизионной системы для контроля и наведения лунного манипуляторного комплекса космического аппарата «Луна-Глоб» // Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Сборник трудов. – Москва: ИКИ РАН, 2014 г. С. 206–220.

- Эльяшев Я. Д., Бессонов Р.В., Полянский И.В., Прохорова С.А., Жуков Б.С. Алгоритмы работы съемочных камер служебной телевизионной системы космического аппарата «Луна-Глоб» // Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Сборник трудов. – Москва: ИКИ РАН, 2014 г. С. 181–205.
- Cowell, J.E., Robertson, S.R., Horányi, M., Wang, X., Poppe, A., Wheeler, P. Lunar dust levitation. // J. Aerospace Engineering, 1–9. (2009).
- Hapke, B. Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy // Cambridge Univ. Press, New York, (1993).
- Lumme, K., Bowell, E. Radiative transfer in the surfaces of atmosphereless bodies // Astron. J.
  V. 86. N. 11. P. 1694, 1705. (1980)
- Maki J.N., Golombek M., Deen R. et al. The Color Cameras on the InSight Lander. // Space Sci Rev 214, 105. (2018)
- Maki. J.N., Bell, J.F.III, Herkenhoff, K.E. et.al. Mars Exploration Rover Engineering Cameras // Journal of geophysical research. Vol. 108. P. 24. (2003)
- 15. Matijevic. J.R., Avril, L.W., Banes, R.S. et.al. The Pathfinder Microrover // J. Geophys. Res., 102, 3989-4001/ (1997).
- Stubbs, T.J., Vondrak, R.R., Farrell, W.M. A dynamic fountain model for lunar dust // J. Adv. Space Res. 37, 59–66. (2006).
- Tompkins, Stefanie & Pieters, Carlé. Spectral characteristics of lunar impact melts and inferred mineralogy //Meteoritics & Planetary Science - METEORIT PLANETARY SCI. (2010).
- Yingzhuo Jia, Yongliao Zou, Jinsong Ping, Changbin Xue, Jun Yan, Yuanming Ning. The scientific objectives and payloads of Chang'E–4 mission // Planetary and Space Science. Elsevier. (2018).
- Zelenyi, L.M., Korablev, O.I., Rodionov, D.S. et al. Scientific objectives of the scientific equipment of the landing platform of the ExoMars-2018 mission. // Sol Syst Res 49, 509–517 (2015).

Раздел 4. Разработка элементов систем управления повышенной надежности: долговременной памяти большого объема (до 4 ТБ), высокоскоростных интерфейсов. Миниатюризация узлов систем управления. Создание макетов узлов космической аппаратуры применением новейшей электронной компонентной базы. С Компактные решения высоконадежных научной для систем управления аппаратурой

Отв. исп.: К.В. Ануфрейчик, Н.С. Дятлов, А.В. Семенов, А.В. Никифоров

В 2019 году в качестве одного из перспективных решений для применения в компактных системах сбора данных малых космических аппаратов был рассмотрен вариант использования программного обеспечения (ПО) процессора, реализованного на ПЛИС большой ёмкости, что позволило бы существенно уменьшить размер процессорной платы в системах сбора данных (задачи которых требуют использования как ПЛИС, так и процессора). В следующем году одно из ПО процессоров Leon 3 был опробован на различных ПЛИС, в том числе, на A3PE3000L (PROASIC3L), которая является одной из перспективных для применения в системах сбора данных.

Учитывая выявленные в 2020 году недостатки процессора Leon 3, в этом году было разработано решение на базе перспективной процессорной архитектуры RISC-V и новой ПЛИС PolarFire. Данное решение было апробировано на отладочной плате, а также были оценены его перспективы применения в будущих проектах компактных систем с учетом мер по снижению габаритов.

Дополнительно в 2021 году была отработана многоканальная интеллектуальная система коммутации питания, которая позволила разместить множество фидеров питания в системе сбора данных на плате небольшого размера. Более подробная информация о разработке приведена в публикации [1].

#### 4.1 Архитектура RISC-V и экосистема Mi-V

Процессорная архитектура RIC-V была разработана в 2010 году в Калифорнийском университете в Беркли. В отличие от многих других архитектур, в частности ARM, данная архитектура полностью открытая, и для ее использования требуется только упоминание в своих проектах Калифорнийского университета. За счет свободного использования, а также технической новизны многие производители микросхем и ПО процессоров уже начали активно использовать эту архитектуру в своих разработках, обеспечивая ее растущую популярность. Один из крупнейших разработчиков радиационно-стойких ПЛИС – компания Microchip разработала свое ПО процессорную экосистему Mi-V построенную на RISC-V и предоставляет ее к использованию в своих новейших радиационно-стойких ПЛИС – PolarFire. Структура экосистемы Mi-V представлена на рис. 4.1.



Рисунок 4.1 – Экосистема Мі-V

Данная экосистема состоит из следующих компонентов, используемых при создании систем сбора данных:

- процессорное ядро MiV RV32 с периферийными модулями;
- Libero SoC мощная полнофункциональная платформа для создания, отладки и верификации, синтеза и физической имплементации проектов;
- SoftConsole среда разработки и отладки встроенного программного обеспечения;
- отладочные платы (Development KIT) и демонстрационные проекты для них;
- библиотеки и документация;
- программаторы.

С учетом широкой технической поддержки данной экосистемы со стороны производителя было решено рассмотреть данное решение для перспективных компактных систем сбора данных.

## 4.2 Процессорная система на ПЛИС PolarFire с ядром Mi-V (RISC-V)

Построение процессорной системы на базе ядра MiV RV32 производилось на новой ПЛИС фирмы Microchip – PolarFire. Несмотря на некоторую избыточность по производительности для систем сбора, микросхема имеет несколько важных в системах сбора преимуществ перед ПЛИС предыдущих поколений:

 – большой объем внутреннего ОЗУ (33 Мбит) – позволяет отказаться от использования внешнего ОЗУ;

- существенный объем внутреннего ПЗУ (513 кбит) в ряде случаев позволяет отказаться от использования внешнего ПЗУ для хранения программ;
- существенно более высокое быстродействие регистров, что позволяет работать software процессору на большей частоте;
- избыточная для компактных систем сбора данных производительность и избыточное количество регистров оказываются очень востребованными для сложных научных приборов, что позволяет использовать универсальную процессорную систему для всех блоков.

Недостатком данной ПЛИС является исполнение в корпусе BGA, что увеличивает сложность монтажа, однако, техническая возможность такого монтажа существует.

Структурная схема типичной компактной системы сбора данных, построенной на PolarFire, приведена на рисунке 4.2.



Рисунок 4.2 – Структурная система компактной системы сбора данных на ПЛИС PolarFire

Как видно на рисунке 4.2, использование данной ПЛИС в системе сбора существенно уменьшает количество компонентов и упрощает структуру блока, что дополнительно увеличивает надежность системы. Малое количество компонентов в сочетании с конструктивными мерами, рассмотренными в прошлых годах (использование гибко-жесткой печатной платы, использование разъемов Micro-D), позволяют минимизировать размер получившейся системы.

## 4.3 Апробирование экосистем Mi-V на ПЛИС PolarFire

Рассмотренная экосистема Mi-V в сочетании с новой ПЛИС PolarFire подходит для

использования в компактных системах сбора данных. В качестве дальнейшего шага было решено апробировать данную ПЛИС и реализовать на ней тестовую процессорную систему с ядром MiV RV32. Для этого у официального представителя Microchip была приобретена отладочная плата PolarFire FPGA Evaluation Kit, внешний вид которой представлен на рисунке 4.3.



Рисунок 4.3 – Отладочная плата PolarFire FPGA Evaluation Kit в рабочем состоянии

Для полноценной апробации экосистемы Mi-V и процессора MiV RV32 были запланированы следующие работы:

- создание проекта с процессорной системой на MiV RV32. Загрузка процессора при включении питания ПЛИС из встроенного ПЗУ (PROM или sNVM). Проверка работоспособности системы;
- подключение пользовательского модуля к шине процессора (запись/чтение регистров) для взаимодействия с пользовательскими IP ядрами;
- работа с несколькими конфигурациями процессора (cache вкл/выкл, ЕСС вкл/выкл). Сравнение характеристик систем в различных конфигурациях – количество используемых триггеров, частота работы, производительность, потребление;
- сравнение MiV RV32 с другими процессорами в схожих конфигурациях;
- измерение потребления ядра ПЛИС с процессорном ядром. Сравнение потребления с предсказанным в Power Estimator.

Проект с процессорной системой с ядром MiV RV32 был создан и успешно

скомпилирован. Процесс конфигурации процессора с помощью средств Libero был простым и понятным – структурная схема процессорной системы была сгенерирована автоматически. Внешний вид структуры процессорной системы в Libero представлен на рисунке 4.4.



Рисунок 4.4 – Сгенерированная структурная схема процессора MiV RV32

Структурная схема сгенерированной процессорной системы представлена на рисунке 4.5.



Рисунок 4.5 – Структурная схема процессорной системы на MiV RV32 (RISC-V) на ПЛИС PolarFire

Далее ПЛИС с прошивкой была успешно запущена, а программа для процессора загружена в ПЗУ ПЛИС, которую процессор считывал при включении питания. Работоспособность системы была проверена через отладочный интерфейс JTAG – при выполнении программы наблюдалось изменение пользовательских регистров в соответствии с ожидаемым, а также через модуль GPIO – на физический вывод ПЛИС был выдан прямоугольный импульс требуемой частоты.

Присоединение пользовательского модуля к процессору было успешно реализовано – производилась запись и считывание регистров пользовательского модуля через шину APB.

После базовой отработки процессор тестировался в различных режимах работы, в том числе в режиме кодирования ЕСС, что особенно важно для космических проектов. Для полученных режимов определено количество используемых ресурсов ПЛИС, а также максимальная рабочая частота (таблица 4.1).

	Кэш- память (TCM)	ECC	Логических	Внутренняя	
			элементов	память, кбайт	Максимальная
			(% от кол-ва в	(% от кол-ва в	частота
			ПЛИС)	ПЛИС)	
Конфигурация	Цот	Uor	10877 из 299544	160 из 2380	58 2 MEn
<b>№</b> 1	нет	пег	(3,63%)	(6%)	30,3 IVII Ц
Конфигурация	Да	По	12133 из 299544	210 из 2380	47.2 MEn
<u>№</u> 2	(16 кбайт)	Да	(4,05%)	(8%)	47,5 WII Ц
Конфигурация	Да	По	12166 из 299544	210 из 2380	47.2 MEn
<u>№</u> 3	(16 кбайт)	Да	(4,06%)	(8%)	47,5 1011 Ц

Таблица 4.1 – Режимы и работы процессора MiV RV32 в различных конфигурациях

Согласно данным, приведенным в таблице 4.1, видно, что процессорное ядро занимает незначительную долю ресурсов в ПЛИС, то есть при необходимости может быть использовано несколько ядер, что улучшает масштабируемость системы сбора. Максимальная тактовая частота работы процессора составила 58 МГц, что значительно выше максимальной частоты процессора Leon 3 на ПЛИС АЗРЕЗОООL равной 25,9 МГц.

После отработки процессора в различных режимах было проведено его сравнение с тестируемыми ранее процессорами – Leon 3 (A3PE3000L), ARM (1986BE8T) и SMJ32. Для этого был проведен тест производительности на частоте 24 МГц. Результаты теста приведены на рисунке 4.6.



Рисунок 4.6 – Сравнение производительности MiV RV32 на ПЛИС PolarFire с другими процессорами

Как видно на рисунке 4.6, процессор Mi-V (RISC-V) при одинаковой частоте работает значительно с большей производительностью по сравнению с ранее рассмотренными вариантами.

Далее был рассмотрен объем тестовой прошивки для различных процессоров, представленный на рисунке 4.7.



Рисунок 4.7 – Сравнение объемов тестовой прошивки для различных процессоров

Объем тестовой прошивки для пользовательский программы, как следует из рисунка 4.7, значительно меньше, чем у Leon 3, однако, незначительно больше, чем у процессора 1986BE8T на ARM.

Для оценки возможности использования ПЛИС PolarFire с процессором Mi-V в малопотребляющих системах было измерено потребление ядра (в системах сбора данных составляет большую часть потребления ПЛИС) при различных частотах работы (таблица 4.2). Полученное потребление было сопоставлено с расчетным.

Режим	Потребление измеренное	Потребление расчетное
Статичный режим	108 мВт	99 мВт
Работа процессора на частоте 24 МГц	116 мВт	116 мВт
Работа процессора на частоте 50 МГц	140 мВт	130 мВт

Таблица 4.2 – Измеренное и расчетное потребления ядра ПЛИС при работе процессора

Из таблицы 4.2 следует, что данная ПЛИС имеет приемлемое потребление (типичное потребление компактных систем сбора данных – единицы Ватт). При этом основной вклад в потребление вносит статичный режим, а не сам процессор, что позволяет при необходимости увеличить количество процессорных ядер без значительного роста потребления.

# 4.4 Характеристики компактной системы сбора данных на базе ПЛИС PolarFire с процессором Mi-V

Суммируя полученные положительные результаты по отработке процессорного ядра MiV RV32, на основе структуры компактной системы сбора данных (рисунок 4.2), была произведена оценка основных характеристик системы сбора при применении мер по конструктивной оптимизации, которые были рассмотрены в прошлых годах.

Для оценки габаритов системы было произведено размещение основных компонентов системы на печатных платах. Получившиеся характеристики приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Характеристики компактной системы сбора данных,
построенной на ПЛИС PolarFire с процессорным ядром Mi-V RV32

Параметр	Значение
Количество полукомплектов	2
Служебные интерфейсы	2 резервированных ВСИ с бортом;
	2 резервированных ВСИ с радиоканалом
Количество интерфейсов с	4 резервированных ВСИ
научными приборами	
Скорости интерфейсов	До десятков Мбит/с
Объем Flash памяти	32 Гбайт
Потребляемая мощность в	2 Вт + потребление интерфейсов
активном режиме работы	1 11
Габариты при использовании	155 х 140 х 44 мм <sup>3</sup>
разъемов D-SUB	

Параметр	Значение
Габариты при использовании разъемов Micro-D	140 x 125 x 44 мм <sup>3</sup>

# 4.5 Заключение. Перспективы использования ПЛИС PolarFire с процессором MiV RV32

ПЛИС PolarFire с процессором MiV RV32 является перспективной для применения в качестве ядра компактной системы сбора данных, а также как ядро для сложных научных приборов. Критичных недостатков, препятствующих использованию ПЛИС, не выявлено.

По результатам апробирования PolarFire и использования процессора MiV RV32 были сделаны следующие выводы:

- решение на основе процессора Mi-V архитектуры RISC-V на ПЛИС PolarFire легко и гибко конфигурируется. Производитель ПЛИС, в отличие от рассмотренных в прошлом вариантов, реализует полную техническую поддержку данного решения, что позволяет минимизировать количество ошибок в ПО;
- процессор MiV RV32 на ПЛИС PolarFire в 2 раза производительнее ранее используемых процессоров на той же частоте. С учетом постоянной возрастающих требований к быстродействию приборов, такое улучшение также актуально и для системы сбора данных;
- прошивка с ПО для процессора занимает приемлемое количество памяти и с учетом большой емкости ПЗУ в ПЛИС может храниться без использования внешних компонентов;
- потребление ПЛИС с процессорным ядром приемлемое. При этом возможно увеличение количества ядер без существенного роста потребления ПЛИС.

Полученные в результате оценки характеристики типичной компактной системы сбора данных соответствуют современным реалиям. Минимальные габариты 140 х 125 х 44 мм<sup>3</sup> соответствуют понятию «компактная система сбора данных» – размер получившейся системы в 3 раза меньше по объему обычных систем сбора.

С учетом сделанных выводов использование процессора ПЛИС PolarFire с процессором MiV RV32 для компактных систем сбора данных представляется возможным и перспективным.

# Научные публикации

 Глазкин Д.Н., Дятлов Н.С., Ануфрейчик К.В., Чулков И.В., Тимонин Д.Г. и др. Разработка интеллектуальной системы коммутации питания научной аппаратуры автоматических космических миссий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. Принята к публикации. Раздел 5. Разработка радиофизических приборов навигационного, связанного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований

# 5.1 Прибор «Радиометр» для комплекса научной аппаратуры орбитального аппарата будущего проекта «Венера-Д»

Отв. исп.: д.т.н. А.С. Косов

#### 5.1.1 Назначение прибора

Проведение эксперимента по дистанционному зондированию нижней атмосферы Венеры методом радиометрии миллиметрового диапазона с орбитального аппарата проекта «Венера-Д».

#### 5.1.2 Научные задачи

А. Исследование в подоблачных слоях серосодержащих соединений (паров серной кислоты H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>, двуокиси серы SO<sub>2</sub> и др.), в частности, их пространственных вариаций на фоне изменений высотного температурного профиля, что может пролить свет на динамические процессы в ячейках Хадни.

Б. Измерения временной эволюции пространственных распределений паров  $H_2SO_4$ и SO<sub>2</sub>, что позволит изучить циркуляцию в нижней атмосфере и помочь в понимании термохимических процессов, которые ограничивают обилия других примесных газов (SO<sub>3</sub>, CO, OCS и  $H_2O$ ).

#### 5.1.3 Прибор «Радиометр»

Прибор «Радиометр» – это пятиканальный приемник радиотеплового излучения атмосферы и поверхности Венеры. Имеются следующие диапазоны приема: 10 ГГц, 3 см; 20 ГГц, 1,5 см; 30 ГГц, 1 см; 60 ГГц, 0,5 см; 90 ГГц, 0,33 см. В каждом частотном диапазоне имеется ребристая рупорная антенна с шириной диаграммы направленности около 10 градусов. На рисунке 5.1 представлен чертеж рупора и диаграмма направленности антенны.

Все приемники являются приемниками прямого усиления с полосой порядка 10 % от центральной частоты приема.

Флуктуационный порог при постоянной времени накопления τ, равной 1 сек, будет 5 мК на 10 ГГц, и 10 мК на 100 ГГц.

Прибор располагаются таким образом, чтобы в диаграмму направленности антенн (± 60 градусов от главной оси визирования) не попадали элементы конструкции КА и других приборов. Предполагается, что во время эксперимента КА ориентирован таким образом, чтобы оси антенн прибора были направлены в надир.



Рисунок 5.1 – Чертеж и диаграмма направленности рупорной антенны

#### 5.1.4 Состояние исследований

В настоящее время Венера наблюдается во всем спектре электромагнитного излучения как наземными, так и космическими средствами. Однако, из-за большой плотности венерианской атмосферы, в большей части спектра доступна исследованию только верхняя, надоблачная атмосфера. В то же время для физики атмосферы представляет интерес именно нижняя атмосфера, так как под верхней кромкой облаков сосредоточена подавляющая часть массы атмосферы и проходят динамические процессы с наибольшей энергетикой. Радиодиапазон – один из немногих, который позволяет исследовать нижнюю атмосферу вплоть до поверхности. Именно такими средствами в конце 1950-х, начале 1960-х удалось получить первые данные о нижней атмосфере и поверхности Венеры, используя в частности радиометрические (пассивные) методы, на основе регистрации теплового радиоизлучения.

С того времени было проведено немало радионаблюдений Венеры, в основном наземными средствами, ввиду громоздкости радиотелескопов и высокочувствительной приемной радиоаппаратуры. За это время появились и наземные ИК-наблюдения на тех волнах, которые проникают в нижнюю атмосферу (Allen & Crawford, 1984; Crisp, et al.

1991; Lecacheux, et al. 1991). Еще более эффективными стали космические венерианские аппараты, позволившие ввести в атмосферу Венеры, для исследования ее нижних слоев и поверхности, спускаемые аппараты (Виноградов и др. 1976; Флоренский и др. 1982), свободно падающие зонды (Seiff 1991) и аэростаты (Blamont, et al. 1993; Lecacheux, et al. 1993). К сожалению эти средства не дают (пока) возможности длительных наблюдений, раскрывающих динамику процессов, что связано с крайне жесткими условиями среды - температуры достигающей величин более 700 К при давлении в десятки атмосфер.

В течение 1990-х и начала 2000-х был детально исследован состав атмосферы Венеры как прямыми методами, так и путем ИК-спектроскопии и радиопросвечивания. Данные о нижней атмосфере менее детальны, чем о верхней, но надежно определены основные радиопоглотители нижней атмосферы – это, прежде всего, континуум индуцированного давлением поглощения неполярных молекул  $CO_2$ , а также обладающих дипольным моментом молекул примесных газов  $H_2SO_4$ ,  $SO_2$ , CO,  $H_2O$  и пр. Линии полярных газов настолько уширены, что их спектр не отличим от континуума в большей части нижней атмосферы, но имеет разную частотную зависимость, что позволяет разделить компоненты при зондировании. При этом после  $CO_2$  (с большим отрывом от нее) в радио поглощении доминируют молекулы  $H_2SO_4$  и  $SO_2$ .

Как известно, в основном, венерианские облака находятся в диапазоне высот 30-90 км над поверхностью и состоят из капель серной кислоты H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> (их радио поглощение относительно невелико). Тем не менее, есть немало важных, но все еще неясных вопросов о строении нижней атмосферы. Среди них такие, как вопрос об обилиях серосодержащих молекул, их вертикальных и горизонтальных распределениях и временных вариациях. К примеру, обилие SO<sub>2</sub> наверху облаков (около 70 км) между 1978 и 1980 резко упало, медленно падало до 1986 и оставалось потом стабильным (Esposito, et al. 1988; Na, Esposito and Skinner 1990; Na, et al. 1994; Zasova, et al. 1993). Эти изменения резко отличались от стабильности обилия той же молекулы в тот же период в глубине атмосферы около 40 км (Blamont, et al. 1993). Поскольку SO<sub>2</sub> обладает заметным радиопоглощением, то радиотепловое зондирование Венеры в сочетании с анализом радиационного переноса в атмосфере, позволяет оценить обилие этой молекулы в нижней атмосфере. Такие наблюдения, проведенные в 1987 (Steffes et al. 1990), дали обилие SO<sub>2</sub> в глубине атмосферы много меньше, чем по измерениям зонда Pioneer (Oyama, et al. 1980), а также по ИК-измерениям (Blamont, et al. 1993). Это противоречие так и не было разрешено. Радиозатменные эксперименты также, по-видимому, свидетельствуют, что имеются значительные пространственные и временные вариации обилий H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> в нижней атмосфере (Jenkins, 1991).

В конце 1990-х были проведены точные лабораторные измерения и существенно улучшены методы расчетов радиопоглощения в условиях, соответствующих атмосфере Венеры, для молекул CO<sub>2</sub> (Gruszka & Borysow 1997), а также паров H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> и SO<sub>2</sub> (Suleiman, et al. 1996; Kolodner & Steffes 1998). Эти методы были использованы для анализа наблюдений радиотеплового излучения Венеры (Butler, et al. 2001; Jenkins, et al. 2002) с интерферометром VLA (27 антенн 25 м диаметра с разнесением до 3 км). В этих работах, при сравнении с данными прямых измерений, были получены более определенные, чем ранее, свидетельства временных и пространственных вариаций обилий паров H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> и SO<sub>2</sub>. Очевидно, что для исследования динамики процессов необходимы более длительные наблюдения с лучшим временным и пространственным разрешением, требующие специализированного инструмента, которым мог бы быть миллиметровый многоканальный радиометр на орбите Венеры. Создание такого прибора облегчается прогрессом в чувствительности и миниатюризации радиоустройств мм диапазона.

По мере исследований атмосферы Венеры, все больше становится понятно, какую уникальную лабораторию она дает нам для изучения атмосферной динамики, химии и климатологии. В отличие от Земли, движение венерианской атмосферы связано с вариациями поглощения солнечной энергии ее сернокислотными облаками. Наиболее масштабным движением является чрезвычайно быстрая (с 5-дневным периодом) ретроградная суперротация верхней атмосферы. Этот феномен до сих пор полностью не объяснен. Предполагалось (Rossow et al. 1980; Limaye, et al. 1982), что суперротация поддерживается течениями в нижних слоях, образующими ячейки Хадли и переносящие тепло и угловой момент в верхний слой облаков. Ячейки Хадли проявляют себя в картине облачности, однако этого недостаточно для полного определения их характеристик – числа ячеек, степени их распространения в полярные области, высотной локализации их потоков в нижних слоях.

Исследование в подоблачных слоях серосодержащих соединений (паров серной кислоты  $H_2SO_4$  др.), в частности, их пространственных вариаций на фоне изменений высотного температурного профиля может пролить свет на динамические процессы в ячейках Хадни. Согласно моделям циркуляции частиц в облаках, описанных (Knollenberg & Hunten 1980), и развитых (Krasnopolsky & Pollack 1994; James, et al. 1997), серная кислота образуется фотохимически в тонком слое вблизи 62 км. В горячих, более низких слоях оседающие капли образуют пары серной кислоты. Согласно термохимической модели нижней атмосферы Венеры Краснопольского и Полака, подоблачные пары  $H_2SO_4$  термодиссоциируют в  $SO_3$  и  $H_2O$  на высотах 35–40 км. Затем  $SO_3$  реагирует с моноокисью углерода CO, образуя добавочный  $CO_2$ , и двуокись серы  $SO_2$ . Следовательно, можно

ожидать некоторую антикорреляцию вариаций обилий паров  $H_2SO_4$  и  $SO_2$  в нижней атмосфере. Измерения временной эволюции пространственных распределений паров  $H_2SO_4$  и  $SO_2$  позволит не только изучить циркуляцию в нижней атмосфере, но и помочь в понимании термохимических процессов, которые ограничивают обилия других примесных газов ( $SO_3$ , CO, OCS и  $H_2O$ ).

# 5.1.5 Описание методики измерений, измеряемые параметры и их соответствие научным задачам

Эксперимент проводится с орбитального аппарата, на котором устанавливается радиометр. При движении по орбите, аппарат ориентируются таким образом, чтобы оси антенн были направлены в надир. В части орбиты, на большом удалении, когда поле зрения больше видимого диска Венеры, прибор регистрирует интегральное излучение диска.

Яркостная температура Т<sub>b</sub> теплового излучения атмосферы связана с высотным распределением температуры в атмосфере T(h) и распределением составляющих атмосферы. В диапазоне см и мм волн, определяющими составляющие нижней и средней атмосферы являются газообразные молекулы CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> и SO<sub>2</sub>. Согласно уравнению переноса излучения,  $T_b(\theta) = \int T(h) e^{-\tau} d\tau$ , где оптическая толща  $\tau = \int \alpha(h) ds$ , s – координата вдоль луча зрения, а T(h) и  $\alpha(h)$  соответствуют точке на луче зрения. Коэффициент поглощения  $\alpha = \alpha_{CO2} + \alpha_{H2SO4} + \alpha_{SO2}$  определяется концентрациями составляющих атмосферы, а также температурой и давлением в точке на луче зрения. Доминирующая часть поглощения связана с индуцированными дипольными моментами CO<sub>2</sub> и N<sub>2</sub> и составляет, согласно (Ho et al. 1996),  $_{\alpha CO2} = (q_{CO2}^2 + 0.25 q_{CO2} q_{N2} + 0.0054 q_{N2}^2 k_{CO2})$ , где q объемное соотношение смеси (0,965 для CO<sub>2</sub> и 0,035 для N<sub>2</sub>),  $k_{CO2} = 1.15 \times 10^8 f^2 p^2 T^{-5}$ , f частота в ГГц, р давление в атм. Поглощение малыми составляющими атмосферы выражается через отношения смеси, как  $\alpha_{H2SO4} = q_{H2SO4} k_{H2SO4}$ ,  $\alpha_{SO2} = q_{SO2} k_{SO2}$ . Как известно, соответствующие отношения смеси малы,  $q_{\rm H2SO4} < 10^{-5}$  (10 ppm),  $q_{\rm SO2} < 2 \times 10^{-4}$ (200 ррт). Также относительно малую величину представляют собой отклонения температуры T(h) и давления p(h) от стандартной атмосферы Венеры T'(h) и p'(h), так что  $|\Delta T| << T', |\Delta p| << p'$ . Хорошим первым приближением для яркостной температуры является  $T_b = T'_b + \Delta T_b$ , где  $T'_b$  определено вышеприведенными формулами с T=T', p=p',  $q_{H2SO4} = q_{SO2} = 0$ , а переменная часть  $\Delta T_b = \int (W_T(h)\Delta T(h) + W_{H2SO4}(h) q_{H2SO4}(h) + W_{SO2}(h))$  $q_{SO2}(h)$ ) ds.

По расчетным оценкам, весовые функции каналов для зондирования атмосферы Венеры образуют набор колоколообразных перекрывающихся функций, охватывающих

высоты 0-60 км (рисунок 5.2), и, таким образом, охватывают заданный научными задачами диапазон высот. Аналогичный вид и тот же диапазон высот имеют весовые функции для примесных газов H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> и SO<sub>2</sub>. Это связано с тем, что вид весовых функций определяется, прежде всего, основным поглотителем – углекислым газом, высотное распределение которого слабо зависит от температуры и не подвержено влиянию примесных газов. Вместе с тем эти функции достаточно отличны друг от друга, что и позволяет, при обработке данных получить распределения температуры и примесей раздельно. В частности, на миллиметровых волнах, в отличие от сантиметровых, частотный ход поглощения CO<sub>2</sub> и SO<sub>2</sub> разный, что и позволяет получить из измерений  $T_b(f, \theta)$  высотный профиль SO<sub>2</sub> одновременно (в отличие от наземных измерений на VLA) с профилем температуры.



Рисунок 5.2 – Весовые функции теплового излучения атмосферы Венеры на различных частотах зондирования

Определение профилей T(h),  $q_{H2SO4}(h)$  и  $q_{SO2}(h)$  по данным измерений  $T_b(f,\theta)$  представляет собой решение обратной задачи, для устранения некорректности которой применяются известные методы регуляризации. В численном виде искомые профили имеют вид набора значений, соответствующих узлам в сетке высот  $h_j$ , j=1,...,N, значения параметров между которыми находится интерполяцией. При этом уравнение для нахождения профилей имеет вид:

 $B_i = \Sigma (W_T(f_i, \theta_i, h_j) \Delta T_j + W_{H2SO4} (f_i, \theta_i, h_j) q_{j,H2SO4} + W_{SO2}(f_i, \theta_i, h_j) q_{j,SO2}),$ где  $B = \Delta T_b$ , *i* - номер измерения в пределах одного цикла сканирования.

Если представить в векторном виде искомые профили как  $\mathbf{u} = [\Delta T_{1},..., \Delta T_{N}, q_{1,H2SO4}, ..., q_{N,H2SO4}, q_{1,SO2}, ..., q_{N,SO2}]^{T}$ , а данные измерений как  $\mathbf{b} = [B_{1},...,B_{M}]^{T}$ , то уравнение для нахождения профилей имеет вид:  $\mathbf{b} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{u}$ , где матрица  $\mathbf{A}$  составлена из значений весовых функций. Для решения уравнения задается функция ошибок *E* равная сумме значений  $\chi^{2}$  и добавочного регуляризационного члена.

$$E = (\mathbf{b} \cdot \mathbf{A} \cdot \mathbf{u}) \cdot (\mathbf{b} \cdot \mathbf{A} \cdot \mathbf{u})^{\mathrm{T}} + \mathbf{u} \cdot \mathbf{H} \cdot \mathbf{u}^{\mathrm{T}},$$

где регуляризационная матрица **H** имеет диагональную форму и выбирается так, чтобы минимизировать ошибки при моделировании эксперимента методом Монте-Карло.

Уравнение  $b=A \cdot u$  не может быть решено непосредственно из-за сингулярности матрицы **A**, однозначное решение получается при минимизации функции *E* численными методами.

Для простоты изложения выше рассматривалось приближенное решение уравнения переноса излучения в линейной форме. Одновременно оно дает хорошее первое приближение решения, которое затем уточняется нелинейными численными методами. Также приближенным является представление яркостной температуры, как функции  $T_b(\theta)$ Более точной и однозначной является зависимость  $T_b(a)$ , где a – ближайшее расстояние луча зрения от центра планеты, определенное с учетом рефракции, причем a зависит как от  $\theta$ , так и от расстояния аппарата до планеты. Разумеется, эти эффекты учитываются при уточнении решения, но они играют роль, в основном, вблизи лимба, который дает относительно небольшой вклад теплового излучения в диаграмму направленности антенн прибора. Более существена роль этих эффектов при радиопросвечиванивании для зондирования тех же компонент атмосферы Венеры, но со значительно бо́льшим угловым разрешением. Для этого может быть использована приемная аппаратура на орбитальном аппарате, при наличии на другом аппарате передатчика с соответствующими частотами.

Возможности восстановления высотных профилей существенно зависят от отношения сигнал/шум. Вариации яркостной температуры по диску Венеры в рабочих диапазонах достигают величин порядка 10 К. С учетом приведенной ранее флуктуационной чувствительность приемников, при времени измерения 1 с, величина сигнал/шум = 200–600.

#### Научные публикации

Тезисы конференции

- Gusev A., Khasanov R., Kosov A., Meng Zh., Ping J-S. Geological exploration of the moon: regolith, volatile and rare elements // The Twelfth Moscow Solar System Symposium 2021, 12MS3-MN-04 ORAL, p. 408–409. https://ms2021.cosmos.ru/docs/2021/12ms3\_book\_5.pdf
- Ping J.S., Marshalov D., Kosov A.S., Gusev A.V., Sun J., Wang M.Y., A mission suggestion: Dynamics of Lunar rotation & frame Tie of astronomy for ILRS // The Twelfth Moscow Solar System Symposium 2021, 12MS3-MN-PS-01 POSTER, p. 449– 451. <u>https://ms2021.cosmos.ru/docs/2021/12ms3\_book\_5.pdf</u>

5.2 Разработка приборов, блоков и устройств для сбора обработки и передачи информации в составе научных и служебных комплексов КА аппаратуры. Разработка и исследование методов повышения ее достоверности

Отв. исп.: д.т.н., профессор, в.н.с. отдела 71 В.В. Золотарев

В процессе работы с издательством «Горячая линия–Телеком» в 2021 году вышла в свет монография: В.В. Золотарёв. Оптимальные алгоритмы декодирования Золотарёва (Оптимизационная Теория – компактное совершенное решение проблемы Шеннона)». Под научной редакцией члена-корреспондента РАН Ю.Б. Зубарева. // М., Горячая линия–Телеком, 268 с.

Рецензент: академик РАН Н.А. Кузнецов.

Книгу можно прочесть в свободном доступе на сетевых порталах

www.mtdbest.ru и https://decoders-zolotarev.ru по адресам:

https://mtdbest.ru/articles/zolotarev\_book2021.pdf и

https://decoders-zolotarev.ru/wp-content/uploads/2021/02/optimalnye-algoritmydekodirovaniya-zolotareva.pdf .

В монографии рассмотрены многие методы достаточно простого повышения достоверности цифровых данных при передаче по шумящим каналам, большинство из которых защищены патентами на изобретения.

Использование алгоритмов, представленных в монографии, позволяет создавать аппаратуру и программные комплексы с улучшенными уровнями итоговой достоверности на основе новых алгоритмов коррекции ошибок с более высокой, чем ранее, скоростью декодирования. Они также обеспечивают более эффективный, т. е. быстрый и высокодостоверный сброс данных на Землю в системах ДЗЗ.

Для некоторых вариантов кодирования полученные результаты позволяют существенно увеличить скорость обработки информации на приёмном конце линии связи до 2-х раз, а например, использование открытых автором монографии символьных кодов позволяет одновременно повысить помехоустойчивость до полутора раз по входной вероятности ошибки при одновременном ускорении декодирования до 3-х раз. Эти методы давно запатентованы в РФ, но ещё ни разу не повторены кем-либо, кроме сторонников научной школы ОТ, руководимой автором монграфии.

Можно указать на особую ценность этой завершённой многолетней работы автора, подчёркнутую её научным редактором членом-корреспондентом РАН Ю.Б. Зубаревым. Он написал на с. 3 этой книги: «Как руководитель небольшой российской научной школы Оптимизационной Теории (ОТ) помехоустойчивого кодирования профессор В.В. Золотарёв совершил, безусловно, настоящий научный подвиг, разрешив вместе с членами своего небольшого коллектива практически все теоретические проблемы и подготовив необходимые технологии для решения главной прикладной задачи этой отрасли науки — проектирования и создания алгоритмов декодирования для всех классических моделей каналов, рассматриваемых этой сложной многокомпонентной теорией.».

На с. 15 в конце своего введения как научного редактора монографии Ю.Б. Зубарев указал: «И в заключение я выражаю твёрдую уверенность, что актуальнейшие результаты ОТ — новой «квантовой механики» современной теории информации, изложенные в этой уникальной монографии, послужат масштабным достойным вкладом всей российской науки в развитие новых методов и технологий цифровой обработки данных, а также вообще всей теории информации для цифрового информационного сообщества начала нового тысячелетия».

Продолжено выполнение полного цикла работ по патентованию методов ОТ (Оптимизационной Теории) и МПД (многопороговых декодеров).

К настоящему моменту получен патент на изобретение РФ № 2741062 от 22.01.2021г. Согласно патенту защищается способ инжекторного декодирования свёрточных кодов, позволяющий значительно повысить достоверность декодирования, что достигается даже при небольшом снижении сложности обработки декодируемого цифрового потока.

Получен второй патент на изобретение РФ № 2747881 от 17.05.2021г. Защищаемое

техническое решение позволяют организовать процедуру исправления ошибок в шумящих каналах таким образом, что в процессе декодирования определяется множество тех хранимых в декодере путей, которые содержат их одинаковые варианты. Такие массивы памяти путей исключаются из дальнейшего рассмотрения, чем обеспечивается многократное снижение размера памяти устройства исправления ошибок. Такой подход позволяет более экономно расходовать память декодера и увеличить длину кода, что повышает итоговую достоверность алгоритма.

#### Общая характеристика выполненных работ

Основные публикации по теме разработок методов помехоустойчивого кодирования в настоящее время связаны, с одной стороны, с проблемами повышения эффективности алгоритмов декодирования в плане повышения достоверности и, с другой стороны, снижения сложности их реализации.

Патенты и опубликованная книга по Оптимизационной Теории свидетельствуют о решении этих вопросов с активным участием члена-корреспондента РАН Ю.Б. Зубарева, бывшего долгое время директором НИИ Радио, ведущего института Минсвязи по тематике применения корректирующих кодов в цифровых каналах. В НИИ Радио создано пять поколений аппаратуры помехоустойчивого кодирования на теоретических основах автора отчёта и по его технологиям.

Подана заявка на ещё один патент на изобретение по методам многопорогового декодирования в каналах с большим уровнем шума.

Важную работу автор отчёта ведёт в сфере популяризации науки в области кодирования среди студентов, аспирантов и специалистов.

Этой цели служит новая популярная брошюра авторов (с участием академика и члена-корреспондента РАН):

Кузнецов Н.А., Золотарёв В.В., Зубарев Ю.Б., Овечкин Г.В., Назиров Р.Р., Аверин С.В. Проблемы и открытия Оптимизационной Теории помехоустойчивого кодирования // М.: Горячая линия – Телеком, 2020, 36 с.

URL: http://www.mtdbest.ru/articles/comics.pdf.

Она уже стала популярной у Оргкомитета Международной конференции ДСПА, которая ежегодно проводится в Москве, в том числе и в 2021 году. Лучшие авторы докладов и руководители секций на конференции награждались этим буклетом, написанным с участием академика Н.А. Кузнецова, члена-корреспондента Ю.Б. Зубарева и сотрудников ИКИ РАН.

Автор отчёта принял участие в конференции ИКИ РАН в 2021 г. по ДЗЗ и DSPA-

2021, где выступал с докладами.

Полезно отметить, что члены РАН, участвовавшие в совместной работе с автором по подготовке публикаций этого года и нескольких предыдущих лет, согласны с тем, что результаты ИКИ РАН в сфере помехоустойчивого кодирования во многих отношениях уникальны. Их можно непосредственно применять при разработке аппаратуры для систем связи и ДЗЗ, создаваемых в ИКИ РАН, что отмечалось ими в некоторых письмах в 2020 и 2021 годах, адресованных руководству ИКИ РАН.

В течение 2021 года автор отчёта создал ещё один именной сетевой двуязычный портал по Оптимизационной Теории (ОТ):

# https://decoders-zolotarev.ru.

Вместе с уже активно функционирующими большими порталами ИКИ РАН, <u>www.mtdbest.iki.rssi.ru</u> и РГРТУ <u>www.mtdbest.ru</u> теперь этим методам посвящено более 1000 информационно-справочных и научно-методических блоков данных. Эти порталы последние годы посещают свыше 50 тыс. специалистов из более 70 стран мира, что подтверждает исключительно высокую оценку мировым научным сообществом тематики особого направления в кодировании на базе Оптимизационной Теории (OT) и новых парадигм помехоустойчивого кодирования, развиваемых автором отчёта и его научной школой OT.

Следует подчеркнуть огромную важность создания автором отчёта сетевого авторского портала. Наполнение и сопровождение столь больших сетевых научнообразовательных и учебно-методических интерактивных структур требует очень больших вложений, сил и времени. Всё это автор отчёта выполнил самостоятельно.

Сайт РГРТУ <u>www.mtdbest.ru</u>, на котором также представлена информация от ИКИ РАН и результаты научной школы Оптимизационной Теории, обновлялся в 2021 году 2 раза, именной портал – 3 раза.

#### Научные публикации

## Участие в конференциях, проводимых в ИКИ РАН

1. Золотарёв В.В. Характеристики каскадных многопороговых декодеров в каналах спутниковой и космической связи. // Девятнадцатая Всероссийская Открытая конференция с международным участием «СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА», 15–18 ноября 2021 г., Москва, ИКИ РАН, тезисы доклада.

# Журнальные публикации

1. Золотарёв В.В., Гринченко Н.Н., Овечкин Г.В. Оценка эффективности коррекции ошибок для самоортогональных кодов. // Радиотехника, Т. 84, 11(21), 2020, с. 65–71.

DOI 10.18127/j00338486-202011(21)-08.

В статье представлены результаты выбора кода и декодера, позволившие улучшить достоверность исправления искажений в ДСК и стирающем каналах при небольшой сложности. (Декабрь 2020 г.)

2. Золотарёв В.В. Расширение возможностей применения блоковых версий алгоритма Витерби // Вестник РГРТУ. 2020. № 74, с.39–41.

Описан запатентованный метод значительного сокращения памяти в алгоритме Витерби, что позволит увеличить длину кода, которая приводит всегда к росту обеспечиваемой достоверности. (Декабрь 2020 г.)

# Международные конференции

1. Zolotarev V.V., Ovechkin G.V. Development of New Approaches to Apply Block Versions of Viterbi Algorithm // XXIII Международная конференция «Цифровая обработка сигнала и её приложения - DSPA-2021». Опубликованный доклад. Доклад указан в программе Конференции.

#### Патенты РФ

1. Золотарёв В.В. Способ инжекторного декодирования свёрточных кодов. Патент на изобретение РФ № 2741062 от 22.01.2021г.

2. Золотарёв В.В. Способ декодирования длинного блокового кода с помощью алгоритма Витерби. Патент на изобретение РФ № 2747881 от 17.05.2021г.

#### Монография

1. Золотарёв В.В. Оптимальные алгоритмы декодирования Золотарёва. Под научной редакцией члена-корреспондента РАН Ю.Б. Зубарева. Рецензент: академик РАН Н.А. Кузнецов // М., "Горячая линия - Телеком", М., 2021, 268 с.

Раздел 6. Разработка малогабаритных космических аппаратов для научных исследований. Создание современных бортовых радиотехнических комплексов (БРК) для малогабаритных космических аппаратов

Отв. исп.: И.В. Козлов И.В., В.В. Золотарев

#### 6.1 Введение

На сегодняшний день во всем мире наблюдается тенденция стремительного прогресса в области развития и использования малых космических аппаратов (МКА) как военного, так и гражданского назначения. Особый интерес представляет создание специфических МКА, направленных на решение конкретных задач.

Одной из таких задач в настоящее время является оперативный мониторинг земной поверхности с обнаружением источников радиоизлучения (ИРИ), определение их место расположения (например, в процессе поиска терпящих бедствия самолетов и кораблей), а так же измерения и контроль параметров земной атмосферы, топографическая (панхроматическая) съемка и съемка тепловых карт местности.

При этом перспективные космические программы требуют создания бортовых радиокомплексов с меньшими габаритами, массами, энергопотреблением и более дешевых, чем их современные аналоги. Также необходимо учитывать рекомендации международного консультативного комитета CCSDS по параметрам радиосигналов (частотный диапазон, структура сигналов КПИ и ТМИ, методы модуляции и кодирования), что позволяет наиболее полно удовлетворять требованиям по унификации радиолинии и оптимального использования возможности существующей глобальной международной сети слежения за КА.

БРК малогабаритного космического аппарата (МКА) является важнейшей его составной частью, при этом для обеспечения функционирования БРК приходиться выделять для этого основную часть главных ресурсов МКА – энергопитания, массы, габаритов.

Также надо учитывать при создании современных БРК, что их надежность и ресурс определяют срок службы МКА в целом. Кроме того, на принципы построения БРК оказали значительное влияние последние достижения в области радиоэлектроники, особенно в таких направлениях, как создание новых полупроводниковых и электронных приборов, успехи в области СВЧ микроэлектроники, технике активных антенных решеток и многолучевых антенн, создание и реализация специальных подходов к вопросам обеспечения высокой надежности и минимизации ошибок при передаче целевой

информации на Землю в условиях длительного функционирования на орбите.

На всех этапах управления полетом МКА, находящегося на разных орбитах, бортовой радиокомплекс должен обеспечивать следующие важнейшие задачи:

- прием и обработку командно-программной информации (КПИ);
- кодирование и передачу телеметрической информации (служебной и целевой);
- прием и ретрансляцию сигналов траекторных измерений (наклонной дальности и радиальной составляющей скорости МКА);
- декодирование, выделение и выдачу на исполнение ограниченного числа функциональных команд при возникновении нештатной ситуации в служебных системах и целевой аппаратуре МКА.

Наиболее сложной составляющей БРК является приемопередатчик, который участвует в двусторонней связи МКА с наземными станциями, приемопередатчик обеспечивает прием высокочастотного сигнала от антенны, его усиление, частотное преобразование, демодуляцию, выделение цифрового потока КПИ и выдачу его для дешифрации, а также прием и выделение дальномерных сигналов.

Приемопередатчик принимает цифровую служебную и целевую информацию, кодирует ее, формирует ответный высокочастотный сигнал малой мощности, модулирует его по фазе, сигнал с выхода приемопередатчика поступает на выход усилителя мощности для дальнейшей передачи через бортовое АФУ на Землю.

# 6.2. Состав, конструкция и режимы работы БРК

Как правило, в БРК должна быть возможность совмещение следующих режимов работы:

- прием КПИ и передача ТМИ или ЦИ;
- прием КПИ, передача ТМИ или ЦИ и измерение радиальной скорости;
- измерение дальности и радиальной скорости.
  - В состав БРК входят:
- приемные устройства;
- передающие устройства;
- антенные переключатели, один для переключения приемников, другой для переключения передатчиков;
- матрица на 32 ФК;

- кодирующее устройство.

Конструктивно БРК состоит из приемного и передающего модулей. Приемный модуль включает в себя приемное устройство, формирователь ответного сигнала,
эталонный генератор и источник вторичного электропитания. Передающий модуль включает в себя кодирующее устройство, усилитель мощности и источник вторичного электропитания. Конструктивно приемный и передающие модули выполнены в виде функционально законченных герметичных блоков.

Рассмотрим следующие варианты построения БРК:

- режим симплекса (попеременный), это когда работа БРК осуществляется на общей частоте передачи/приема, в двух диапазонах (например, на частоте 145 МГц и 435 Мгц);
- режим дуплекса на двух диапазонах и на нескольких частотах в диапазонах 145 и 435 Мгц;
- режим дуплекса в S-диапазоне, на частотах в диапазоне 2,1 ГГц и 2,3 ГГц.

Режим симплекса попеременного в двух диапазонном варианте использовался на МКА «Можаец» и МС «Колибри». При этом в диапазоне 145 МГц был отмечен затрудненный прием информации на Земле в силу значительных промышленных помех, а также оказалась, что радиолинии, использующие режим симплекса попеременного создают неудобства при одновременной работе с несколькими МКА с наземных станций управления.

Режим дуплекса в S-диапазоне использовался на МКА «Университетский-Татьяна». Данный режим хорошо работает при стабильной ориентации МКА с направлением антенн на Землю. В качестве парирования нештатных ситуаций, связанных с неустойчивой ориентацией МКА, может потребоваться установка на МКА дополнительных антенн.

Следует также отметить, что организация радиоканалов в S-диапазоне требует более значительных затрат в части материальных, технических и организационных по наземным станциям и комплексам управления, а также имеет более сложное разрешительное оформление.

Использование же дуплексной системы связи на двух диапазонах и на нескольких частотах зарекомендовали себя как простые, дешевые и устойчивые. Эта система связи неоднократно применялась на различных МС и МКА, наземные приемные станции в этих диапазонах имеются в наличии и находятся в рабочем состоянии. Кроме того, диапазоны частот 145 и 435 МГц выделены международным регламентом для проведения экспериментальных работ и радиолюбительской связи и имеют упрощенную процедуру оформления.

Как было показано выше, каналы радиосвязи БРК рекомендуется организовать в следующих диапазонах:

- 145,8-146 МГц передача информации по направлению «Земля Борт»;
- 435,2-435,6 МГц передача информации по направлению «Борт Земля».

Примечание – Указанные диапазоны частот широко используются коллективными радиостанциями образовательных учреждений, институтов и университетов, что упрощает и удешевляет использование наземных станций.

Количество каналов связи внутри диапазонов по направлениям «Земля – Борт » и «Борт – Земля» должно быть – не менее 2, одновременно работающих.

Каналы радиосвязи должны иметь резервные частоты. Конкретные значения частот каналов связи определяются в рабочем порядке с учетом требований комитета по координации частот.

#### 6.3 Энергетика радиолиний БРК

Энергетические параметры радиолинии БРК характеризуются следующими характеристиками:

- угол от направления на Землю;
- протяженность радиолинии;
- ЭИИМ (Эфф. изотропно излучаемая мощность);
- потери на распространение в свободном пространстве;
- мощность радиосигнала на входе приемника;
- коэффициент шума приемника;
- мощность шумовой температуры приемника;
- чувствительность приемника, (порог+с/ш);
- сумма внешних шумов канала приема;
- общая шумовая температура канала приема;
- мощность шума канала приема;
- спектральная плотность мощности шума на входе приемника (СПМШ);
- требуемая мощность излучения;
- энергетический запас (дефицит) радиолинии.

На энергетические параметры радиолинии МКА оказывают влияние следующие факторы:

- выбор частотного диапазона радиолинии;
- требуемая скорость передачи данных;
- выбор методов и способов кодирования передаваемой информации;
- параметры приемников и передатчиков;

- параметры антенно-фидерных устройств;
- влияние шумов атмосферы и галактического излучения.

Расчет энергетических параметров радиолинии связи с космическим аппаратом позволяет оценить правильность выбора технических характеристик приемо-передающих систем БРК, антенно-фидерных линий и позволяет провести оптимизацию бортовых радиосистем с учетом технических и энергетических возможностей МКА.

#### 6.4 Использование новых технологий при создании перспективных БРК МКА

Как было отмечено выше, на энергетические параметры радиолиний оказывают влияние многие факторы, одним из которых является оптимальный выбор способа кодирования передаваемой на Землю целевой информации.

В связи с этим сейчас стали появляться новые варианты организации подготовки и передачи со спутника по радиолиниям данных, которые обеспечат более эффективную организацию передачи и достоверность принимаемых на Земле цифровых данных.

Рассмотрим некоторые из этих вариантов. Допустим, что нам необходимо обеспечить достаточно быструю и высококачественную передачу на Землю некоторого цифрового потока, который представляет собой произвольный информационный набор, например, последовательность некоторых изображений, полученных с помощью небольших систем дистанционного зондирования Земли (фото с МЧ «Чибис-М» ДЗЗ).

Итак, допустим, что у нас в результате работы тех или иных научных и целевых приборов появились определённые, достаточно большие массивы цифровых данных, которые необходимо передать с борта МКА на наземную приемную станцию (НПС). В соответствии с определёнными энергетическими характеристиками радиолинии передачи данных рассматриваемого МКА, мы можем из самых обычных соображений вычислить скорости и время, в течение которого можно с заданной точностью передать на Землю необходимые массивы цифровых данных.

В тех случаях, когда нам может потребоваться изменить какие-либо из параметров радиолинии, например, достоверность передачи или какие-либо другие параметры без какой-либо переделки аппаратных средств БРК, можно предположить, что в этом случае БРК может иметь действительно возможности по регулировке достоверности и скорости передачи. Это будет весьма полезным.

Также представляют интерес концепции построения БРК, когда проводится сравнение возможностей обычной передачи данных и передачи данных с предварительной (первичной) обработкой информации на борту МКА перед отправкой её на Землю, что позволяет сократить объем передаваемой информации.

Предположим, что у нас есть на борту МКА дополнительная система предварительной обработки целевой информации, которая учитывает структуру и содержание данной информации, при этом будем считать, что такая система позволяет в той или иной степени сокращать объем передаваемых целевых данных без какого-либо ухудшения качества передаваемой информации, после восстановления её первоначального вида уже в приёмнике, если это необходимо.

Для каждого типа данных существуют схемы и алгоритмы, которые позволяют обеспечивать высокие характеристики предварительной обработки (сжатия) целевых данных без существенного снижения достоверности итоговой информации. К таким схемам и алгоритмам, например, относятся различные варианты сжатия для изображений океана, суши или облачности нашей планеты.

Такие схемы и алгоритмы позволяют сокращать объём информации передаваемых изображений в 2, 3, 5 и иногда в большее число раз, что обеспечивает существенное уменьшение объёмов передаваемой на Землю целевой информации.

При этом объём передаваемой информации существенно снижается, причём без существенного уменьшения качества информации, что всегда и приветствуется при обсуждении тех или иных космических проектов, связанных в частности с передачей данных о температуре поверхности Земли, облачного слоя и других элементов, которые существенны для прогнозирования погоды, особого состояние атмосферы и даже каких-то технических ресурсов, которые зависят от качества и состояния земной поверхности, воздушного океана и т. д.

Однако следует сразу иметь в виду, что возможность сжатия данных на борту потребует и последующего восстановления на Земле принятой информации. Здесь могут возникнуть различные обстоятельства, которые могут незначительно, а в каких-то случаях весьма заметно влиять на точность восстановления данных, которые могут в каких-то случаях оказаться гораздо менее точными, чем они были на борту космического аппарата.

Известно, что возможные проблемы с неточным восстановлением полученной на Земле информации, как правило, возникают из-за воздействия внешнего шума, который всегда присутствуют в космических и спутниковых каналах связи.

Но если передаваемые данные из-за воздействия внешнего шума определённым образом искажаются ещё в радиолинии, то случайные ошибки в процессе передачи является существенно более опасными для передаваемой сжатой информации, поскольку случайные искажения в канале связи могут чрезвычайно сильно ухудшать качество передаваемых сжатых данных. Этот эффект от сжатия известен как проявление «хрупкости» таких упакованных данных.

Пока мы рассмотрели только БРК, в котором может быть реализована функция сжатия данных, которые во время передачи на Землю могут быть подвержены большей опасности искажений по сравнению с известными характеристиками идеальной передачи.

Настало время рассмотреть методы, которые позволяют избавиться от ошибок при передаче данных и, кроме того, одновременно обеспечивают дополнительные более высокие характеристики использования каналов передачи данных с любых космических, в том числе малогабаритных КА. Эти методы называется алгоритмами помехоустойчивого кодирования.

## 6.5 Помехоустойчивое кодирование

Предположим, что на борту МКА появилась возможность перед сбросом дополнить информационный поток некоторыми комбинациями дополнительных проверочных символов, которые затем будут активно исправлять все возникающие или по крайней мере большинство возникающих в радиолинии ошибок с тем, чтобы обеспечить более высокую итоговую достоверность передачи данных на Землю.

Обратим внимание в первую очередь на то, что для успешного помехоустойчивого кодирования информации на борту спутника перед передачей ее на Землю, необходимо сначала добавить некоторые дополнительные символы, называемые в теории кодирования избыточными или проверочными, что на первый взгляд входит в полное противоречие с предыдущей процедурой сжатия данных. То есть мы получаем фактически новую ситуацию, когда после сжатия, объём передаваемых на Землю данных вновь увеличивается.

В связи с этим может возникнуть вопрос о целесообразности разработки и внедрения в практику принципов помехоустойчивого кодирования. Разберемся в этом вопросе более подробно на следующих примерах.

Введем для примера кодовую скорость передачи данных R=1/2. В этом случае доля полезных символов равна 0,5, а увеличение объёма передаваемых данных – двум. При правильном проектировании системы помехоустойчивого кодирования эффект от применения кодирования оказывается очень хорошим. Разберемся, почему это действительно так.

Возьмем в качестве примера случай использования весьма несложного корректирующего кода. Пусть в ТЗ на передачу данных по шумящему (гауссовскому) каналу спутниковой связи указана итоговая, например, вероятность ошибки для двоичной передачи в канале, равная  $p_0=10^{-5}$ . Отметим, что из справочных данных можно определить, что отношение сигнал/шум и, следовательно, отношение битовой энергетики сигнала к

спектральной плотности мощности шума  $E_b/N_0$  для такой обычной побитовой передачи данных в канале с ФМ-2 равно 9,6 дБ. Если число символов удвоить и, что очень важно, передавать их все за то же время, что и раньше, без кодирования, то энергия каждого передаваемого символа уже снизится вдвое из-за увеличения скорости передачи в 2 раза.

По известным характеристикам, например, для гауссовского канала при двоичной передаче следует, что если теперь выбрать отдельно входную вероятность ошибки канала без кодирования при  $p_0=10^{-2}$ , то для случая использования кодирования с кодовой скоростью R=1/2, и, конечно, при том же  $E_b/N_0$ , что означает удвоение скорости передачи в 2 раза, вероятность ошибки для декодера на приеме увеличится до  $p_0=0.05$ , т. е. в 5 раз.

Далее для этого примера можно взять уже конкретный код с параметром кодового расстояния d=11, что позволяет исправлять все ошибки в любых комбинациях, если их число менее 6, а также некоторые ошибки и большего веса. Поэтому далее можно для данного примера с приемлемой точностью считать, что оценка вероятности ошибки весьма простого декодера на наземной станции пропорциональна величине  $p_0^6$  для случая использования гауссовского канала с ФМ-2 для двоичной передачи, но уже для вероятности ошибки приёма символов из канала  $p_c^0 = 0.05$ .

Если теперь уточнить величину коэффициента при  $p_0^6$  по справочным данным для соответствующих декодеров, то средняя вероятность ошибки декодера окажется равной  $P_{\text{дек}}(e)=10^{-5}$ . А обратившись снова к табличным данным для гауссовских кривых, получим что разница в отношении битовой энергетики сигнала к спектральной плотности мощности шума  $E_b/N_0$  рассматриваемого канала между выбором вероятностей  $10^{-5}$  или  $10^{-2}$  составляет порядка 5 дБ.

Таким образом, мы установили, что, применив помехоустойчивый код, мы как бы повысили мощность передатчика на 5 дБ или около 3 раз, измерив её по вероятности ошибки уже на выходе декодера.

И здесь можно сделать важный вывод о том, что можно повысить скорость передачи при тех же прочих технических параметрах, т. е. при той же мощности передатчика, сохраняя вероятность ошибки декодера  $10^{-5}$ , но уже при утроенной скорости передачи, что сохранит то уже рассчитанное отношение  $E_b/N_0$ , при котором декодер справляется с декодированием входного потока, вероятность ошибки которого останется при этом на уровне  $p_c^0 \sim 0.05$ .

Значит, при тех же физических реальных мощностях передатчика стало возможным, например, передавать за то же время, как и без кодирования, втрое больше всех символов: и проверочных, и информационных.

В этом случае предположим, что реализуя двоичную информационную скорость

передачи в три раза большей, чем исходная, мы можем сократить при сжатии объём битов на передаче, например, вдвое. Это значит, что применяя кодирование источника (информации) и помехоустойчивое кодирование радиоканала можно получить до 6 раз общее увеличение информационной скорости передачи данных при использовании всех соответствующих методов кодирования (кодирование источника и кодирование канала) по сравнению с их отсутствием.

Отсюда непосредственно следует, что запуск одного МКА с кодированием (сжатием) информации на борту и наличием помехоустойчивого кодирования радиоканала будет эквивалентен запуску 6 МКА без средств специального кодирования с точки зрения достижимых скоростей передаваемой на Землю информации при тех же уровнях требуемой достоверности данных и мощности передатчика.

Важно также подчеркнуть, что при более высоких требованиях к достоверности передаваемой информации, общий энергетический эффект кодирования быстро растёт.

Правильное использования ресурса МКА по мощности за счёт кодирования позволяет более экономно проектировать и использовать его энергетические ресурсы, при этом ширина спектра частот канала оказывается менее существенной и важной.

# 6.6 Технические вопросы реализации устройств кодирования

Рассмотрим теперь технические вопросы реализации устройств кодирования в бортовых радиокомплексах. Они достаточно логичны и просты. Согласно имеющимся возможностям опыта развития кодирования в ИКИ, и те и другие узлы кодирования могут быть реализованы как программным образом, так и аппаратным.

При этом оказывается, что для устойчивого кодирования вполне достаточно использовать очень простые кодеры. В этом случае вся нагрузка системы кодирования передается наземным пунктам приема, так как наземная система декодирования всегда являются гораздо более сложной, чем система кодирования на борту спутника.

Как показывает опыт развития подобных систем в ИКИ, уже давно доступна реализация кодирования на основе технологий и программного, и аппаратного типа. Так, например, уже давно создан и успешно опробован в ИКИ РАН макет декодера, работающей на огромной скорости, превышающей 1 Гбит/с для каналов ДЗЗ (рисунок 6.1). При этом в случае необходимости, всегда можно построить и систему программного типа, которая сейчас даже на обычных процессорах компьютеров общего назначения может работать со скоростью декодирования до нескольких мегабитов в секунду, т. е. быть достаточно высокоскоростной.



Рисунок 6.1 – Образец аппаратного декодера, реализованного на ПЛИС «ALTERA»

Малым аппаратам с дефицитом энергетики программная реализация оказывается всегда чрезвычайно полезным и удобным. При этом вообще не требуется каких-либо дополнительных аппаратных затрат на создание такого устройства кодирования на борту.

Такие кодеры могут работать даже на самых обычных персональных компьютеров, которые могут находиться и на Земле, обеспечивая вероятность ошибки 10<sup>-5</sup> или даже еще более высокую достоверность, что во многих случаях может оказаться вполне достаточным. Специальные RISC-процессоры с сокращённым набором быстрых команд также очень хорошо соответствуют технологиям многопорогового декодера (МПД), что может дополнительно повысить скорости систем ДЗЗ в несколько раз. Известны и публикации российских специалистов по спецускорителям вычислений для этих же целей. У них рост эффективности растёт при использовании для МПД декодирования ещё более значителен.

Подчеркнем, что в тех случаях, когда системы передачи данных со спутников требуют гораздо более высокой достоверности польза от использования кодирования окажется еще более высокой. При ЭТОМ надо использование отметить, ЧТО высококачественных систем кодирования, которые обеспечивают особо маленькие обеспечить вероятности ошибки, может идеальное восстановление переданной информации после сжатия.

Возникает вопрос, какими могут быть в ближайшей перспективе наиболее высокие характеристики в случае передачи данных с использованием всех доступных техники методов как кодирование источника и кодирования канала?

Опыт показывает, что эти цифры могут быть совершенно различными и в случае, когда используются наиболее эффективные средства в виде наиболее сложных доступных сейчас аппаратных декодеров, величина выигрыша от применения всех методов кодирования может достигать величины 80 и даже до 100 раз.

В некоторых случаях это действительно может соответствовать случаю замены до 80 и более устройств без современных методов обработки информации. Для этого у КА с системами кодирования должны быть очень высокоскоростные характеристики на весьма высоких физических скоростях передачи, что, понятно, возможно при создании широкополосных высококачественных каналов сброса данных в системах ДЗЗ.

Кроме того, вероятности ошибки на бит должны быть в новых системах порядка, например,  $10^{-9}$ , а коэффициент сжатия, возможно, иметь значения до 4 - 5 - 7 или более раз. Однако во многих случаях для реальных систем передачи данных необходима одновременно и очень высокая скорость сброса данных.

Но этими возможностями пока обладают только алгоритмы декодирования, созданные в ИКИ, поскольку только эти методы в настоящее время не снижают ни в какой мере скорость предварительной обработки, т. е. декодирования и последующей передачи данных с КА на Землю.

При более мощной системе исправления ошибок и восстановления данных уже на Земле после сжатия, а также при очень высокой скорости передачи для получения такого высокого энергетического выигрыша, скорее всего должна быть реализована за счет разработки новых аппаратных средств.

## Заключение

1) В исследованиях по разработке и созданию современных космических систем связи (БРК КА – Земля) появилось новое направление, связанное с разработкой современной теории помехоустойчивого кодирования, которая позволяет достигать значений вероятностей ошибок декодирования, соответствующих максимально возможным теперь уровням достоверности.

2) Кроме того, современная теория помехоустойчивого кодирования позволяет проектировать и создавать современные алгоритмы декодирования в шумящих каналах связи Борт-Земля в условиях максимально допустимого уровня шума, т.е. непосредственно вблизи границы Шеннона.

3) Многообразие решаемых задач при внедрении помехоустойчивого кодирования в практику создания современных бортовых радиокомплексов и, соответственно, наземной инфраструктуры потребует, по-видимому, нестандартных инженерных подходов и принятия компромиссных решений.

# Раздел 7. Работы по обновлению научно-производственного центра в ИКИ РАН для создания перспективной космической аппаратуры

Отв. исп.: И.Г. Аверьянова

# 7.1 Сведения о полученной нормативно-технической документации ИКИ РАН

Таблица 7.1 – Сведения о полученной нормативно-технической документации ИКИ РАН за период январь-октябрь 2021 г.

Документация	Количество	Примечание
Стандарты (государственные военные,	50	
национальные РФ, межгосударственные)		
Технические условия	14	
Отраслевые стандарты	4	
Руководящие документы	4	
Техническое описание	1	
Дополнения к государственным военным	2	
стандартам		
Изменения ГОСТ, ОСТ, ТУ	53	
Национальные стандарты. Указатель 2021 (по	1	В трех томах
состоянию на 1 января 2021 г.)		
Национальные стандарты. Информационный	9	
указатель		
Отмененные и замененные национальные	1	
стандарты. Указатель (по состоянию на 1 января		
2021 г.)		
Нормативные документы национальной и	1	
межгосударственной систем стандартизации.		
Аннотированный перечень 2021		
Изменения сводного перечня документов по	3	
стандартизации оборонной продукции		
Перечень ЭКБ 01-22-2020	1	46 книг
Перечень ЭКБ-К. Редакция 2021 г.	1	
Бюллетени, справочники, справочные	9	
материалы (ЭРИ)		

# 7.2 Оснащение нормативно-технической документацией

Сведения о разработке документации по проектам, экспериментам, темам в ИКИ РАН за период **январь–октябрь 2021 года** представлены в таблице 7.2.

	Количество	Количество листов по форматам			Проект, тема,		
Документация	документов	документов А4 А4	A4×3	A3	A2	A1	эксперимент
Конструкторская, программная, технологическая, техническая	2 844	16 29 1	6	1 033	255	117	Авангард-2021 Астродатчик-ИКИ Астрокорректор Астролябия БТН-Нейтрон 2 ГАММА-400 Гарантия-РК-ИКИ РАН Грозовой комплекс Ионозонд Квант Луна-Глоб, Луна-Ресурс-1 (ПА), Луна-Ресурс-1 (ПА), Луна-Ресурс-1 (ОА) МВН МКС-Наука-2021 МСП ПТК Резонанс-МКА СПЕКТР-РГ СПЕКТР-УФ ЭкзоМарс-2016, 2022 ГОЗ

# Таблица 7.2 – Сведения о разработке документации

Все документы учитываются вручную в инвентарной книге в соответствии с требованиями ГОСТ 2.501-2013.

За период январь-октябрь 2021 года было разработано 2844 документов, из них листов формата А4 – 16291, А4×3 – 6, А3 – 1033,

А2 – 255, А1 – 117. В таблице 7.3 приведены выдержки из инвентарной книги для нескольких изделий.

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
1.	Конструкторская	ВТК-10. Комплект карт для оценки правильности применения ЭРИ	НРДК.201231.086Д1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
2.	Конструкторская	ВТК-10. Инструкция по входному контролю	НРДК.201231.086ИС1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
3.	Конструкторская	ВТК-10. Программа и методика конструкторско- доводочных испытаний	НРДК.201231.086ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
4.	Конструкторская	ВТК-10. Программа и методика подтверждения ресурса	НРДК.201231.086ПМ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
5.	Конструкторская	ВТК-10. Руководство по эксплуатации	НРДК.201231.086РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
6.	Конструкторская	ВТК-10. Формуляр	НРДК.201231.086ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
7.	Конструкторская	ВТК-50. Комплект карт для оценки правильности применения ЭРИ	НРДК.201231.087Д1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
8.	Конструкторская	ВТК-50. Инструкция по входному контролю	НРДК.201231.087ИС1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
9.	Конструкторская	ВТК-50. Программа и методика конструкторско- доводочных испытаний	НРДК.201231.087ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
10.	Конструкторская	ВТК-50. Программа и методика испытаний на устойчивость к воздействию ЭСР	НРДК.201231.087ПМЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
11.	Конструкторская	ВТК-50. Программа и методика испытаний граничных испытаний	НРДК.201231.087ПМ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
12.	Конструкторская	ВТК-50. Программа и методика подтверждения ресурса	НРДК.201231.087ПМ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
13.	Конструкторская	ВТК-50. Руководство по эксплуатации	НРДК.201231.087РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
14.	Конструкторская	ВТК-50. Формуляр	НРДК.201231.087ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
15.	Конструкторская	НК. Инструкция по входному контролю	НРДК.201231.123ИС1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
16.	Конструкторская	НК. Программа и методика конструкторско- доводочных испытаний	НРДК.201231.123ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

Таблица 7.3 – Выдержки из инвентарной книги

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
17.	Конструкторская	НК. Программа и методика испытаний на	НРДК.201231.123ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		подтверждение требований электромагнитной		
		совместимости		
18.	Конструкторская	НК. Программа и методика испытаний на	НРДК.201231.123ПМ3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		устойчивость к воздействию ЭСР		
19.	Конструкторская	НК. Программа и методика граничных испытаний	НРДК.201231.123ПМ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
20.	Конструкторская	НК. Программа и методика обработки программного обеспечения	НРДК.201231.123ПМ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
21.	Конструкторская	НК. Перечень элементов	НРДК.201231.123ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
22.	Конструкторская	НК. Расчет тепловой	НРДК.201231.123РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
23.	Конструкторская	НК. Руководство по эксплуатации	НРДК.201231.123РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
24.	Конструкторская	НК. Технические условия	НРДК.201231.123ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
25.	Конструкторская	НК. Схема электрическая общая	НРДК.201231.123Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
26.	Конструкторская	Астрокорректор АК. Формуляр	НРДК.201231.237ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
27.	Конструкторская	ΦΜ-ΠC	НРДК.411711.048	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
28.	Конструкторская	ФМ-ПС. Программа обеспечения безопасности	НРДК.411711.048Д6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		эксплуатации		
29.	Конструкторская	ФМ-ПС. Программа и методика приемо-сдаточных	НРДК.411711.048ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		испытаний		
30.	Конструкторская	ФМ-ПС. Программа и методика конструкторско-	НРДК.411711.048ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		доводочных испытаний		
31.	Конструкторская	ФМ-ПС. Программа и методика функциональных	НРДК.411711.04811М5	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
22	IC	ИСПЫТАНИИ		
32.	Конструкторская	ФМ-ПС. Программа и методика ресурсных	НРДК.411/11.04811М6	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
22	Varianteration	ИСПЫТАНИИ		FOCT 2 201 80 CTO HDUK 000 015 2010
55.	конструкторская	чин-пс. программа и методика проведения испитаций на электромагнитимо совместимости	ПРДК.411/11.040111010	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.013-2010
3/	Конструкторская	ФМ-ПС Программа и методика проведения	НРЛК 411711 048ПМ9	ГОСТ 2 201-80. СТО НРЛК 000 015-2010
54.	конструкторская	чти по. программа и методика проведения испытаний на стойкость к электростатическим	111 дах. т. 17 1 1.040111019	т сет 2.201-00, ето пі дк.000.013-2010
		разрялам		
35.	Конструкторская	ФМ-ПС. Расчет належности	НРЛК.411711.048РР2	ГОСТ 2.201-80. СТО НРДК.000.015-2010
36.	Конструкторская	ФМ-ПС. Расчет радиационной стойкости	НРДК.411711.048РРЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
37.	Конструкторская	ФМ-ПС. Руководство по эксплуатации	НРДК.411711.048РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
38.	Конструкторская	ФМ-ПС. Формуляр	НРДК.411711.048ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
39.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР	НРДК.411719.024	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
40.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Схема деления структурная	НРДК.411719.024Е1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
41.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Схема деления структурная. Лист	НРДК.411719.024Е1-	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		утверждения	ЛУ	
42.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Пояснительная записка	НРДК.411719.024ПЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
43.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Программа и методика конструкторско-	НРДК.411719.024ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		доводочных испытаний		
44.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Программа и методика ресурсных	НРДК.411719.024ПМ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		испытаний		
45.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Программа и методики проведения	НРДК.411719.024ПМ8	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
1.5		испытаний на электромагнитную совместимость		
46.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР. Программа и методики проведения	НРДК.411719.02411М9	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		испытаний на стойкость к электростатическим		
47	10	разрядам		
47.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР. Гепловои расчет	НРДК.411/19.024РР1	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
48.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР. Расчет надежности	НРДК.411719.024РР2	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
49.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР. Расчет радиационной стойкости	НРДК.411719.024РРЗ	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
50.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР. Руководство по эксплуатации	НРДК.411719.024РЭ	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
51.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР. Формуляр	НРДК.411719.024ФО	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
52.	Конструкторская	ИЭСП-ЗР. Схема электрическая соединений	НРДК.411719.024Э4	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
53.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Схема электрическая подключения	НРДК.411719.024Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
54.	Конструкторская	ИЭСП-3Р. Ведомость эскизного проекта	НРДК.411719.024ЭП	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
55.	Конструкторская	Магнито-плазменные детекторы "Плазма-400".	НРДК.411918.085ПЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		Пояснительная записка		
56.	Конструкторская	Магнито-плазменные детекторы "Плазма-400".	НРДК.411918.085ЭП	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
L		Ведомость эскизного проекта		
57.	Конструкторская	АДРОН-ЛР-ДЭ. Комплект карт для оценки	НРДК.412132.003Д4	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
	10	правильности применения ЭРИ		
58.	Конструкторская	Сцинтиблок. Комплект карт для оценки	НРДК.412154.059Д4	ТОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
		правильности применения ЭРИ		

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
59.	Конструкторская	СЭМ. Программа и методики дополнительных механических испытаний	НРДК.416612.001ПМ7	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
60.	Конструкторская	БИ НК. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.421417.165ПМ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
61.	Конструкторская	БИ НК. Паспорт	НРДК.421417.165ПС	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
62.	Конструкторская	БИ НК. Руководство по эксплуатации	НРДК.421417.165РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
63.	Конструкторская	СИМА-2. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.421417.168ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
64.	Конструкторская	СИМА-2. Формуляр	НРДК.421417.168ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
65.	Конструкторская	МОГИКАН-2. Программа и методики приемо- сдаточных испытаний	НРДК.421417.172ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
66.	Конструкторская	МОГИКАН-2. Формуляр	НРДК.421417.172ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
67.	Конструкторская	КИА ФМ-ПС. Программа и методики приемо- сдаточных испытаний	НРДК.421417.173ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
68.	Конструкторская	КИА ФМ-ПС. Руководство по эксплуатации	НРДК.421417.173РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
69.	Конструкторская	КИА ФМ-ПС. Формуляр	НРДК.421417.173ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
70.	Конструкторская	МОНИКА-ЛР	НРДК.421417.179	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
71.	Конструкторская	МОНИКА-ЛР. Перечень элементов	НРДК.421417.179ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
72.	Конструкторская	МОНИКА-ЛР. Перечень элементов	НРДК.421417.179ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
73.	Конструкторская	МОНИКА-ЛР. Схема электрическая соединений	НРДК.421417.179Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
74.	Конструкторская	МОНИКА-ЛР. Схема электрическая подключения	НРДК.421417.179Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
75.	Конструкторская	БУТР. Расчет надежности	НРДК.424329.005РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
76.	Конструкторская	БКУСНИ	НРДК.424349.012	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
77.	Конструкторская	БКУСНИ. Сборочный чертеж	НРДК.424349.012СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
78.	Конструкторская	БКУСНИ. Схема электрическая соединений	НРДК.424349.012Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
79.	Конструкторская	БУНИ. Расчет радиационной стойкости	НРДК.424349.040РР3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
80.	Конструкторская	КИА РАТ	НРДК.468212.133	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
81.	Конструкторская	КИА РАТ. Схема электрическая соединений	НРДК.468212.133Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
82.	Конструкторская	КИА РАТ. Схема электрическая подключения	НРДК.468212.133Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
83.	Конструкторская	БМ-4. Расчет надежности	НРДК.468352.023РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
84.	Конструкторская	Кабель КМ	НРДК.685691.506	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
85.	Конструкторская	Кабель КМ. Сборочный чертеж	НРДК.685691.506СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
86.	Конструкторская	Кабель КМ. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.506Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
87.	Конструкторская	Кабель КР	НРДК.685691.507	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
88.	Конструкторская	Кабель КР. Сборочный чертеж	НРДК.685691.507СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
89.	Конструкторская	Кабель КР. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.507Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
90.	Конструкторская	Кабель КВН	НРДК.685691.508	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
91.	Конструкторская	Кабель КВН. Сборочный чертеж	НРДК.685691.508СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
92.	Конструкторская	Кабель КВН. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.508Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
93.	Конструкторская	Кабель К1	НРДК.685691.509	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
94.	Конструкторская	Кабель К1. Сборочный чертеж	НРДК.685691.509СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
95.	Конструкторская	Кабель К1. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.509Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
96.	Конструкторская	Кабель К	НРДК.685691.510	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
97.	Конструкторская	Кабель К. Сборочный чертеж	НРДК.685691.510СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
98.	Конструкторская	Кабель К. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.510Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
99.	Конструкторская	Кабель К	НРДК.685691.511	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
100.	Конструкторская	Кабель К. Сборочный чертеж	НРДК.685691.511СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
101.	Конструкторская	Кабель К. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.511Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
102.	Конструкторская	Кабель К	НРДК.685691.512	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
103.	Конструкторская	Кабель К. Сборочный чертеж	НРДК.685691.512СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
104.	Конструкторская	Кабель К. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.512Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
105.	Конструкторская	Кабель К10	НРДК.685691.513	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
106.	Конструкторская	Кабель К10. Сборочный чертеж	НРДК.685691.513СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
107.	Конструкторская	Кабель К10. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.513Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
108.	Конструкторская	Кабель К	НРДК.685691.514	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
109.	Конструкторская	Кабель К. Сборочный чертеж	НРДК.685691.514СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
110.	Конструкторская	Кабель К. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.514Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
111.	Конструкторская	Кабель К	НРДК.685691.515	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
112.	Конструкторская	Кабель К. Сборочный чертеж	НРДК.685691.515СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
113.	Конструкторская	Кабель К. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.515Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
114.	Конструкторская	Кабель К	НРДК.685691.528	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
115.	Конструкторская	Кабель К. Сборочный чертеж	НРДК.685691.528СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
116.	Конструкторская	Кабель К. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.528ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
117.	Конструкторская	Заглушка KS	НРДК.685691.530	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
118.	Конструкторская	Заглушка KS. Сборочный чертеж	НРДК.685691.530СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
119.	Конструкторская	Заглушка KS. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.530Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
120.	Конструкторская	Кабель К1	НРДК.685691.552	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
121.	Конструкторская	Кабель К1. Сборочный чертеж	НРДК.685691.552СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
122.	Конструкторская	Кабель К1. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.552Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
123.	Конструкторская	Кабель К2	НРДК.685691.553	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
124.	Конструкторская	Кабель К2. Сборочный чертеж	НРДК.685691.553СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
125.	Конструкторская	Кабель К2. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.553Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
126.	Конструкторская	Кабель КЗ	НРДК.685691.554	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
127.	Конструкторская	Кабель КЗ. Сборочный чертеж	НРДК.685691.554СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
128.	Конструкторская	Кабель К3. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.554Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
129.	Конструкторская	Кабель К4	НРДК.685691.556	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
130.	Конструкторская	Кабель К4. Сборочный чертеж	НРДК.685691.556СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
131.	Конструкторская	Кабель К4. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.556Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
132.	Конструкторская	Кабель КВК1	НРДК.685691.575	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
133.	Конструкторская	Кабель КВК1. Сборочный чертеж	НРДК.685691.575СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
134.	Конструкторская	Кабель КВК1. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.575Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
135.	Конструкторская	Кабель КВК1	НРДК.685691.576	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
136.	Конструкторская	Кабель КВК1. Сборочный чертеж	НРДК.685691.576СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
137.	Конструкторская	Кабель КВК1. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.576Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
138.	Конструкторская	Кабель КВКЗ	НРДК.685691.577	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
139.	Конструкторская	Кабель КВК3. Сборочный чертеж	НРДК.685691.577СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
140.	Конструкторская	Кабель КВК3. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.577Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
141.	Конструкторская	Кабель КВКЗ	НРДК.685691.578	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
142.	Конструкторская	Кабель КВК3. Сборочный чертеж	НРДК.685691.578СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
143.	Конструкторская	Кабель КВК3. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.578Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
144.	Конструкторская	Кабель КВК5	НРДК.685691.579	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
145.	Конструкторская	Кабель КВК5. Сборочный чертеж	НРДК.685691.579СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
146.	Конструкторская	Кабель КВК5. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.579ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
147.	Конструкторская	Кабель КВК5	НРДК.685691.580	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
148.	Конструкторская	Кабель КВК5. Сборочный чертеж	НРДК.685691.580СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
149.	Конструкторская	Кабель КВК5. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.580Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
150.	Конструкторская	Стойка	НРДК.711121.050	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
151.	Конструкторская	Стойка	НРДК.711121.057	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
152.	Конструкторская	Стойка 1	НРДК.711121.058	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
153.	Конструкторская	Стойка 2	НРДК.711121.059	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
154.	Конструкторская	Крышка	НРДК.711121.061	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
155.	Конструкторская	Крышка	НРДК.711121.062	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
156.	Конструкторская	Крышка	НРДК.711131.001	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
157.	Конструкторская	Крышка	НРДК.711131.002	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
158.	Конструкторская	Кольцо	НРДК.711146.001	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
159.	Конструкторская	Оправа	НРДК.711164.001	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
160.	Конструкторская	Кольцо резьбовое	НРДК.711243.005	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
161.	Конструкторская	Кольцо резьбовое	НРДК.711243.006	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
162.	Конструкторская	Оправа	НРДК.711253.005	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
163.	Конструкторская	Кольцо резьбовое	НРДК.711273.001	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
164.	Конструкторская	Стакан	НРДК.713633.002	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
165.	Конструкторская	Винт	НРДК.715713.011	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
166.	Конструкторская	Планка	НРДК.723321.001	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
167.	Конструкторская	Планка	НРДК.723321.002	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
168.	Конструкторская	Корпус	НРДК.724252.001	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
169.	Конструкторская	Корпус	НРДК.724252.002	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
170.	Конструкторская	Кожух	НРДК.731153.789	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
171.	Конструкторская	Кронштейн	НРДК.733242.511	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
172.	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.759	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
173.	Конструкторская	Панель 1	НРДК.741128.927	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
174.	Конструкторская	Панель 2	НРДК.741128.928	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
175.	Конструкторская	Панель 3	НРДК.741128.929	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
176.	Конструкторская	Планка 1	НРДК.741128.933	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
177.	Конструкторская	Планка 2	НРДК.741128.934	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
178.	Конструкторская	Планка 3	НРДК.741128.935	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
179.	Конструкторская	Планка 1	НРДК.741128.936	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
180.	Конструкторская	Планка 2	НРДК.741128.937	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
181.	Конструкторская	Планка 3	НРДК.741128.938	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
182.	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.939	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
183.	Конструкторская	Планка 4	НРДК.741128.960	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
184.	Конструкторская	Планка 5	НРДК.741128.961	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
185.	Конструкторская	Заглушка 1	НРДК.741128.963	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
186.	Конструкторская	Заглушка 2	НРДК.741128.964	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
187.	Конструкторская	Заглушка 3	НРДК.741128.965	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
188.	Конструкторская	Вставка	НРДК.741134.587	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
189.	Конструкторская	Крышка	НРДК.741168.274	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
190.	Конструкторская	Кронштейн	НРДК.741356.004	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
191.	Конструкторская	Корпус 1	НРДК.741474.892	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
192.	Конструкторская	Корпус 2	НРДК.741474.905	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
193.	Конструкторская	Корпус 3	НРДК.741474.906	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
194.	Конструкторская	Корпус нижний	НРДК.741474.907	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
195.	Конструкторская	Корпус верхний	НРДК.741474.908	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
196.	Конструкторская	Основание под призму	НРДК.741512.009	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
197.	Конструкторская	Хвостовик	НРДК.741512.010	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
198.	Конструкторская	Хвостовик	НРДК.741612.046	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
199.	Конструкторская	Линза	НРДК.756112.003	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
200.	Конструкторская	Линза	НРДК.756126.022	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В отчете приведены результаты выполненных в 2021 работ по основным направлениям темы Вектор: «Разработка перспективных бортовых систем и приборов, программно-аппаратных средств, создание КА малой размерности для проведения космических исследований, реализации прикладных и образовательных программ».

Основные результаты выполненных работ заключаются в следующем.

**1.1.3.7.** Моделирование в задачах создания промышленных производств, аэрокосмической техники, машиностроения, разведки, добычи и транспортировки углеводородного сырья, атомной энергетики, робототехники и вычислительной техники:

- Завершена разработка стенда для отработки технологии припланетной навигации
- Выполнены исследования и получены результаты радиационных испытаний высокоточного звездного датчика нового поколения и его комплектующих.
- Созданы и исследованы макеты узлов космической аппаратуры с применением новейшей электронной компонентной базы: долговременной памяти большого объема (до 4 ТБ), высокоскоростных интерфейсов и миниатюрных узлов систем управления.
- Для компактных систем сбора данных предложено новое решение на базе процессора Mi-V RV32 (RIAC-V), реализованного на перспективной ПЛИС PolarFire. Проведена апробация процессора на отладочной плате, по результатам исследования которой сделан вывод о перспективах его применения в будущих проектах.

**1.5.12.2.** Разработка аппаратуры и методов дистанционного зондирования Земли, включая новые системы измерения и обработки данных:

- Выполнены исследования функциональных возможностей служебной телевизионной системы предназначенной для использования в составе межпланетной станции «Луна-25»
- На основе экспериментальных данных, полученных с борта КА «Ресурс-П» № 3, уточнены спектральные характеристики приборов звездной ориентации БОКЗ-М60.
- Выполнена разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований. Создана расчетная модель поглощения микроволнового излучения атмосферы Венеры в диапазоне 10–100 ГГц. Проведенные модельные расчеты по созданной модели показывают, что с помощью многоканального радиометра, установленного на орбитальном аппарате, можно проводить исследование в подоблачных слоях атмосферы Венеры серосодержащих соединений (паров серной кислоты H2SO4, двуокиси серы SO2 и др.).

2.2.1.3. Робототехника и автоматическое управление:

- Продолжена разработка методов и средств автономной оптической навигации при проведении сближения и стыковки космических аппаратов. Выполнена экспериментальная отработка задач относительной навигации при стыковке космических аппаратов.
- Выполнено исследование новейшей фотоприемной матрицы для перспективного звездного датчика ориентации.

**2.3.1.1.** Общая механика, навигационные системы, динамика космических тел, транспортных средств и управляемых аппаратов, механика живых систем:

- Завершена разработка программно-математического обеспечения для генерации изображений звездного неба для отработки звездных датчиков ориентации в наземных условиях.
- Разработан и изготовлен стенд для отработки системы автономной оптической навигации.
- Выполнена разработка термоэлектрической системы охлаждения фотоприемного устройства для высокоточного звездного датчика ориентации.

План работ по теме «Вектор» на 2021 год выполнен полностью.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

#### Публикации по теме ВЕКТОР

Всего научных публикаций в 2021 г. – 21, в т.ч. статьи в зарубежных изданиях – отсутствуют, статьи в отечественных научных рецензируемых журналах – 9, статей в сборниках материалов и трудов конференций – 9. Число публикаций, подготовленных в соавторстве с зарубежными учёными – отсутсвтуют, патентов на изобретения 2, а также монография.

## Статьи в отечественных научных рецензируемых журналах

1. Аванесов Г.А., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д. Моделирование изображений звездного неба в задачах наземной отработки датчиков ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 2. С. 82–94. <u>http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2345</u> DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-2-82-94

2. Аванесов Г.А., Василейская А.Н., Никитин А.В., Филиппова О.В., Юматов Б.А. Основные результаты эксперимента по исследованию работы звездных датчиков в реальных условиях эксплуатации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 6. В печати.

3. Белинская Е.В., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А. Термоэлектрическая система охлаждения фотоприемного устройства для высокоточного звездного датчика // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 6. В печати.

4. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С. Стенд для отработки технологии автономной припланетной навигации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 3. С. 108–117. http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2376 DOI: 10.21046/2070-7401-18-3-108-117

5. Бессонов Р.В., Кобелева А.А., Прохорова С.А., Сметанин П.С., Форш А.А., Эльяшев Я.Д. Результаты радиационных испытаний высокоточного звездного датчика нового поколения и его комплектующих // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 6. В печати.

6. Аванесов Г.А., Бережков А.В., Бессонов Р.В., Воронков С.В., Жуков Б.С., Зубарев А.Э., Куделин М.И., Никитин А.В., Полянский И.В., Форш А.А., Эльяшев Я.Д. Служебная телевизионная система КА «Луна-25» // Астрономический вестник. 2021. № 6\_21. – одобрена к публикации

7. Глазкин Д.Н., Дятлов Н.С., Ануфрейчик К.В., Чулков И.В., Тимонин Д.Г. и др. Разработка интеллектуальной системы коммутации питания научной аппаратуры автоматических космических миссий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы (принята к публикации).

 Золотарёв В.В., Гринченко Н.Н., Овечкин Г.В. Оценка эффективности коррекции ошибок для самоортогональных кодов. // Радиотехника, Т. 84, 11(21), 2020, с. 65-71. DOI 10.18127/j00338486-202011(21)-08. (Опубликована в декабре 2020 г.)

9. Золотарёв В.В. Расширение возможностей применения блоковых версий алгоритма Витерби // Вестник РГРТУ. 2020. № 74, с.39–41. (Опубликована в декабре 2020 г.)

## Статьи в сборниках материалов и трудов конференций

1. Gusev A., Khasanov R., Kosov A., Meng Zh., Ping J-S. Geological exploration of the moon: regolith, volatile and rare elements // The Twelfth Moscow Solar System Symposium 2021, 12MS3-MN-04 ORAL, p. 408-409.https://ms2021.cosmos.ru/docs/2021/12ms3\_book\_5.pdf.

2. Ping J.S., Marshalov D., Kosov A.S., Gusev A.V., Sun J., Wang M.Y., A mission suggestion: Dynamics of Lunar rotation & frame Tie of astronomy for ILRS // The Twelfth Moscow Solar System Symposium 2021, 12MS3-MN-PS-01 POSTER, p. 449-451. https://ms2021.cosmos.ru/docs/2021/12ms3\_book\_5.pdf.

3. V. V. Zolotarev and G. V. Ovechkin, "Development of New Approaches to Apply Block Versions of Viterbi Algorithm," 2021 23rd International Conference on Digital Signal Processing and its Applications (DSPA), 2021, pp. 1-4. DOI: 10.1109/DSPA51283.2021.9535869.

# Тезисы конференций.

1. Бережков А.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Б.А. Юматов. Концепция оптикоэлектронной системы относительной навигации при сближении с кооперируемыми и некооперируемыми космическими аппаратами // Седьмая всероссийская научнотехническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Тезисы докладов, Москва, ИКИ РАН, 2021, с. 28.

2. Бережков А.В., Гришин В.А., Жуков Б.С. Оценка точности измерения линейных и системе технического предназначенной угловых координат в зрения, для информационного обеспечения стыковки космических аппаратов || Сельмая всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Тезисы докладов, Москва, ИКИ РАН, 2021, с. 38.

3. Гришин В. А. Постановка задачи формирования оптимального покрытия области неопределенности эталонами для систем оптической навигации // Тезисы приняты на конференцию MMPO-2021. Программа конференции: <a href="https://clck.ru/Z9nD9">https://clck.ru/Z9nD9</a>.

Видеофильм доклада: https://youtu.be/R3gqNndftPQ

4. Бессонов Р.В., Бережков А.В., Гришин В.А., Жуков Б.С. Экспериментальная отработка задач сближения и стыковки космических аппаратов для технического обслуживания и ремонта в космосе // Седьмая всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Тезисы докладов, Москва, ИКИ РАН, 2021, с. 39.

5. Золотарёв В.В. Характеристики каскадных многопороговых декодеров в каналах спутниковой и космической связи. // Девятнадцатая Всероссийская Открытая конференция с международным участием «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», 15-18 - ноября 2021 г., Москва, ИКИ РАН, тезисы доклада.

6. Duxbury T.C., Ward J.G., Semenov B.V., Herkenhoff K.E., Slavney S.H., Acton C.H., Jacobson R.A., Zhukov B.S., Seregina N.V. Mariner Mars 1969 image restoration archive // THE TWELFTH MOSCOW SOLAR SYSTEM SYMPOSIUM 2021, 12MS3-MS-01, c. 21-22. https://ms2021.cosmos.ru/docs/2021/12ms3\_book\_5.pdf.

# Патенты

1. Золотарёв В.В. Способ инжекторного декодирования свёрточных кодов. Патент на изобретение РФ № 2741062 от 22.01.2021г.

2. Золотарёв В.В. Способ декодирования длинного блокового кода с помощью алгоритма Витерби. Патент на изобретение РФ № 2747881 от 17.05.2021г.

# Монография

1. Золотарёв В.В. Оптимальные алгоритмы декодирования Золотарёва. Под научной редакцией члена-корреспондента РАН Ю.Б. Зубарева. Рецензент: академик РАН Н.А. Кузнецов // М., Горячая линия - Телеком, М., 2021, 268 с.