

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 122042500016-5

УТВЕРЖДАЮ

Директор

Федерального государственного
бюджетного учреждения науки

Института космических исследований
Российской академии наук
член-корреспондент РАН



А.А. Петрукович

« 19 » 12 2022 г.

ОТЧЕТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

Разработка перспективных бортовых систем и приборов и программно-аппаратных средств для проведения научных исследований и решения прикладных задач в космосе (промежуточный, этап 1)

Тема ВЕКТОР

FFWG-2022-0011

Научный руководитель

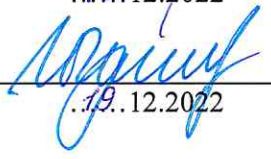
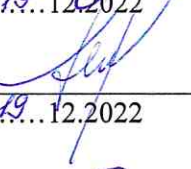
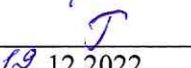
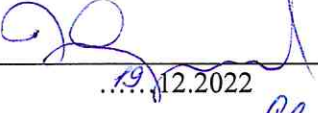
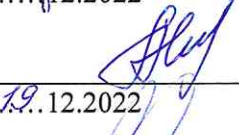
д.т.н. _____ Г.А. Аванесов

« 19 » 12 2022 г.

Москва

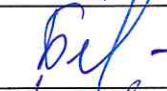
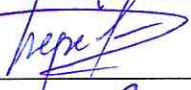
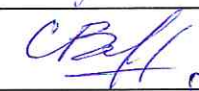
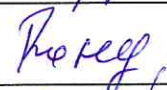
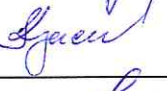
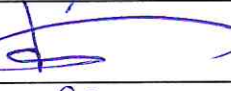
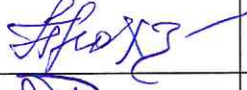
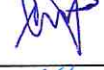
2022

СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

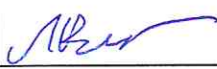
Руководитель темы г.н.с., д.т.н.	 .19.12.2022	Аванесов Г.А.
Зам. руководителя темы	 .19.12.2022	Чулков И.В.
Ответственные исполнители разделов темы:		
Заведующий отделом 57, д.т.н.	 .19.12.2022	Бессонов Р.В. (Раздел 1)
Главный научный сотрудник, д.т.н.	 .19.12.2022	Аванесов Г.А. (Раздел 2)
Старший научный сотрудник, к.т.н.	 .19.12.2022	Гришин В.А. (Раздел 3)
Начальник лаборатории 711	 .19.12.2022	Ануфрейчик К.В. (Раздел 4)
Заведующий лабораторией 645, д.т.н.	 .19.12.2022	Косов А.С. (Подраздел 5.1)
Старший научный сотрудник, к.ф.-м.н.	 .19.12.2022	Жуков Б.С. (Раздел 6)
Начальник отдела 32	 .19.12.2022	Аверьянова И.Г. (Раздел 7)
Нормоконтролер	 .19.12.2022	Аванесов Г.А.

СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ ПО ОТДЕЛАМ

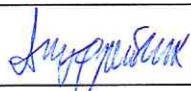
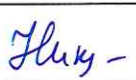
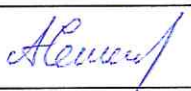
Исполнители отдела 57

Должность, ученая степень, ученое звание	Дата	Подпись	ФИО	Номера разделов отчета, в работе по которым принимал участие исполнитель
главный научный сотрудник, д.н.	19.12.2022		Аванесов Г.А.	
инженер	19.12.2022		Базина Е.А.	
младший научный сотрудник	19.12.2022		Белинская Е.В.	
главный специалист	19.12.2022		Бережков А.В.	
зав отдела, д.н.	19.12.2022		Бессонов Р.В.	
ведущий научный сотрудник, к.н.	19.12.2022		Брысин Н.Н.	
научный сотрудник	19.12.2022		Василейская А.Н.	
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2022		Воронков С.В.	
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2022		Жуков Б.С.	
инженер	19.12.2022		Кобелева А.А.	
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2022		Кондратьева Т.В.	
ведущий инженер	19.12.2022		Краснопетцева Е.Б.	
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2022		Никитин А.В.	
главный конструктор проекта	19.12.2022		Полянский И.В.	
младший научный сотрудник	19.12.2022		Прохорова С.А.	
научный сотрудник	19.12.2022		Сметанин П.С.	
научный сотрудник	19.12.2022		Строилов Н.А.	
младший научный сотрудник	19.12.2022		Эльяшев Я.Д.	
младший научный сотрудник	19.12.2022		Юматов Б.А.	

Исполнители отдела 64

Должность, ученая степень, ученое звание	Дата	Подпись	ФИО	Номера разделов отчета, в работе по которым принимал участие исполнитель
ведущий конструктор	19.12.2022		Боровский Р.Э.	
научный сотрудник	19.12.2022		Корогод В.В.	
зав. лабораторией 645, д.н.	19.12.2022		Косов А.С.	
ведущий конструктор	19.12.2022		Рожков В.С.	
ведущий инженер	19.12.2022		Рожков Л.С.	

Исполнители отдела 71

Должность, ученая степень, ученое звание	Дата	Подпись	ФИО	Номера разделов отчета, в работе по которым принимал участие исполнитель
начальник лаборатории 711	19.12.2022		Ануфрейчик К.В.	
ведущий инженер	19.12.2022		Глазкин Д.Н.	
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2022		Грипин В.А.	
ведущий инженер	19.12.2022		Дятлов Н.С.	
ведущий инженер	19.12.2022		Никифоров А.В.	
главный специалист	19.12.2022		Семенов А.В.	

РЕФЕРАТ

Отчет содержит 230 с., 137 рисунков, 30 таблиц, 12 источников.

Ключевые слова: КОСМОС, КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ, НАВИГАЦИЯ, БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ, НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ, ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА, ДЕТЕКТОРЫ ИЗЛУЧЕНИЯ, ЗВЕЗДНЫЕ, СОЛНЕЧНЫЕ ДАТЧИКИ ОРИЕНТАЦИИ, ЗВЕЗДНЫЕ КАТАЛОГИ, ОБРАБОТКА ДАННЫХ РАДИОФИЗИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА, МАСС-СПЕКТРОМЕТРЫ.

В 7 разделах отчета, представляющих разные направления, изложены результаты выполненных работ в области создания теоретических основ построения звездных датчиков ориентации, в исследовании антропогенного воздействия на климат планеты, в анализе новых подходов к бортовой обработке изображений, в исследовании системы оптической навигации на этапе сближения с Луной и в орбитальном полете, а также в области применение новейшей электронной компонентной базы для создания приборов и систем для космических 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. Все указанные работы ведутся с учетом задачи импортозамещения.

Полученные в ходе выполнения работ результаты используются при разработке новых приборов научного и народнохозяйственного назначения для космического применения, а также будут использоваться при разработке приборов будущих поколений.

Результаты работ публикуются в отечественных и зарубежных журналах.

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ	9
ВВЕДЕНИЕ	12
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 улучшения технических характеристик и функциональных возможностей	15
1.1 Влияние термоупругой деформации на точность измерения в звездных датчиках ориентации	15
1.2 Критерии и методы фокусировки высокоточных оптических измерительных систем..	23
1.3 Определение функции рассеяния точки оптической системой звездных датчиков	38
1.4 Прибор звездной ориентации высокой точности для КА ДЗЗ нового поколения	47
Раздел 2. Аналитические записки по перспективным направлениям исследований	52
2.1 Исследование перспектив изменения климата Земли под влиянием особенностей орбитального движения планеты и антропогенных факторов.....	52
2.2 Обзор современных подходов к обработке изображений в задачах исследований космоса	67
Раздел 3. Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также посадки на Луну	83
3.1 Моделирование работы оптико-электронной навигационной системы на участках подлета к планете и в орбитальном полете.....	83
3.2 Средства экспериментальной отработки задач сближения и стыковки КА для технического обслуживания и ремонта в космосе	99
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 аппаратуры	110
Раздел 5 Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных приборов для планетных исследований	120
5.1 Цифровые каналы приема/передачи данных космических аппаратов.....	120
Раздел 6. Разработка исходных данных для проектирования термостабилизирующей бленды телескопа космического базирования	130
6.1 Задачи и принципы построения термостабилизирующей бленды	130

6.2 Разработка исходных данных для проектирования основных элементов теплового аккумулятора.....	151
6.3 Эксперименты в воздушном термостате.....	158
6.4 Свойства и особенности применения материалов теплового аккумулятора.....	164
6.5 Эксперименты с образцами тепловых аккумуляторов в термовакуумной камере	187
6.6 Проект эксперимента по отработке опытных образцов тепловых аккумуляторов на отказ	206
6.7 Методика контроля качества цетана с помощью ГХ/МС.....	211
Раздел 7. Работы по обновлению научно-производственного центра ИКИ РАН для создания перспективной космической аппаратуры	218
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	227
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	229

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

В настоящем отчете применяют следующие сокращения и обозначения:

FWHM	–	full width at half maximum
HAST	–	High Accuracy Star Tracker
HFD	–	half flux diameter
HPSC	–	High-Performance Spaceflight Computing
LOLA	–	Lunar Orbiter Laser Altimeter
LRO	–	Lunar Reconnaissance Orbiter
LROC	–	Lunar Reconnaissance Orbiter Camera
NOAA	–	National Oceanic and Atmospheric Administration
PSF	–	point spread function
STP-H5	–	Space Test Program - Houston 5
АМПК	–	алюминиевые микроканальные пластины
АЦП	–	аналогово-цифровой преобразователь
БОД	–	блок обработки данных
ВСК	–	внутренняя система координат
ГАО РАН	–	Главная астрономическая обсерватория Российской академии наук
ГХ	–	газовая хроматография
ГХ/МС	–	хромато-масс-спектрометрический
ДЗЗ	–	дистанционное зондирование Земли
ИК	–	инфракрасный
ИКИ РАН	–	Федеральное государственное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук
ИОКА	–	имитатор обслуживаемого космического аппарата
ИППИ РАН	–	Институт проблем передачи информации им. А.А. Харкевича Российской академии наук
ИС	–	имитатор Солнца
ИСК	–	инерциальная геоцентрическая система координат текущей эпохи
ИСКА	–	имитатор сервисного космического аппарата
ИСП	–	индуктивно связанная плазма
ИСП-АЭС	–	атомно-эмиссионная спектрометрия с индуктивно-связанной плазмой
КА	–	космический аппарат
КИА	–	контрольно-испытательная аппаратура
КМОП	–	комплементарная структура металл-оксид-полупроводник
КПД	–	коэффициент полезного действия
КТ	–	контрольные точки

МК	–	микрокомпьютер
МКС	–	Международная Космическая Станция
НИИ	–	научно-исследовательский институт
ОГ	–	оптическая головка
ОГ-ЗД	–	оптическая головка звездного датчика
ОГ-УНК	–	оптическая головка узкоугольной навигационной камеры
ОГ-ШНК	–	оптическая головка широкоугольной навигационной камеры
ОКА	–	обслуживаемый космический аппарат
ОС	–	оптические системы
ПЗС	–	прибор с зарядовой связью
ПК	–	персональный компьютер
ПЛИС	–	программируемая логическая интегральная схема
ПМО	–	программно-математическое обеспечение
ПНИ	–	плоскость наилучшего изображения
ПО	–	программное обеспечение
ПСК	–	приборная система координат
ПСТ	–	подспутниковая точка
ПЦСК	–	планетоцентрическая система координат
ПЭГ	–	полиэтиленгликоль
РАН	–	Российская академия наук
РКК «Энергия»	–	Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
СК	–	система координат
СКА	–	сервисный космический аппарат
СКО	–	среднеквадратичное отклонение
СКФ	–	стенд контроля фокусировки
СОТР	–	система обеспечения температурного режима
СРМ ОНС	–	специализированное рабочее место отработки относительной навигации и стыковки
ССВР	–	съёмочная система высокого разрешения
ТВК	–	термовакuumная камера
ТСНН	–	Телевизионная система навигации и наблюдения
ТЭМ	–	термоэлектрический модуль
УДК	–	универсальная десятичная классификация
УНК	–	узкоугольная навигационная камера
ФПУ	–	фотоприёмное устройство

ФРТ	–	функция рассеяния точки
ЦАП	–	цифра аналоговый преобразователь
ШНК	–	широкоугольная навигационная камера
ЭВТИ	–	экранно-вакуумная теплоизоляция
ЭРИ ОП	–	электрорадиоизделия отечественного производства

ВВЕДЕНИЕ

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук проводит научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы в соответствии с заданиями Российской академии наук, ежегодным тематическим планом Института и «Федеральной космической программой России». Работы по теме ВЕКТОР, которая является частью государственного задания ЧАСТЬ 2: ГОСУДАРСТВЕННЫЕ РАБОТЫ, ведутся по всему спектру работ по основному направлению 16: «Современные проблемы астрономии, астрофизики и исследования космического пространства, в том числе происхождение, строение и эволюция Вселенной, природа темной материи и темной энергии, исследование Луны и планет, Солнца и солнечно-земных связей, развитие методов и аппаратуры внеатмосферной астрономии и исследований космоса, координатно-временное обеспечение фундаментальных исследований и практических задач».

В рамках темы «Вектор» в ИКИ РАН ведется разработка перспективных бортовых систем и приборов, программно-аппаратных средств, создание КА малой размерности для проведения космических исследований, реализации прикладных и образовательных программ. В 2022 году работы по теме велись по семи направлениям. Их результаты представлены в соответствующих разделах. В кратком изложении они заключаются в следующем:

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.

Это традиционное для ИКИ РАН направление исследований. Приведенными здесь и более ранними работами постепенно уточняется и развивается теория построения звездных датчиков ориентации. Для отечественной космической промышленности уже на протяжении 25 лет ИКИ РАН является основным поставщиком этого класса приборов. При этом теоретические исследования и изыскания никогда не включаются в технические задания на опытно-конструкторские работы.

Раздел 2. Аналитические записки по перспективным направлениям исследований.

В них рассмотрены две не связанные между собой проблемы. Первая записка посвящена исследованию перспектив изменения климата на нашей планете. В ней показано, что наблюдаемое в настоящее время потепление климата неразрывно связано с циклическими процессами изменения параметров орбиты Земли при ее обращении вокруг Солнца, и наклона земной оси по отношению к плоскости эклиптики. При этом

сокращение промышленных выбросов углекислого газа не способно затормозить, а, тем более отменить уже идущее потепление. Результаты этих исследований, возможно, будут учтены при составлении долгосрочных планов развития добычи углеводородного сырья.

Вторая аналитическая записка посвящена современным подходам к задачам обработки изображений в космических исследованиях. В ней показано, что классические подходы к ним постепенно вытесняются алгоритмами искусственного интеллекта и, в частности, нейронными сетями, показывающими заметно более высокую точность, а в некоторых случаях открывшими возможность получать практически применимые результаты в тех задачах, для которых ранее не существовало рабочих решений.

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

В этом разделе рассматриваются связанные между собой проблемы автономной припланетной навигации, а также сближения и стыковки космических аппаратов для технического обслуживания и ремонта.

Работы по припланетной навигации уже перешли в стадию внедрения в разработки пилотируемого транспортного корабля (РКК «Энергия»). Изготовлен технологический образец оптико-электронной навигационной системы. В рамках темы Вектор идет отработка технологии решения навигационной задачи. В данном отчете приводятся результаты наземной отработки технологии оптической навигации при сближении с Луной и в орбитальном полете. К сожалению, публикация запланированных по этой тематике статей временно приостановлена.

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 аппаратурой.

Поисковые работы по этому направлению ведутся в институте непрерывно. Таким образом, поддерживается постоянная готовность к решению актуальных задач космического приборостроения. На данный момент разработчики приборов заняты решением проблем импортозамещения. Отрабатывается ряд вариантов. Подготовлены рабочие версии компактных решений для бортовых систем сбора данных, а также для наземной контрольно-измерительной аппаратуры.

Раздел 5. Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований.

В подразделе 5.1 применительно к каналам приема/передачи данных космических аппаратов рассматриваются возможности существенного сокращения сроков и стоимости разработки и макетирования космической техники путем использования коммерчески широко доступных (off-the-shelf) электронных компонентов, а также свободно распространяемого некоммерческого программного обеспечения (ПО).

Однако в составе бортовой аппаратуры должны использоваться высоконадежные электронные компоненты космического уровня качества. Такие компоненты (СВЧ трансиверы, ПЛИС, память) созданы и могут быть поставлены из CASC (China Aerospace Science and Technology Corporation). Конференция CASC проходила в ИКИ в мае этого года.

Раздел 6 Разработка исходных данных для проектирования термостабилизирующей бленды телескопа космического базирования.

Приводится теоретическое обоснование и экспериментальное подтверждение целесообразности построение бленды телескопа с встроенным тепловым аккумулятором и режима рекуперации тепловой энергии на основе теплоты фазового перехода его рабочего тела. В соответствии с приведенными расчетами это позволит стабилизировать тепловой режим телескопа вблизи температуры фазового перехода рабочего тела с точностью порядка ± 1 °С. Публикация материалов по этой теме временно приостановлена.

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

Раздел представлен сведениями о полученной нормативно-технической документации и оснащенность ею ИКИ РАН нормативно-технической документацией.

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 № 122042500016-5

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 улучшения технических характеристик и функциональных возможностей

Исполнители: отв. исп.: д.т.н., заведующий отделом Р.В. Бессонов; к.т.н., в.н.с. Н.Н. Брысин, О.В. Филиппова, В.Е. Шевелев, н.с. Н.А. Строилов, м.н.с. Е.В. Белинская, н.с. А.Н. Василейская, к.т.н., с.н.с. С.В. Воронков, к.т.н., с.н.с. А.В.Никитин, Е.А. Базина, Т.В. Купцов, м.н.с. Я.Д. Эльяшев, с.н.с. Б.А. Юматов, А.А. Кобелева

1.1 Влияние термоупругой деформации на точность измерения в звездных датчиках ориентации

Звездный датчик формирует информацию об угловом положении приборной системы координат (ПСК), связанной с посадочным местом, относительно инерциальной геоцентрической системы координат текущей эпохи (ИСК). Сначала прибор определяет положение внутренней системы координат (ВСК), которое образовано системой «объектив - приемник изображения», относительно ИСК. Затем с помощью заранее измеренной матрицы перехода из ВСК в ПСК прибор рассчитывает искомое положение ПСК в ИСК. Очевидно, что искомый результат зависит от точности соответствия используемой матрицы перехода из ВСК в ПСК реальному взаимному положению ВСК и ПСК, которое имеет зависимость от температуры вследствие существования такого явления как тепловое расширение материалов. Эта погрешность, вызванная термоиндуцированным взаимным поворотом ВСК и ПСК, вносит свой вклад в общий бюджет ошибок звездного датчика, и, соответственно, при проектировании высокоточного звездного датчика необходимо принять меры для снижения величины данной ошибки, применив комплекс конструктивных решений, направленных на

снижение или компенсацию влияния термоупругих деформаций (Аванесов и др., 2018).

Целью работы являлось исследование методики определения величины термоупругой составляющей погрешности измерений, представляемой как поворот ВСК относительно системы координат посадочного места вследствие термоупругих деформаций конструкции.

Основной характеристикой является зависимость изменения положения изображения бесконечно удаленного точечного источника от температуры посадочного места звездного датчика. В работе предложено определять величину термоупругой деформации ε как изменение взаимного углового положения ВСК и ПСК при изменении температуры посадочного места

$$\varepsilon = \frac{\alpha_{pix} \cdot |\Delta r|}{\Delta T}, \quad (1.1)$$

где Δr – модуль радиус-вектора центра яркости изображения, в пикселях;

ΔT – изменение температуры посадочного места, °С;

α_{pix} – номинальный угловой размер пикселя.

Для проведения исследований специально был изготовлен макет звездного датчика с вторичным источником питания, объективом и фотоприемным устройством. Экспериментальная часть исследования была проведена на созданном в ИКИ РАН стенде контроля фокусировки (СКФ), который помимо разнообразного оборудования включает в свой состав вакуумную камеру с прозрачным окном оптического качества и систему регулирования температуры посадочного места под исследуемый прибор. Также в состав СКФ входят автоколлиматоры для контроля положения плиты, на которую установлен исследуемый прибор (Бессонов и др., 2017). Нахождение прибора в вакууме позволяет симитировать поле температур в конструкции прибора, приближенное к тому, что предполагается в условиях эксплуатации. Схема СКФ, с установленным на нем макетом звездного датчика, при проведении работ по определению влияния температуры посадочного места на изменение взаимного углового положения ВСК и ПСК, т. е. определения термоупругой составляющей погрешности измерения направления визирования, приведена на рисунке 1.1.

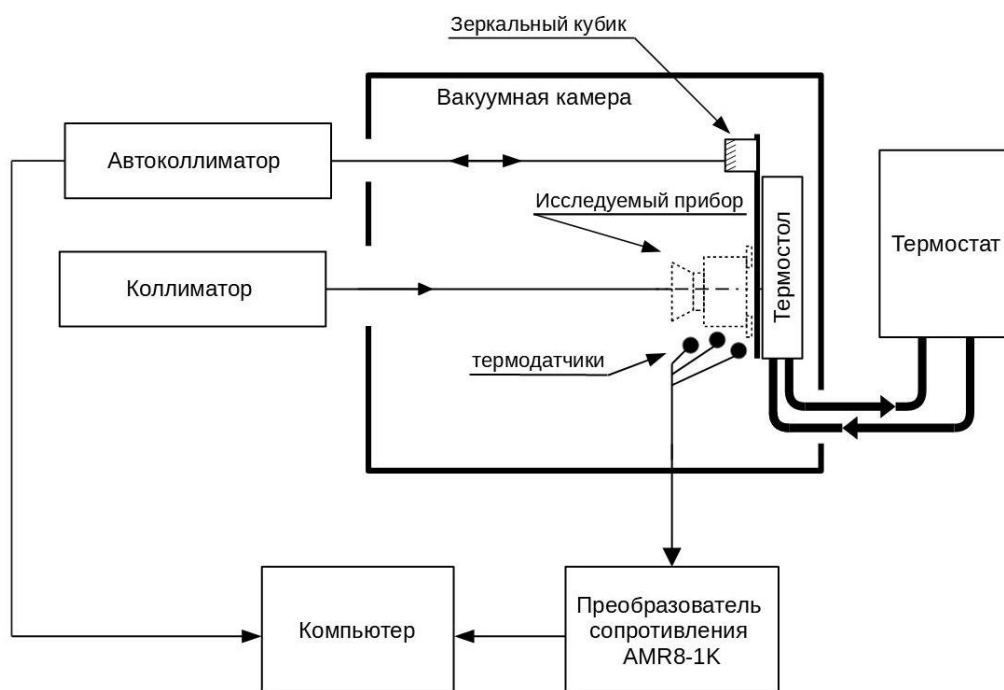


Рисунок 1.1 - Схема СКФ с установленным на нем макетом звездного датчика

На выходе длиннофокусного коллиматора, в фокусе которого расположена точечная диафрагма, формируется параллельный световой пучок, который, фокусируясь в испытуемом приборе, создает изображение бесконечно удаленного точечного источника, т.е. точечной диафрагмы на фоточувствительной матрице прибора. Изменение температуры посадочной плиты прибора системой терморегуляции стенда может приводить к повороту ВСК и ПСК вследствие температурного расширения материалов прибора и стенда. Поворот ВСК прибора относительно системы координат длиннофокусного коллиматора приводит к смещению положения изображения точечного источника на фоточувствительной матрице прибора. Поворот ПСК прибора вызван поворотом посадочной плиты прибора и соответствует повороту зеркального кубика, установленного на посадочной плите. Поворот зеркального кубика измеряется в системе координат двух автоколлиматоров как изменение отсчетов автоколлиматоров. Две системы координат СКФ – система координат длиннофокусного коллиматора и система координат автоколлиматоров жестко связаны между собой. В системе координат (СК) автоколлиматоров СКФ определяется изменение ориентации ПСК относительно исходного положения по автоколлимационным измерениям. Изменение ориентации ВСК относительно СК длиннофокусного коллиматора определяется относительно исходного положения по смещению изображения точечного источника.

Непрерывный автоколлимационный контроль положения посадочной плоскости по автоколлиматорам позволяет учесть влияние углового смещения корпуса макета звездного

датчика относительно системы координат СКФ, вызванного термоупругостью конструкции СКФ. В процессе измерений из-за температурного расширения конструкции крепления термостола посадочное место макета звездного датчика испытывает как линейные, так и угловые смещения. Использование широкого параллельного пучка излучения на входе в вакуумную камеру позволяет пренебречь влиянием небольших линейных смещений на результат измерений. Для учета угловых смещений требуется внести в данные об угловом положении, полученные от звездного датчика, величину смещения посадочной плоскости, измеренную автоколлиматорами. Тогда выражение (1.1) приобретает следующий обобщенный вид

$$\varepsilon = \frac{\alpha_{pix} \cdot \Delta r - \Delta \alpha}{\Delta T}, \quad (1.2)$$

где $\Delta \alpha$ – результат измерения автоколлиматорами углового смещения посадочного места.

Поскольку штатно работающая система обеспечения температурного режима (СОТР) космического аппарата поддерживает температуру посадочного места в узком диапазоне температуры, то особый интерес представляет термоупругая реакция звездного датчика именно в узком рабочем температурном диапазоне СОТР. Для эксперимента выбран диапазон равный ± 1 °С относительно некоего среднего, т. е. размах 2 °С. Прибор был выдержан 2 часа в условиях низкого вакуума при температуре 23,7 °С. Затем температура посадочного места была изменена до 25,7 °С. На рисунке 1.2 показан график изменения температуры посадочного места. Результат автоколлимационного измерения смещения посадочной плоскости и график углового смещения изображения бесконечно удаленного точечного источника, зарегистрированного прибором, приведены на рисунке 1.3.

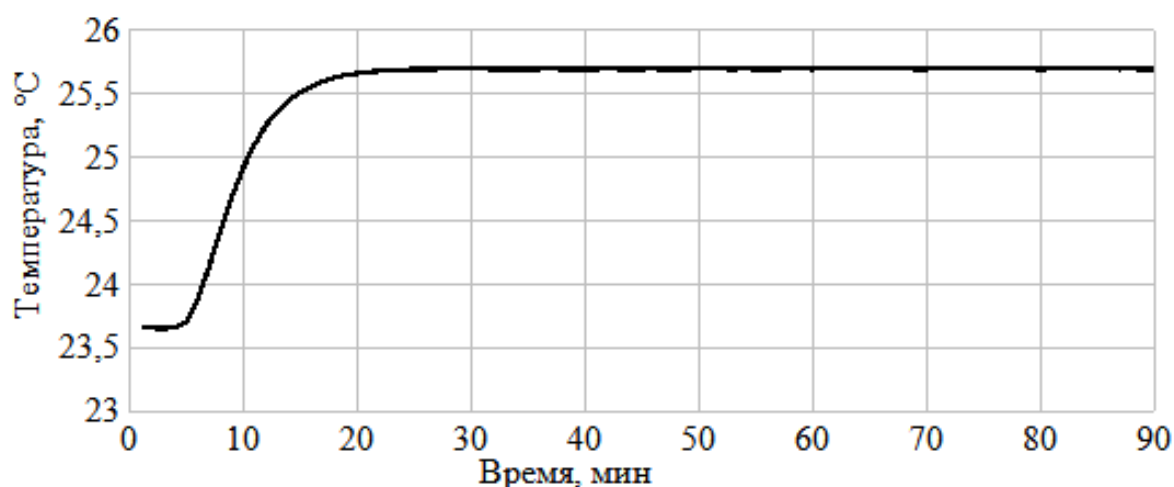


Рисунок 1.2 - График изменения температуры посадочного места во время эксперимента в узком рабочем температурном диапазоне

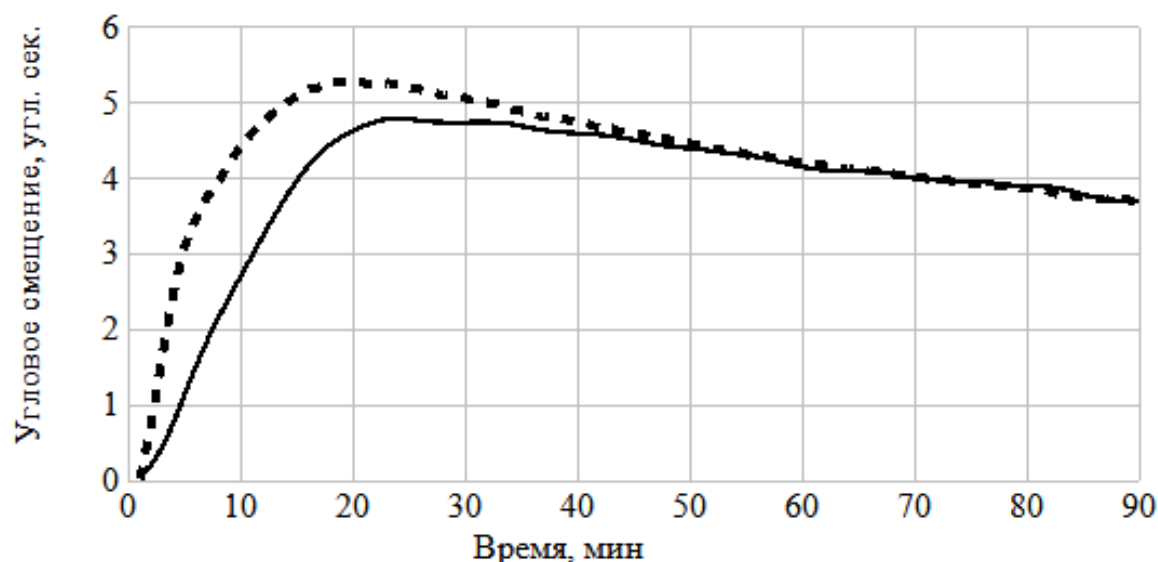


Рисунок 1.3 - Угловое смещение положения центра яркости бесконечно удаленного точечного объекта, зафиксированного исследуемым прибором (сплошная линия) и результат автокорреляционного измерения смещения посадочной плоскости прибора (штриховая линия)

На графике рисунка 1.4 показаны графики разности между измерениями углового смещения посадочной плиты и угловым смещением изображения бесконечно удаленного точечного источника (сплошная линия), регистрируемого макетом звездного датчика во время эксперимента в узком рабочем температурном диапазоне.

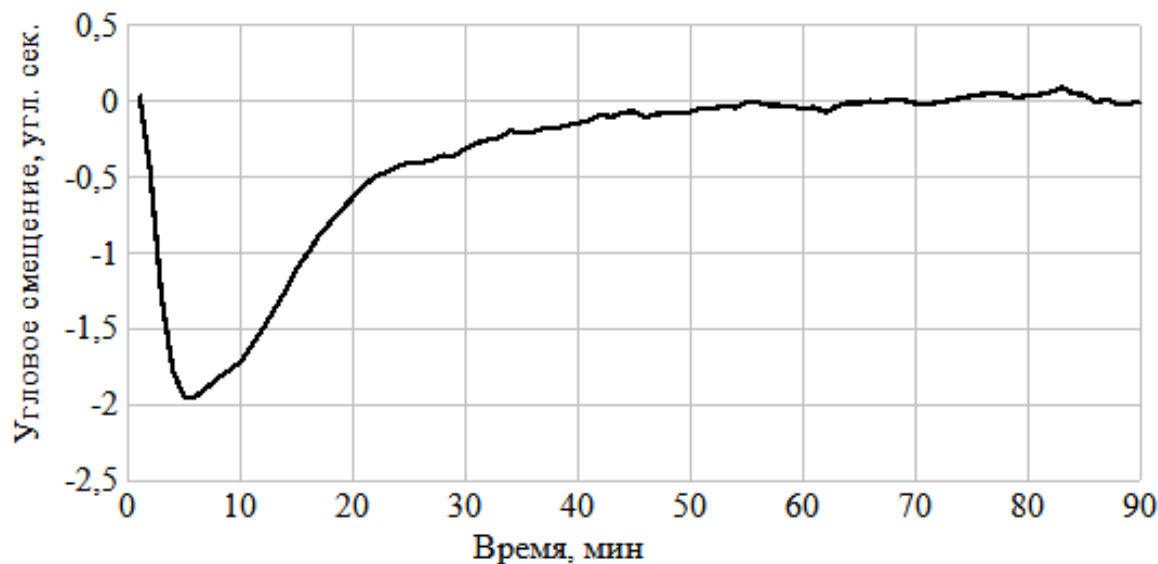


Рисунок 1.4 - График разности между измерениями углового смещения посадочной плиты автоколлиматором и измерения углового смещения изображения бесконечно удаленного точечного источника (сплошная линия), регистрируемого макетом звездного датчика во время эксперимента в узком рабочем температурном диапазоне

Измерения углового смещения по автоколлиматору и звездному датчику — относительные, и в данных экспериментах угловые смещения рассчитываются

относительно значений, полученных при начальном значении температуры. Как видно из рисунка 1.4, после начала изменения температуры посадочного места происходит проявление термоупругой деформации - увеличение разности угловых смещений достигает минус 1,9 угл.сек., но после выдержки в течение 90 минут при новой температуре график вернулся к околонулевому значению. Такой характер термоупругой деформации обусловлен появлением температурного градиента по конструкции макета звездного датчика вследствие наличия тепловой инерции. Это также видно по несовпадению левой половины графиков на рисунке 1.3. Таким образом, можно сделать вывод, что при достаточно длительных периодах колебания температуры посадочного места проявление термоупругой деформации в узком диапазоне температур не повлияет на погрешность измерения звездного датчика.

Выше было показано, что температурные деформации практически не проявились и расчет величины термоупругой деформации ϵ дает ее нулевое значение. Для определения величины термоупругой деформации ϵ был проведен аналогичный эксперимент в широком диапазоне температур - от минус 15 °С до плюс 45 °С. Определение изменения взаимного углового положения ВСК и ПСК исследуемого прибора относительно СК СКФ производилось при значениях температуры посадочного места минус 15 °С, 15°С и 45 °С. Для обеспечения стационарного поля температур как испытуемого макета звездного датчика, так и СКФ, при достижении заданной температуры посадочного места происходила выдержка не менее 90 минут для достижения установившегося температурного режима. На рисунке 1.5 показан график изменения температуры посадочного места прибора.

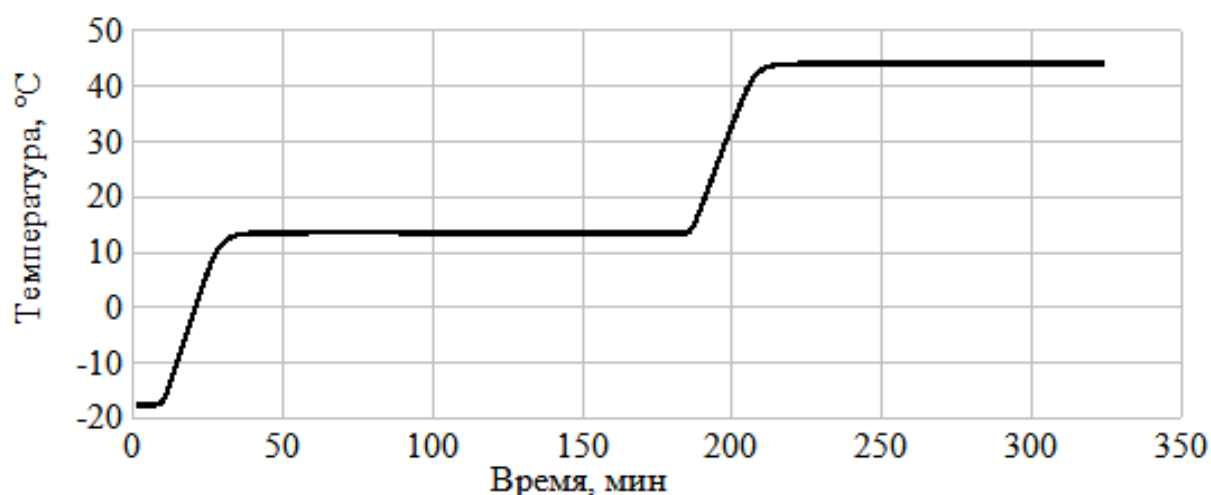


Рисунок 1.5 - График изменения температуры посадочного места во время эксперимента в широком рабочем температурном диапазоне

На рисунке 1.6 показаны результаты измерения угловых смещений посадочной плоскости и положения центра яркости бесконечно удаленного точечного объекта, зафиксированного исследуемым макетом звездного датчика.

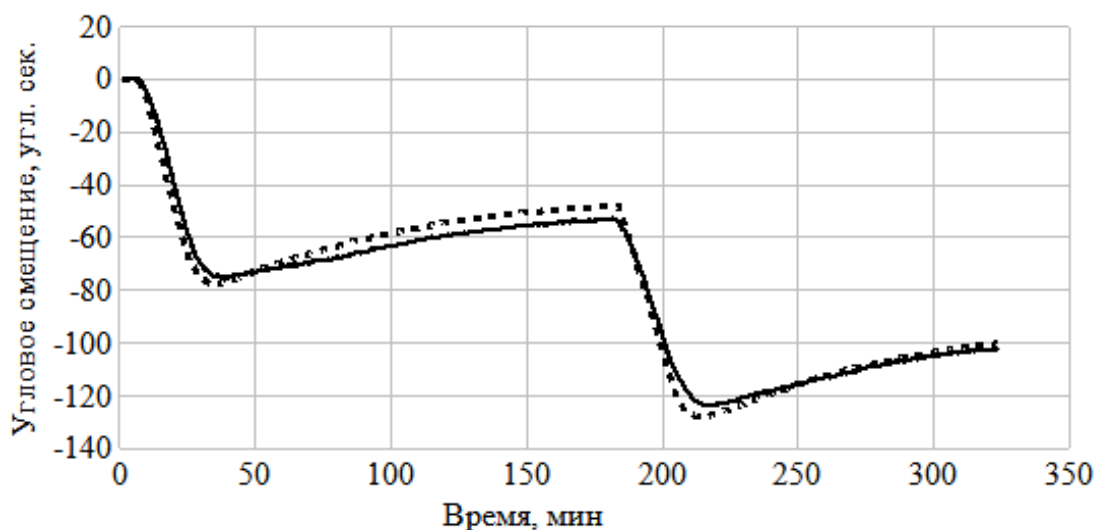


Рисунок 1.6 - Результаты углового смещения положения центра яркости бесконечно удаленного точечного объекта, зафиксированного исследуемым прибором (сплошная линия), и результат автокорреляционного измерения смещения посадочной плоскости прибора (штриховая линия)

Результат данного эксперимента показал наличие влияния термоупругой деформации на погрешность определения направления визирования. В этом эксперименте расхождение в смещениях посадочной плоскости и изображения бесконечно удаленного точечного источника становится намного более очевидно по сравнению с предыдущим экспериментом. Изменение углового положения обусловлено кронштейном термостола, детали которого имеют существенные температурные расширения при работе термостола в широком температурном диапазоне. На рисунке 1.7 показан график разности между показаниями прибора и автоколлиматоров, т. е. это и есть термоиндуцированное угловое смещение ВСК относительно ПСК. Так же, как и в предыдущем эксперименте, имеет место тепловая инерция во время изменения температуры посадочного места, которая проявляется в момент изменения температуры посадочной плиты в виде максимумов на графике.

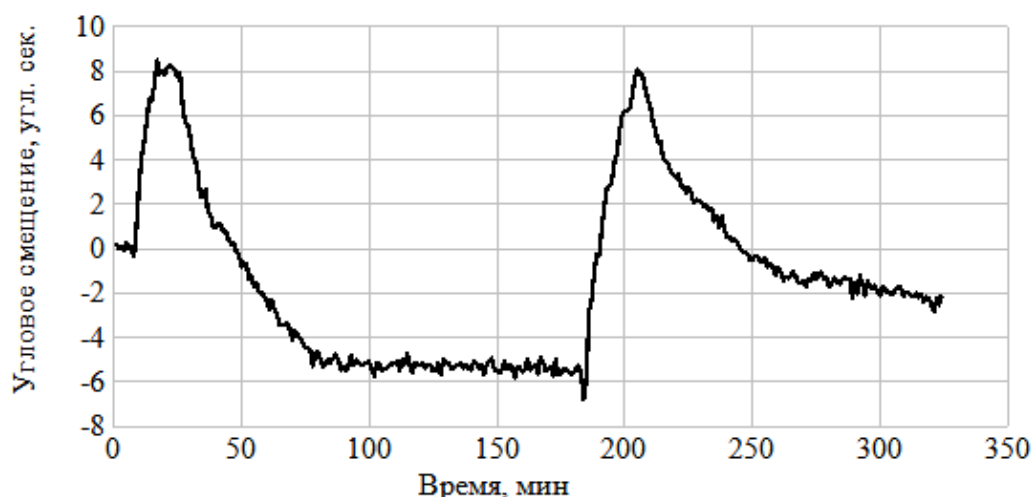


Рисунок 1.7 - График разности между измерениями углового смещения посадочной плиты автоколлиматором и угловым смещением изображения бесконечно удаленного точечного источника в широком рабочем температурном диапазоне

Полученные в эксперименте в широком рабочем температурном диапазоне данные явно показывают, что у макета звездного датчика есть термоупругая деформация. При расчете ее величины по формуле (1.2) получим следующие значения:

для диапазона от минус 15 °С до 15 °С - 0,18 угл. сек./°С

для диапазона от 15 °С до 45 °С - 0,10 угл. сек./°С

Как видно по графику и по полученным значениям величины термоупругой деформации в разных температурных диапазонах на разную величину поворачивается ВСК относительно ПСК. Причем, если бы были взяты для расчета крайние точки температурного диапазона, то были бы получены меньшие величины — 0,033 "/°С. Поэтому в широком диапазоне температур необходимо проводить измерения также и в промежуточных точках. Очевидно, что количество промежуточных точек и температурный интервал определяется исходя из требований к погрешности измерения и рабочему температурному диапазону.

В целом, проведенные исследования макета звездного датчика по разработанной методике показали ее пригодность для определения величины термоупругой составляющей погрешности измерений. Полученные результаты показывают, что при изменении температуры посадочного места вследствие тепловой инерции происходит проявление температурной деформации, связанной с наличием градиента температуры по конструкции прибора. В узком диапазоне температур посадочного места после выравнивания поля температур по конструкции влияние термоупругих деформаций пренебрежимо мало, но в широком диапазоне температур проявление теромоупругих деформаций уже становится существенным.

Научные публикации

1. Брысин Н.Н., Филиппова О.В., Шевелев В.Е. Влияние термоупругой деформации на точность измерения в звездных датчиках ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. – одобрена к публикации.

Литература

1. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Квашинин А.С., Шевелев В.Е. Пути снижения термоупругих деформаций приборов звездной ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 90-105. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-90-105
2. Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Полянский И.В., Воронов С.В., Белинская Е.В., Строилов Н.А., Полищук Г.С., Трегуб В.П., Завгородний Д.С. Стенды для определения фотограмметрических параметров высокоточных звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 3. С. 107-114. DOI: 10.21046/2070-7401-14-3-107-117

1.2 Критерии и методы фокусировки высокоточных оптических измерительных систем

Для любого оптического прибора фокусировка изображения является одной из важнейшей процедур при его сборке и юстировке. В общем случае фокусировкой называют юстировочные операции по установке изображений, даваемых оптическими системами (ОС), в заданную плоскость (Бардин, 1968).

В случае звёздного прибора фокусировка – это юстировочная операция по настройке оптической системы с целью получения требуемого изображения бесконечно удалённого точечного источника (одиночной звезды) по всему полю зрения. Термин «требуемое изображение» подразумевает, что такое изображение должно учитывать все аспекты функционирования прибора. Прежде всего, должны учитываться параметры алгоритмов обработки изображений: фильтрации и локализация объектов на кадре, а также настройки распознавания ориентации по выделенным объектам.

В ходе фокусировки проводится приведение плоскости фотоприёмного устройства (ФПУ, обычно ПЗС- или КМОП-матрица) в заданное положение относительно плоскости наилучшего изображения (ПНИ) объектива, где изображение максимально сконцентрировано (рисунок 1.8).

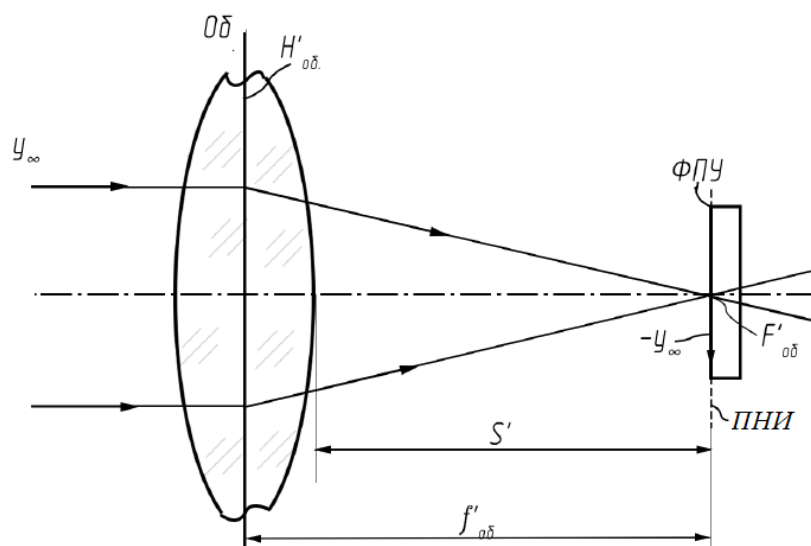


Рисунок 1.8 - Оптическая схема идеально сфокусированной системы

Конструктивно это можно выполнить двумя способами:

- 1) путем последовательного стачивания *фокусировочного кольца*, на которое устанавливается объектив;
- 2) путем установки *подкладок* известной толщины между объективом и ФПУ.

По окончании фокусировки все юстированные элементы фиксируются и не меняются в ходе эксплуатации.

Такая задача может показаться простой, ведь для размещения *ФПУ* достаточно знать расстояние s' от последней поверхности объектива до его заднего фокуса $F'_{об.}$. Тогда можно проводить сборку оптического узла прибора с учётом этого расстояния.

Однако на практике точно выдержать расстояние s' невозможно. Линзы объектива вмонтированы в оправы и корпуса, а фоточувствительная матрица распаяна на печатной плане и соединена с объективом через переходные детали. Детали и корпуса изготавливаются с допусками, которые, как будет показано далее, превышают требуемую точность фокусировки. В итоге расстояние s' можно выдержать лишь приблизительно.

Более того, при установке ФПУ на расстоянии s' изображение звёзд будет максимально сконцентрированным. Далее показано, что наиболее «острое» изображение не всегда требуется при работе прибора.

В ИКИ РАН накоплен достаточный опыт по юстировке различных оптических систем. Далее рассмотрены теоретические аспекты фокусировки на примере высокоточного звёздного датчика с объективом $f'_{об} = 60$ мм и относительным отверстием 1:1,4, имеющего наиболее строгие требования к качеству изображения и фокусировки.

1.2.1 Особенности фокусировки звездных датчиков

Юстировка звездных датчиков имеет ряд особенностей, отличающих ее от юстировки других оптических приборов.

1. Применение *светосильных длиннофокусных объективов*, обладающих качеством изображения, близким к дифракционному пределу. Это влечет уменьшение глубины резкости в пространстве изображений, что сокращает допустимую зону размещения ФПУ.

2. *ФПУ с мелким пикселем* способны разрешать дифракционную картину в изображении звезд. На изображениях вокруг основного диска Эри могут проявляться максимумы второго и больших порядков, что также должно учитываться при фокусировке.

3. *Большое поле изображения* влечет необходимость контроля изображения и корректировки наклона ФПУ относительно ПНИ объектива.

4. *Изменение среды* фокусировки и эксплуатации линзовой среды. Звездный датчик юстируется и проходит испытания на Земле в воздушной среде при нормальном давлении. Средой же его эксплуатации является вакуум. Относительные показатели преломления на границе сред стекло-воздух и стекло-вакуум различны. Уход воздуха из межлинзового пространства объектива влечет изменение коэффициента преломления, что сдвигает ПНИ в сторону объектива.

Также звездных датчик подвергается *влиянию температур*. Полностью изолировать ОС от внешних тепловых потоков невозможно. Тепловыделения электронных компонентов, нагрев прибора при его освещении Солнцем и выхолаживании в тени вызывают тепловые деформации в ОС. Таким образом, плоскости ФПУ и ПНИ циклически перемещаются друг относительно друга, что вызывает изменение фокусировки.

1.2.2 Критерии фокусировки

Приведённые выше особенности формируют основное условие фокусировки звёздных приборов: размер и форма изображений звёзд должны обеспечивать их успешную локализацию с требуемой точностью по всему полю изображения с учётом изменения среды и во всём диапазоне температур эксплуатации.

В итоге для каждого типа прибора (для каждой комбинации объектив-ФПУ) должны быть сформулированы:

– *требования к форме и размеру изображения звезды*, обеспечивающих ее успешную локализацию с достаточной точностью;

- допустимую глубину резкости Δ_z' (рисунок 1.9) – области в пространстве изображений относительно ПНИ, в которой форма и размер изображений звезд удовлетворяют проведенным требованиям;
- максимальный наклон ФПУ $\psi_{\max}$ (рисунок 1.9) относительно ПНИ, при котором сохраняется требуемое изображение звезды;
- смещение ПНИ при изменении среды калибровки и эксплуатации;
- вклад термдеформаций ОС, вызывающих перемещение ФПУ.

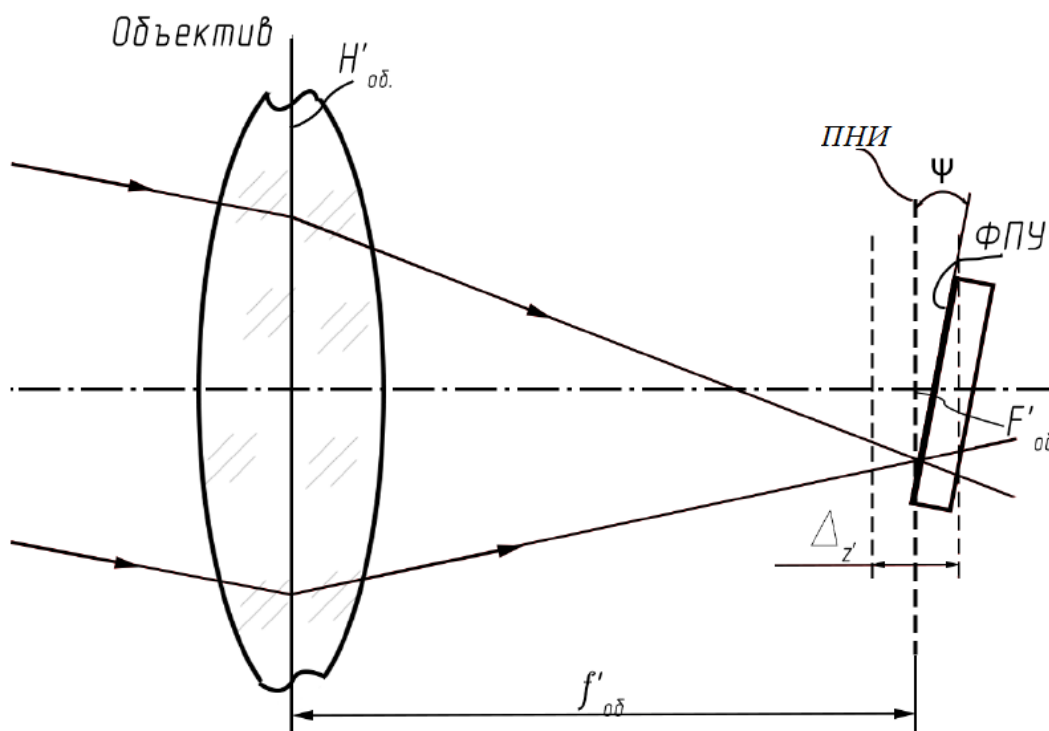


Рисунок 1.9 - Оптическая схема реальной сфокусированной системы

Приведённые требования должны быть сформированы на этапе расчёта ОС, например, при моделировании в среде Zemax. Либо могут быть получены или подтверждены экспериментально в ходе отработки лабораторных и технологических наземных образцов на стендовом оборудовании.

1.2.3 Стендовое оборудование для фокусировки

В ИКИ РАН для фокусировки и её контроля используется комплекс стендового оборудования (Бессонов и др., 2017). Ключевым является стенд автоматизированной фокусировки, где в качестве коллиматора используется длиннофокусный телескоп-рефрактор с апохроматическим триплет-объективом. Телескоп дооборудован шаговым, линейным энкодером и автocolлимационной насадкой с видеокамерой (рисунок 1.10,

таблица 1.1). Фокусное расстояние телескопа и диапазон перемещений фокусирующего устройства обеспечивают возможность юстировки приборов с фокусными расстояниями от 32 до 125 мм с полной ошибкой не более 3 мкм. На стенде возможна фокусировка более короткофокусных приборов в ограниченном диапазоне глубины резкости, более длиннофокусных – с потерей точности.

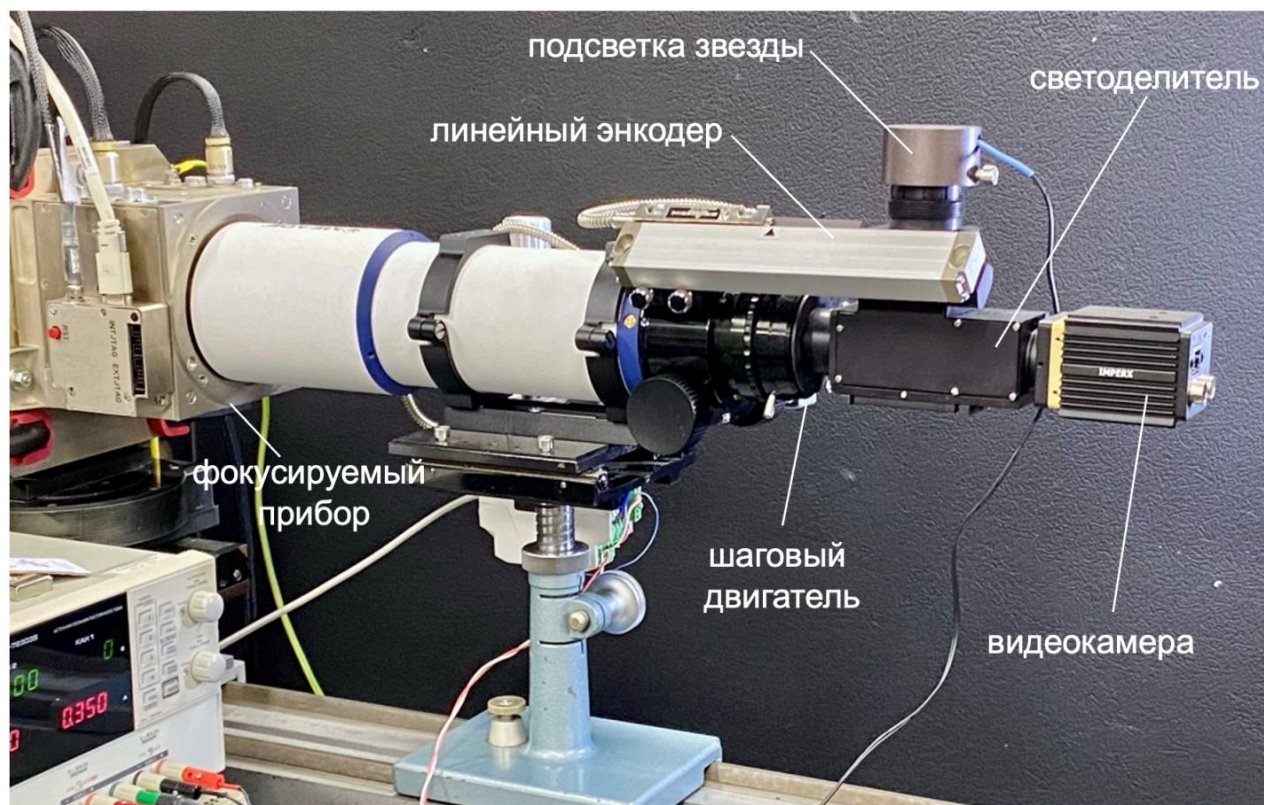


Рисунок 1.10 - Стенд фокусировки

Таблица 1.1 - Основные характеристики стенда фокусировки

Параметр	Значение
Фокусное расстояние коллиматора, f'_k , мм	480
Диаметр выходного зрачка коллиматора, мм	80
Диаметры точечных диафрагм, мкм угл. с	15, 25 или 50 7, 11 или 22
Скорость перемещения фокусирующего устройства, мм/с	2
Диапазон перемещения фокусирующего устройства, Δ'_k , мм	от 0 до 95
Полная ошибка позиционирования фокусирующего устройства телескопа во всем диапазоне, мкм, не более	10

Параметр	Значение для $f'_{об}$, мм			
	22	36	60	125
Диапазон возможностей фокусировки объектива прибора $\max \Delta'_{об}$, мм, не более	0,2	0,5	1,5	6,4
Ошибка позиционирования со стороны ФПУ, мкм, не более	0,03	0,06	0,16	0,8
Вклад неточности аппроксимации изображений звезд в ошибку позиционирования ФПУ, мкм, не более	3	3	2	1
Итоговая полная погрешность определения $\Delta'_{об}$, мм, не более	3	3	2	2

Автоколлимационная насадка стенда построена на базе светоделительной призмы, включает в себя видеокамеру и подсвечиваемую точечную диафрагму, моделирующую изображение одиночной звезды. Диафрагма заменяется и выбирается в зависимости от углового разрешения юстируемого прибора. Для подсветки используется светодиод с расширенным в ближнюю ИК-область спектром. Это даёт возможность фокусировать приборы как видимого, так и ИК-диапазонов.

Двигатель и энкодер обеспечивают точное перемещение фокусирующего устройства с насадкой. Полная погрешность позиционирования не превышает 10 мкм, что составляет менее 0,2 мкм со стороны ОС прибора $f'_{об} = 60$ мм.

Видеокамера позволяет проводить самокалибровку стенда через плоское зеркало с использованием маски Бахтинова. В ходе самокалибровки определяется нулевое положение телескопа, в котором звезда проецируется в бесконечности, либо подтверждается стабильность положения отсчёта в начале и в конце измерений.

Путём замены телескопа стенд может быть модифицирован для фокусировки приборов с любым номиналом фокусных расстояний без потери точности. Так труба с $f'_к = 350$ мм даёт возможность юстировать объективы с $f'_{об} \geq 17$ мм, а труба с $f'_к = 1000$ мм – объективы с $f'_{об} \leq 300$ мм.

На стенде используется специальное программное обеспечение (рисунок 1.11).

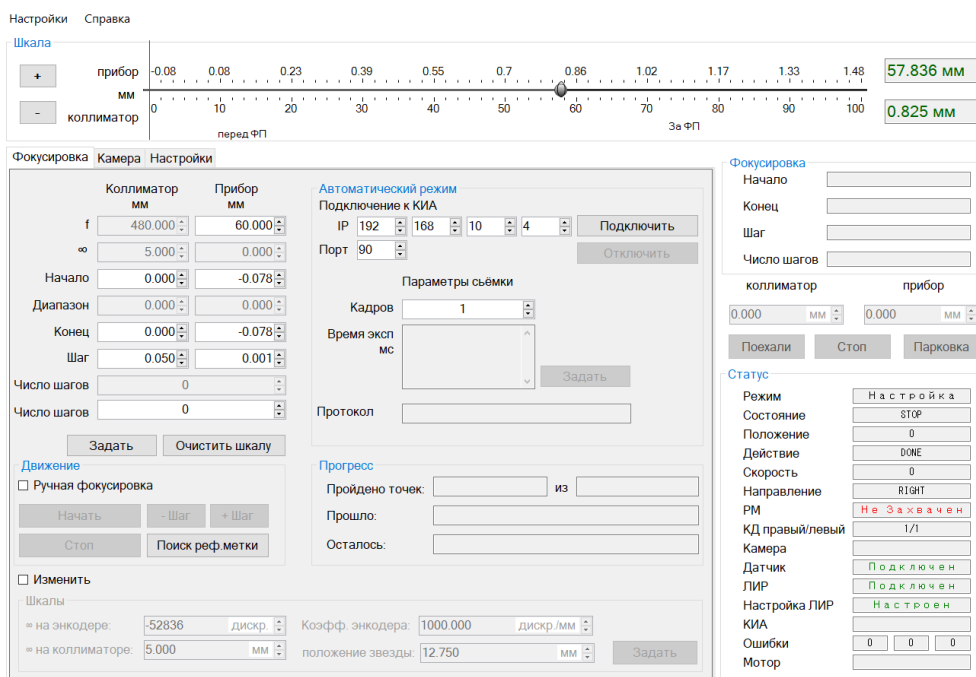


Рисунок 1.11 - ПО станда фокусировки

ПО управляет перемещением фокусирующего устройства, работой видеокамеры и обеспечивает взаимодействие с программой приёма кадров. Оператор единожды настраивает стенд, запускает процесс съёмки и ожидает окончания измерений. В ПО имеются предустановленные настройки для измерения различных приборов. Таким образом, влияние человеческого фактора минимизировано.

После измерений полученные в специальном формате изображения передаются на обработку, где анализируется зависимость формы изображения от дефокусировки приведённым ниже способом.

1.2.4 Анализ формы изображения

Полученные в ходе измерений точечного тест-объекта изображения подвергаются обработке с помощью специального программного обеспечения. Для оценки качества фокусировки применяются различные критерии:

- площадь звезды – число элементов в изображении звезды;
- полуяркость HFD (half flux diameter) – диаметр окружности, описывающий половину интегральной яркости звезды (Weber L., Brady S., 2001),
- полуширина FWHM (full width at half maximum) – половина ширины на половине максимального сигнала в изображении звезды,
- функция рассеяния точки ФРТ или PSF (point spread function): одиночная или двойная функция Гаусса, функция Лоренца или функция Фокха.

Число элементов вычисляется после вычитания порогового значения вокруг звезды. Этот параметр непосредственно участвует во внутренних алгоритмах приборов при локализации звёзд. Число элементов характеризует только размер звезды и никак не характеризует её форму. Тоже самое относится и к *полуяркости*, где любая звезда считается круглой. Эти критерии подходят для экспресс-анализа. Алгоритмы вычисления числа пикселей и полуяркости достаточно просты и не требуют больших вычислительных ресурсов. Такая обработка может выполняться «на лету» в том числе самим прибором при работе в режиме локализации.

Оценку формы звезды можно проводить по её *полуширине*. Для этого полуширина вычисляется в двух взаимно перпендикулярных направлениях: вдоль строк и столбцов ФПУ. Отношение полученных значений характеризует овальность (сплюснутость) звезды.

Наиболее полную картину о качестве фокусировки даёт анализ *функции рассеяния точки* путём аппроксимации изображений звёзд двумерными функциями (рисунок 1.12). Задача поиска наиболее подходящей функции является достаточно сложной. Функции аппроксимации могут быть различны и подбираться индивидуально для каждого сочетания объектива и ФПУ.

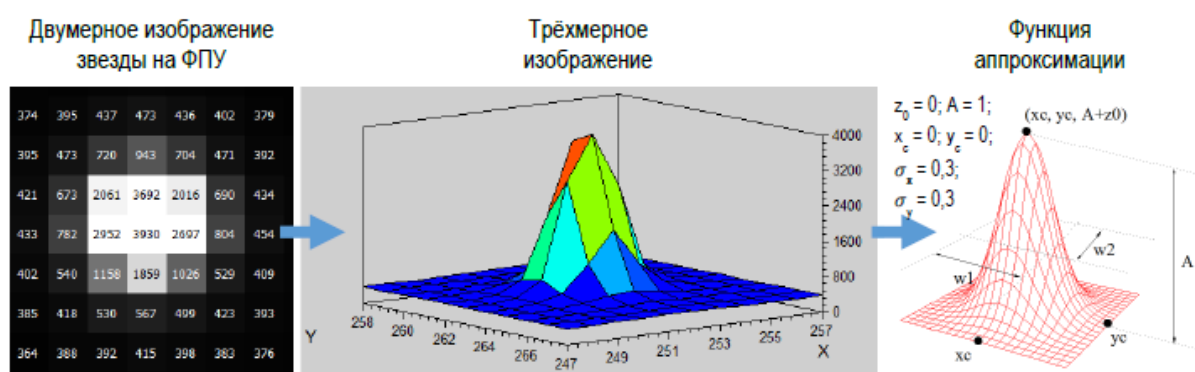


Рисунок 1.12 - Последовательность аппроксимации изображения звезды двумерной функцией Гаусса

Наиболее подходящими для аппроксимации являются двумерные функции Гаусса, Лоренца или Фокха (рисунок 1.13). Их уравнения приведены в (1.3), (1.4) и (1.5) соответственно. Уравнения, связывающие функции с другими критериями, приведены в (1.6).

Двумерная функция Гаусса:

$$G(x, y) = z_0 + Ae^{-\left(\frac{(x - x_0)^2}{2\sigma_x^2} + \frac{(y - y_0)^2}{2\sigma_y^2}\right)}, \quad (1.3)$$

Двумерная функция Лоренца:

$$L(x, y) = z_0 + \frac{A}{\left[\left(1 + \left(\frac{x-x_0}{\sigma_x} \right)^2 \right) \left(1 + \left(\frac{y-y_0}{\sigma_y} \right)^2 \right) \right]}, \quad (1.4)$$

Двумерная функция Фокха:

$$H(x, y) = z_0 + A \left[\frac{\mu}{\left[\left(1 + \left(\frac{x-x_0}{\sigma_x} \right)^2 \right) \left(1 + \left(\frac{y-y_0}{\sigma_0} \right)^2 \right) \right]} + (1-\mu) e^{-\left(\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x} + \frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y} \right)} \right], \quad (1.5)$$

где: $G(x, y)$, $L(x, y)$, $H(x, y)$ – значение яркости пикселя с координатами x и y ;

x_0, y_0 – координаты центра функции аппроксимации;

z_0 – яркость фона вокруг изображения звезд;

A – максимальная яркость в изображении звезды;

σ_x, σ_y – дисперсия звезды;

μ – коэффициент схожести, $\mu=[0 \dots 1]$.

Соотношения, связывающие функцию Гаусса с другими параметрами звезды, заданны формулой:

$$\begin{aligned} I &= \iint z(x, y) dx dy = 2\pi A \sigma_x \sigma_y, \\ N &= 2\pi \sigma_{\max}^2 \ln \frac{A}{z_0 + 3\sigma_{\text{шум}}} \approx 40 \sigma_{\max}^2, \\ FWHM_{x,y} &= HFD = 2\sqrt{2 \ln 2} \sigma_{x,y} \approx 2,355 \sigma_{x,y}, \end{aligned} \quad (1.6)$$

$$\text{при } N = \pi R_{\text{out}}^2, \quad R_{\text{out}} = \sigma \sqrt{2 \ln \frac{A}{z_0 + 3\sigma_{\text{шум}}}}, \quad \sigma_{\max} = \max(\sigma_x, \sigma_y),$$

где: I – интегральная яркость звезды;

N – число элементов в звезде;

$\sigma_{\text{шум}}$ – СКО фонового шума;

$\sigma_{x,y}$ – дисперсия звезды по x и y ;

R_{out} – радиус окружности, описывающий изображение звезды;

$FWHM_{x,y}$ – полуширина изображения звезды вдоль строк и столбцов ФПУ;

HFD – полуяркость изображения звезды.

Примечание- В формулах приближенные значения выполнены для звезд со следующими допущениями: $A=4094$, $z_0=300$, $\sigma_{\text{шум}}=5$.

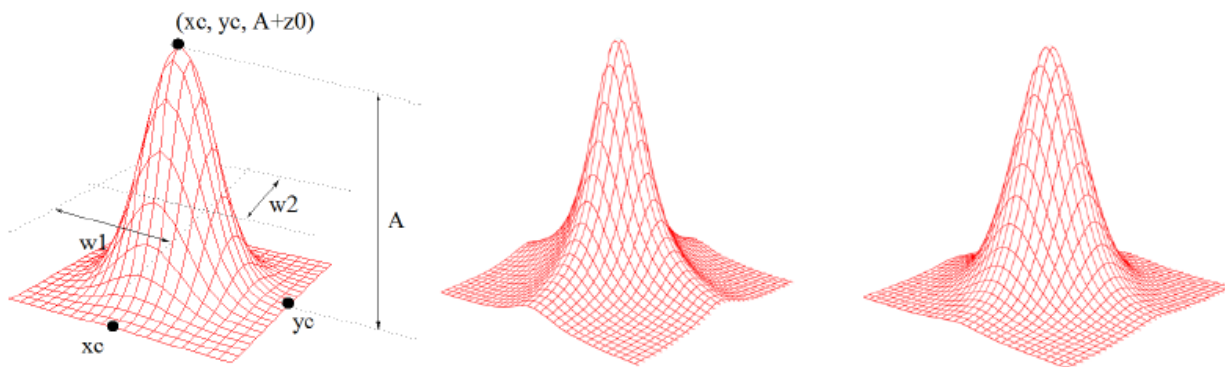


Рисунок 1.13 - Примеры функций Гаусса, Лоренца и Фокха (слева направо)

Результатами аппроксимации каждого изображения является набор подобранных параметров (x_0 , y_0 , z_0 , A , μ и др.). Также вычисляются коэффициент детерминации R^2 и остаточные рассогласования, которые характеризуют качество аппроксимации. В дальнейшую обработку берутся звёзды с $R^2 \geq 0,995$.

Форму звезды характеризуют параметры дисперсии σ_x и σ_y . Соответственно, чем больше σ_x и σ_y , тем звезда крупнее. Чем больше отношение σ_x к σ_y , тем звезда более вытянута в вдоль оси OX .

Далее по измерениям смещения фокусирующего устройства строятся зависимости параметров σ_x и σ_y от дефокусировки $\Delta'_{об}$ (рисунок 1.14).

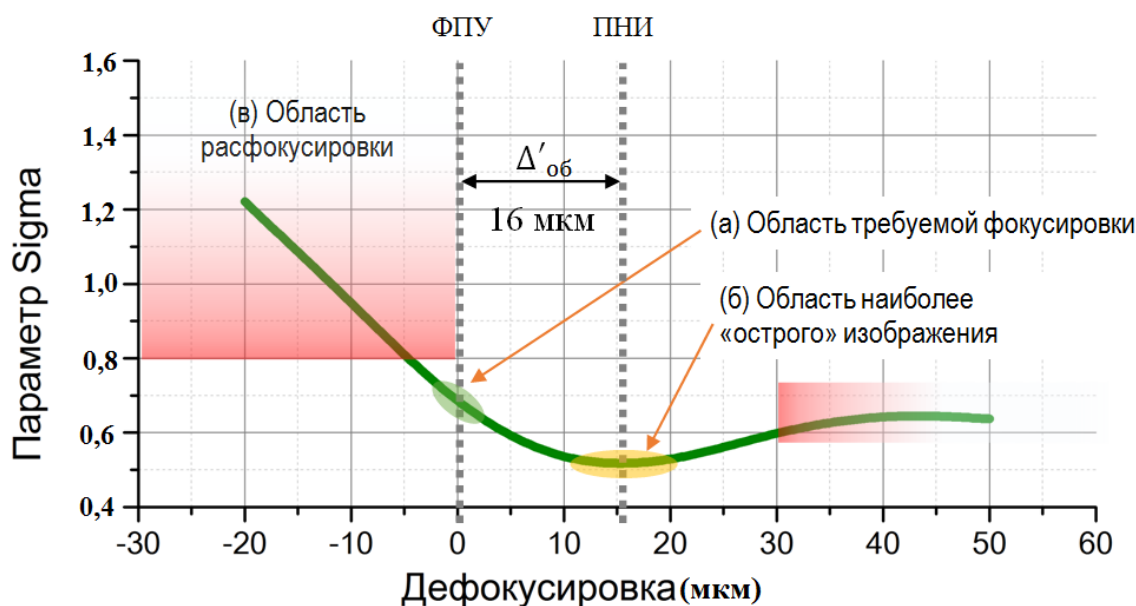


Рисунок 1.14 - Зависимость параметра σ от дефокусировки $\Delta'_{об}$. Теоретический расчет объектива $f'_{об} = 60$ мм

На графике можно выделить следующие области:

1. Область *наиболее «острой» фокусировки*, в которой значения σ_x и σ_y минимальны ($\sigma \leq 0,6$). Это положение ПНИ. В этой области изображения звёзд имеет

предельное для данного объектива качество и минимальный кружок рассеяния (рисунок 1.14б, рисунок 1.15б). Однако при обработке алгоритмами локализации такие изображения имеют малую площадь, что не обеспечивает их точную и уверенную локализацию.

2. Две области *расфокусировки*: в предфокальном и зафокальном положениях. В этих областях изображения звёзд сильно расфокусировано и искажено. Вокруг центрального пятна проявляются кольца второго и большего порядков (рисунок 1.14в, рисунок 1.15в). Для большинства объективов такие изображения имеют $\sigma > 1,2$. Подобные изображения не приемлемы для работы прибора.

3. Область *требуемой* фокусировки – выбранная область фокусировки, удовлетворяющая всем критериям для работы прибора (рисунок 1.14а, рисунок 1.15а). На графике это соответствует положению ФПУ.

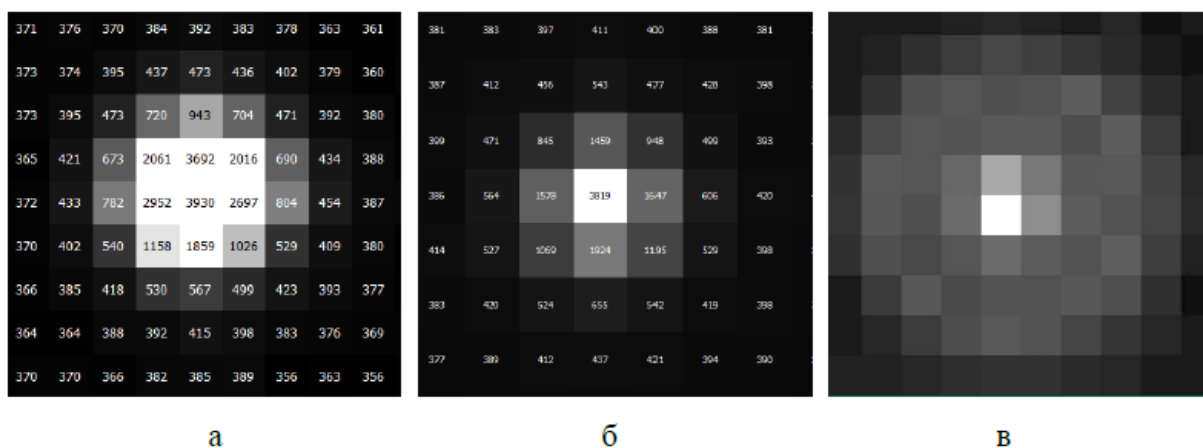


Рисунок 1.15 - Примеры изображений звезд на ФПУ из различных областей: а – требуемой фокусировки, б – «острой», в – предфокальной расфокусировки; указаны яркости в единицах младшего разряда в каждом пикселе изображения

Требуемое положение ФПУ может быть задано либо диапазоном значений параметра σ , либо расстоянием $\Delta'_{оф}$ между ФПУ и ПНИ, которое необходимо выдержать для получения заданного изображения звёзд. Для показанной на рисунке кривой параметр σ должен находиться в диапазоне от 0,6 до 0,8, а $\Delta'_{оф} 16 \pm 5$ мкм.

1.2.5 Учет и корректировка наклона ФПУ

Второй аспект, который необходимо контролировать при фокусировке – это наклон ФПУ относительно ПНИ (рисунок 1.9, обоз. ψ). Из рисунка 1.14 видно, линейное отклонение от точки фокусировки больше чем на 5 мкм приводит к увеличению параметра сигма больше, чем 1,2 и изображения звёзд становятся неприемлемыми.

Таким образом, при наличии наклона ФПУ звёзды в разных частях матрицы будут

сфокусированы по-разному. В крайнем случае – могут выходить за допустимую зону и не локализируются. Это видно на рисунок 1.16, где звёзды в нижней части кадра имеют предельный размер и не локализируются.

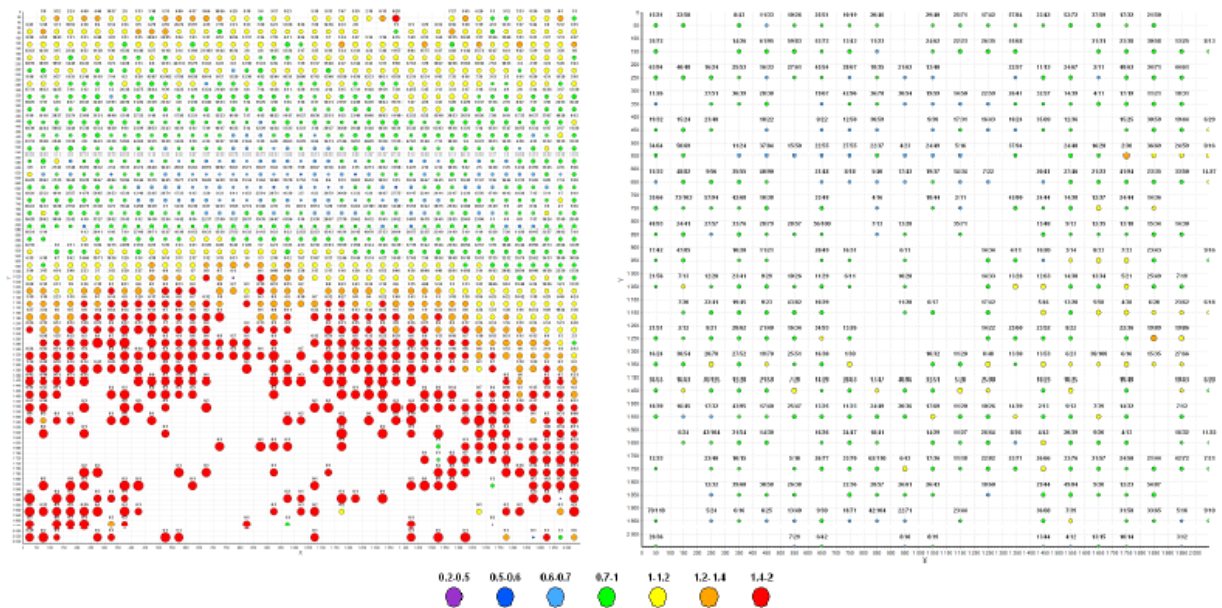


Рисунок 1.16 - Пузырьковая диаграмма распределения параметра σ по полю изображения для прибора со значительным наклоном ФПУ (слева), для исправленного прибора (справа)

Оценить предельно допустимый наклон ФПУ можно по формуле:

$$\psi_{\max} = a \tan \frac{\Delta_{z'}}{y'}, \quad (1.7)$$

где $\psi_{\max}$ – максимальный угол наклона ФПУ относительно ПНИ;

$\Delta_{z'}$ – глубина резкости в пространстве изображений;

y' – линейные размеры ФПУ.

Так для объектива $f_{\text{об}} = 60$ мм, $y' = 11$ мм для σ от 0,6 до 0,8, а $\Delta_{z'} = \pm 5$ мкм предельный наклон составляет 3 угл. мин. Большой наклон требует измерений и корректировки. Для этого требуется проведения измерений по полю изображения с дальнейшим построением плоскостей ФПУ и ПНИ. В результате вычисляются толщины компенсационных подкладок (рисунок 1.17), которые затем подкладываются либо под объектив, либо под ФПУ.

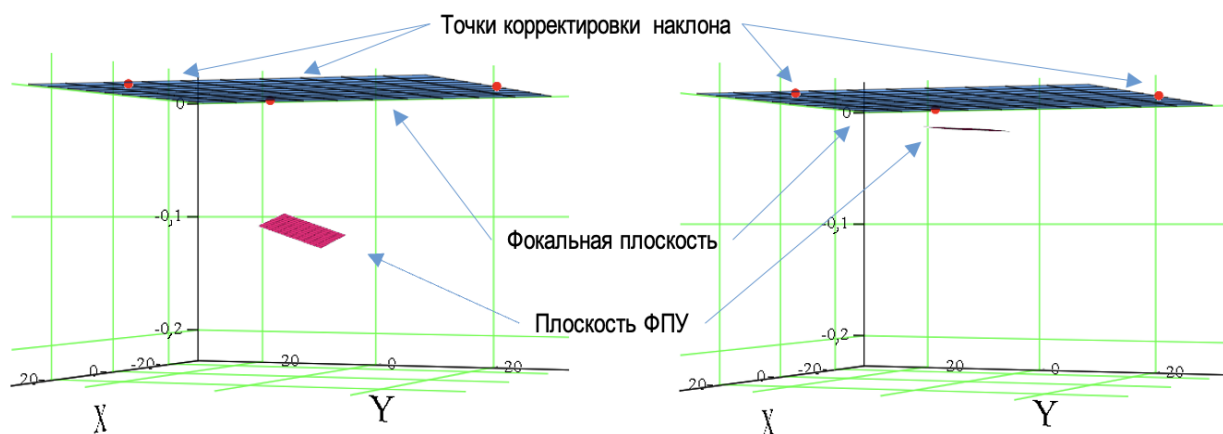


Рисунок 1.17 - Визуализация положений ФПУ и ПНИ до и после фокусировки и выравнивания

1.2.6 Учет смещения ПНИ в вакууме

Как указано выше, одной из особенностей звёздного прибора является изменение среды его юстировки и эксплуатации с воздуха на вакуум. Это вызывает смещение ПНИ в сторону объектива и влечёт дефокусировку изображения (рисунок 1.18). На графиках зависимости параметров σ от дефокусировки $\Delta'_{об}$ это отражается смещением кривой в предфокальную область (рисунок 1.19). Зона фокусировки должна выбираться таким образом, чтобы изображения звёзд в воздухе и в вакууме были максимально близки друг к другу, либо искажаться незначительно. Из рисунка следует:

- 1) расстояние между ПНИ на воздухе и в вакууме имеет величину $\Delta'_{вакк}$, для рассматриваемого в работе объектива $\Delta'_{вакк} = 35$ мкм;
- 2) для выбранной на воздухе зоны фокусировки (точка 1) при переходе в вакуум параметре σ остаётся в допустимом интервале от 0,6 до 0,75, следовательно, форма изображения звезды меняется незначительно.

Для данного объектива выбрана зона фокусировки в левой части кривой (рисунок 1.19, точка 1). В этом случае форма звёзд приемлема для калибровки прибора на воздухе ($\sigma = 0,7$). При переходе в вакуум изображение звезды практически не меняется ($\sigma = 0,6$). В случае фокусировки в другие части кривой изображения звёзд на воздухе и в вакууме будет сильно отличаться.

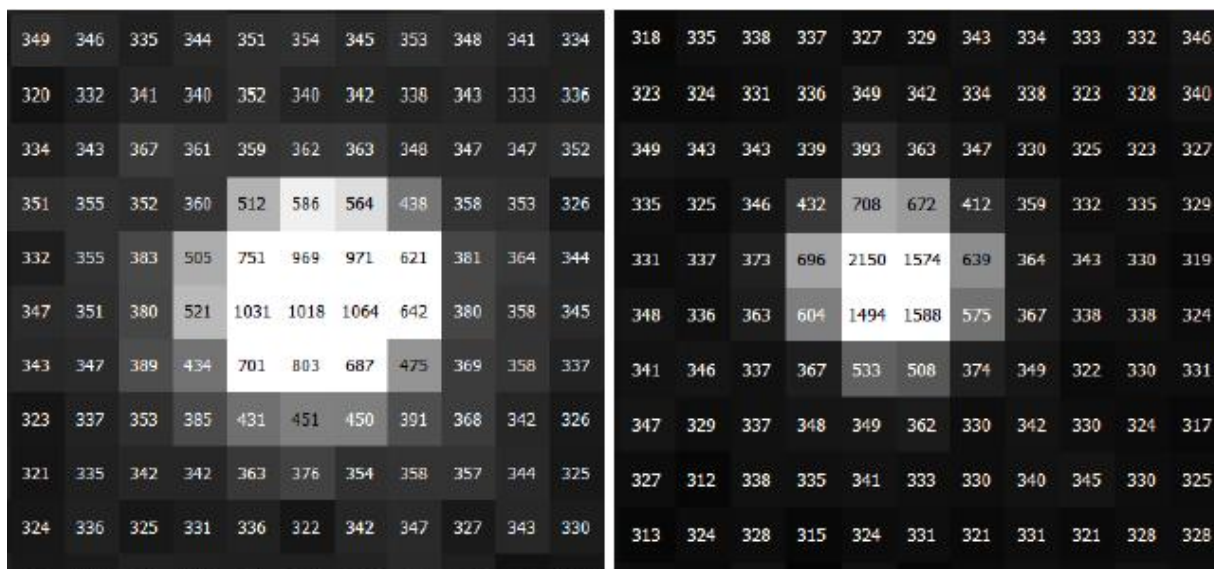


Рисунок 1.18 - Изображение звезды в воздухе (слева) и в вакууме (справа); указаны яркости в каждом пикселе в единицах наименьшего разряда

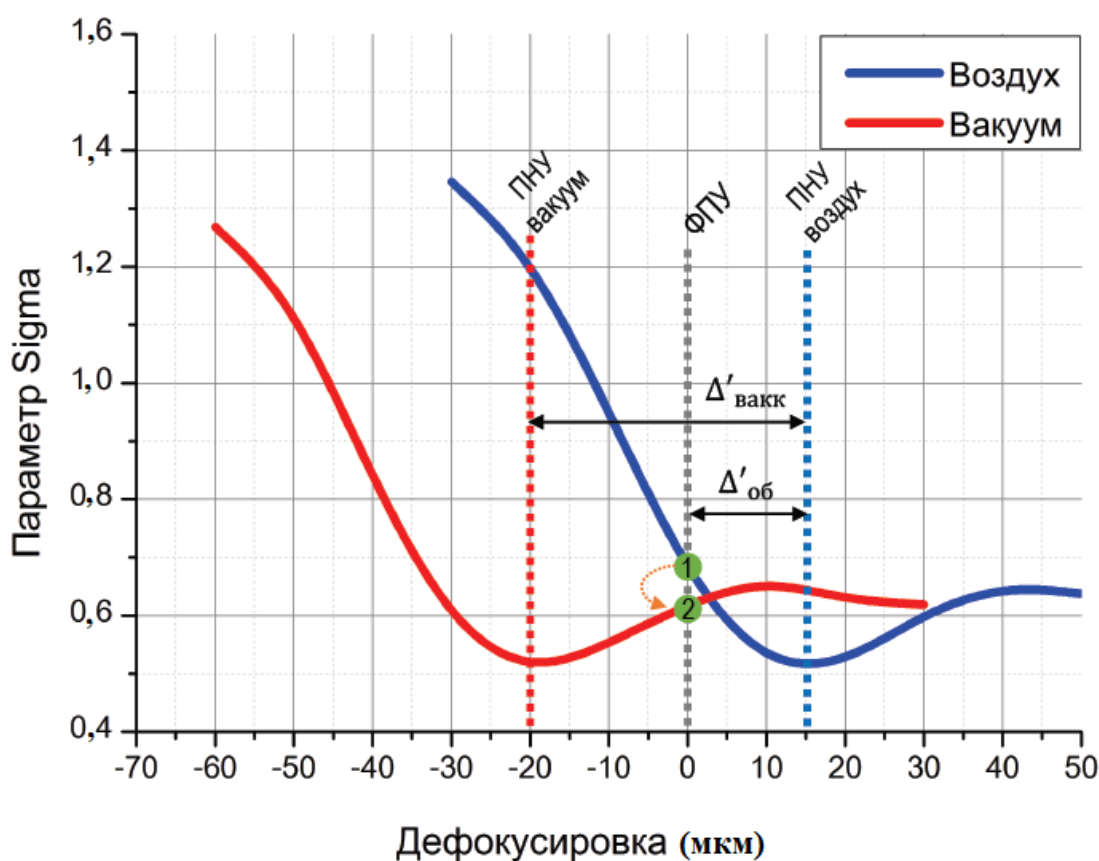


Рисунок 1.19 - Графики зависимости параметра σ от дефокусировки на воздухе и в вакууме

Выводы

Фокусировка звёздных приборов должна учитывать параметры их алгоритмов работы и условия эксплуатации. Для каждого объектива и ФПУ обязательно

формулирование критериев фокусировки и определения области требуемой фокусировки.

Критерии должны содержать:

- требования к форме и размеру изображения звезды, которые задаётся диапазоном значений параметров σ_x и σ_y двумерной функции Гаусса;
- смещение ПНИ в вакууме и прочие условия эксплуатации задаются значением $\Delta'_{\text{вакк}}$ и учитываются при выборе области требуемой фокусировки;
- допустимый наклон ФПУ относительно ПНИ, задаётся углом φ .

Оценка фокусировки успешно проводится по анализу графиков зависимости параметров σ аппроксимации изображений звёзд двумерной функцией Гаусса от дефокусировки изображения. Анализ позволяет определить расстояние между текущей фокусировкой прибора относительно требуемой и наилучшей фокусировкой.

Фокусировка и калибровка лётных (штатных) и наземных (технологических, доводочных) образцов должна выполняться по-разному с учётом особенностей их эксплуатации. Так лётные образцы необходимо фокусировать с учётом поправки на изменение среды при дальнейшей штатной эксплуатации. Образцы для наземных испытаний должны фокусироваться и отлаживаться в воздухе с такими же изображениями звёзд, которые имеют лётные приборы в их штатных условиях.

Научные публикации

1. Строилов Н.А., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Василейская А.Н., Воронков С.В., Никитин А.В., Форш А.А. Критерии и методы фокусировки высокоточных оптических измерительных систем // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 119-130. DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-3-119-130

Литература

1. Афанасьев В.А., Жилкин А.М., Усов В.С. Автоколлимационные приборы. М.: Недра, 1982. 144 с.
2. Бардин А.Н. Сборка и юстировка оптических приборов. М.: «Высшая школа», 1968. 328 с.
3. Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А., Форш А.А. Стендовое исследование погрешности определения энергетического центра яркости изображения звезд в реальных условиях // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 82-89. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-80-89

4. Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Полянский И. В., Воронков С.В., Белинская Е.В., Строилов Н.А., Полищук Г.С., Трегуб В.П., Завгородний Д.С. Стенды для определения фотограмметрических параметров высокоточных звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 3. С. 107-117. DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-3-107-117
5. Данилевич Ф.М., Никитин В.А., Смирнов Е.П. Сборка и юстировка оптических контрольно-измерительных приборов: Справочное пособие. Л.: «Машиностроение» (Ленинград. отд-ние), 1976. 256 с.
6. Кирилловский В.К., Точилина Т.В. Методы исследования и контроля качества оптических систем: Учебное пособие. СПб: НИУ ИТМО, 2012. 125 с.
7. Кирилловский В.К., Точилина Т.В. Оптические измерения. Часть 2. Теория чувствительности оптических наводок. Роль оптического изображения: Учебное пособие. СПб: Университет ИТМО, 2017. 65 с.
8. Ронки В. Испытание оптических систем. М.-Л.: Гостехтеориздат, 1933. 102 с.
9. Сметанин П.С., Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Никитин А.В. Геометрическая калибровка звездного датчика высокой точности по звездному небу // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 2. С. 9-23. DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-2-9-23
10. Weber L., Brady S. Fast Auto-focus Method and Software for CCD-based Telescopes 2001 Minor Planet Amateur/Professional Workshop, pp. 104-113, Tucson AZ. URL: <https://www.ccdware.com/Files/ITS%20Paper.pdf>

1.3 Определение функции рассеяния точки оптической системой звездных датчиков

Функция рассеяния точки (ФРТ, *англ.* point spread function, PSF) аппроксимирует профиль изображения одиночной звезды или точечного источника. При этом допускается, что яркость исходного изображения будет влиять только на амплитуду сигнала на выходе оптической системы. (Еремин, Харламов, 2018). Знание ФРТ оптической системы необходимо для обработки изображений в ходе юстировки звёздного датчика. Подобранные параметры позволяют анализировать степень рассеянности изображения, которая, в свою очередь, характеризует дефокусировку прибора и aberrации его оптической системы. (Suszyński, Wawryn, 2015) Сложные ФРТ имеют множество параметров и полноценно описывают все aberrации при различных фокусировках. Однако на практике использование сложных функций увеличивает время обработки

изображений. Поэтому становится актуальной задача поиска оптимальной функции, позволяющей аппроксимировать наиболее широкий класс экспериментальных данных с высокой точностью с приемлемым временем обработки.

1.3.1 Требования к аппроксимирующей функции

Для выбранной аппроксимации ФРТ должны выполняться следующие свойства

$$\begin{cases} PSF(x, y, \vec{\lambda}) \geq 0 \\ \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} PSF(x, y, \vec{\lambda}) dx dy = const \end{cases}, \quad (1.8)$$

где $PSF(x, y, \vec{\lambda})$ – выбранная аппроксимация ФРТ;

$\vec{\lambda}$ – вектор параметров аппроксимирующей функции;

x, y – координаты пикселя изображения на фотоприёмной матрице.

Так как на снимке присутствует минимальный пороговый сигнал и случайный шум (Аванесов и др., 2020), его необходимо учитывать при оценке параметров ФРТ, тогда оцениваемая функция будет иметь вид

$$F(x, y, \vec{\lambda}) = n(x, y) + PSF(x, y, \vec{\lambda}),$$

где $n(x, y)$ – сумма минимального порогового сигнала и шума.

На практике случайный шум обладает малой дисперсией относительно минимального порогового сигнала и практически не зависит от координат (x, y) , так что в первом приближении можно считать

$$n(x, y) = z_0 = const,$$

где z_0 – значение порогового сигнала, при этом z_0 будет являться одним из параметров оцениваемого вектора $\vec{\lambda}$. Для удобства и высокой скорости оценки вектора $\vec{\lambda}$ выбранная аппроксимирующая функция должна зависеть от как можно меньшего числа параметров и быть как можно более простой.

1.3.2 Аппроксимация ФРТ функцией распределения Гаусса

Идеальная оптическая система при наилучшей фокусировке формирует изображение одиночной звезды в фокальной плоскости в виде диска Эйри. При незначительной расфокусировке меняется распределение энергии между основным пятном и кольцами. Наиболее простой функцией для аппроксимации основного сигнала, которая удовлетворяет условию (1.8), является двумерная функция распределения Гаусса (Аванесов, 2009)

$$G(x, y) = z_0 + a \cdot e^{-\left(\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2} + \frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2} \right)},$$

где a – амплитуда функции;

x_0, y_0 – координаты x, y центра функции;

$2\sigma_x^2, 2\sigma_y^2$ – параметры, характеризующие дисперсию функции Гаусса;

Пример кривой G изображен на рисунок 1.20.

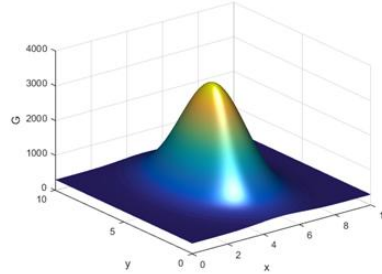


Рисунок 1.20 - Пример кривой G

Так как у данной функции переменные x и y статистически независимы, критерием рассеянности звезды с такой ФРТ может служить параметры σ_x и σ_y , соответствующие расстоянию между точками перегиба функции Гаусса. Внутри этого диаметра сосредоточено 68 % энергии изображения звезды.

Как будет показано ниже, данная аппроксимация показывает приемлемый результат для оптических систем с незначительными aberrациями. Для расфокусированных устройств, на краях поля изображений и при наклоне приёмника относительно фокальной плоскости показатели качества резко ухудшаются. Следовательно, функция Гаусса не позволяет в полной мере оценить качество изображения для любых оптических систем.

Функция G не учитывает возможную статистическую зависимость переменных x и y , поэтому следует провести аппроксимацию одной функцией Гаусса, повернутой на угол θ . Данная аппроксимация будет иметь вид

$$G_1(x, y) = z_0 + a \cdot e^{-\left(\frac{((x-x_0) \cdot \cos(\theta) - (y-y_0) \cdot \sin(\theta))^2}{2 \cdot \sigma_x^2} + \frac{((x-x_0) \cdot \sin(\theta) + (y-y_0) \cdot \cos(\theta))^2}{2 \cdot \sigma_y^2} \right)}.$$

1.3.3 Альтернативная аппроксимация ФРТ

Проанализировав различные снимки звезд при разных дефокусировках и положениях звезды на матрице, была выбрана следующая функция, представляющая собой сумму двух функций распределения Гаусса, повернутых на определенный угол и смещенных друг относительно друга

$$G_2(x, y) = z_0 + a_1 \cdot e^{-\left(\frac{((x-x_{01})\cos(\theta)-(y-y_{01})\sin(\theta))^2}{2\sigma_{x1}^2} + \frac{((x-x_{01})\sin(\theta)+(y-y_{01})\cos(\theta))^2}{2\sigma_{y1}^2}\right)} +$$

$$+ a_2 \cdot e^{-\left(\frac{((x-x_{02})\cos(\theta)-(y-y_{02})\sin(\theta))^2}{2\sigma_{x2}^2} + \frac{((x-x_{02})\sin(\theta)+(y-y_{02})\cos(\theta))^2}{2\sigma_{y2}^2}\right)} \quad (1.9)$$

где a_1, a_2 – амплитуды 1-й и 2-й функции Гаусса (при этом a_2 может принимать отрицательные значения);

$x_{01}, x_{02}, y_{01}, y_{02}$ – координаты x, y центра 1-й и 2-й функции Гаусса;

$2\sigma_{x1}^2, 2\sigma_{x2}^2, 2\sigma_{y1}^2, 2\sigma_{y2}^2$ – параметры, характеризующие дисперсию 1-й и 2-й функции Гаусса;

θ – угол поворота обеих функций Гаусса.

На рисунок 1.21 изображены примеры функции G_2 с разными параметрами.

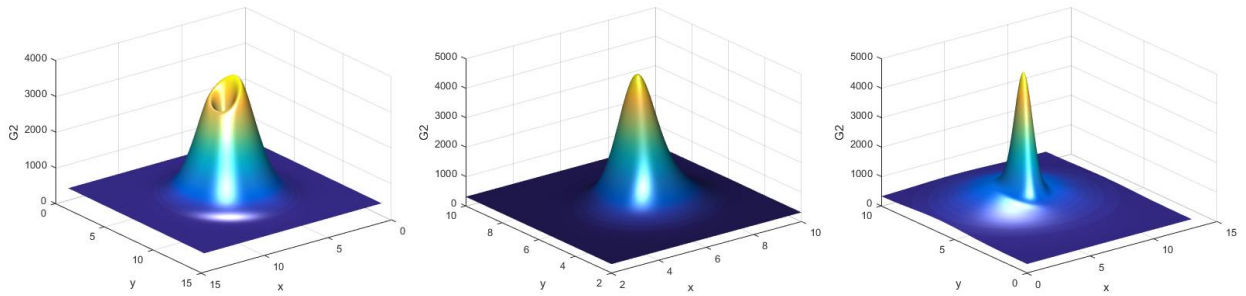


Рисунок 1.21 - Примеры кривой G_2 с параметрами табл. 1.2 № 10, 5 и 7

Для оценки рассеянности изображения звезды будем пользоваться σ . У данной функции, в отличие от функции распределения Гаусса, переменные x и y имеют статистическую зависимость, поэтому помимо компонент σ_x и σ_y будет присутствовать совместная компонента σ_{xy} . Однако повернутые на угол θ координаты

$$\begin{cases} x' = x \cdot \cos(\theta) - y \cdot \sin(\theta) \\ y' = x \cdot \sin(\theta) + y \cdot \cos(\theta) \end{cases}$$

будут статистически независимыми. Поэтому, для уменьшения количества компонент σ , оно рассчитывалось в координатах x', y' .

Для нахождения σ выражения (2) по x' приравняем $\theta = 0$, z_0 также будем считать равным 0, т.к. этот параметр не оказывает влияния на значение σ . Тогда $\sigma_{x'}$ будет находиться следующим образом

$$\sigma_{x'} = \sqrt{\int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} Ax^2 G_2(x, y) dx dy} = \sqrt{\frac{2a_1(\sigma_{x1}^2 + (M_x - x_{01})^2)\sigma_{x1}\sigma_{y1} + 2a_2(\sigma_{x2}^2 + (M_x - x_{02})^2)\sigma_{x2}\sigma_{y2}}{a_1\sigma_{x1}\sigma_{y1} + a_2\sigma_{x2}\sigma_{y2}}},$$

$$\text{где } M_x = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} Ax G_2(x, y) dx dy = \frac{a_1\sigma_{x1}\sigma_{y1}x_{01} + a_2\sigma_{x2}\sigma_{y2}x_{02}}{a_1\sigma_{x1}\sigma_{y1} + a_2\sigma_{x2}\sigma_{y2}} - \text{математическое ожидание;}$$

$$A = \left(\int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} G_2(x, y) dx dy \right)^{-1} = \frac{1}{\pi(a_1\sigma_{x1}\sigma_{y1} + a_2\sigma_{x2}\sigma_{y2})} - \text{нормирующий коэффициент.}$$

Аналогично σ по y' будет равняться

$$\sigma_{y'} = \sqrt{\frac{2a_1(\sigma_{y1}^2 + (M_Y - y_1)^2)\sigma_{x1}\sigma_{y1} + 2a_2(\sigma_{y2}^2 + (M_Y - y_2)^2)\sigma_{x2}\sigma_{y2}}{a_1\sigma_{x1}\sigma_{y1} + a_2\sigma_{x1}\sigma_{y1}}}.$$

Вектор параметров функции G_2 будет иметь вид

$$\vec{\lambda} = (z_0, a_1, a_2, x_{01}, x_{02}, y_{01}, y_{02}, \sigma_{x1}, \sigma_{x2}, \sigma_{y1}, \sigma_{y2}, \theta).$$

Для оценки данного вектора будем пользоваться критерием максимума коэффициента взаимной корреляции, который вычисляется согласно следующему выражению

$$\rho = \frac{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M (G_2(x_i, y_j, \vec{\lambda}) - \overline{G_2})(Ge_{i,j} - \overline{Ge})}{\sqrt{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M (G_2(x_i, y_j, \vec{\lambda}) - \overline{G_2})^2 \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M (Ge_{i,j} - \overline{Ge})^2}} \cdot 100\%,$$

где N и M – размеры окна по x и y в котором находится изображение звезды,

Ge – значения яркости пикселя в исходном изображении. Использование данного критерия позволит добиться максимального совпадения формы экспериментальных данных и аппроксимации.

1.3.4 Сравнение функций аппроксимации

Для сравнения качества аппроксимации функций G_2 , G_1 и G была проведена обработка 106-ти изображений тест-объектов и реальных звёзд, полученных на различных оптических системах при различной дефокусировке.

Результаты в виде графиков коэффициента взаимной корреляции σ_x и σ_y в зависимости от индекса звезды представлены на рисунке 1.22. Значения отсортированы в порядке возрастания σ_x для функции G_2 . На рисунке 1.23 представлены зависимости σ_x и σ_y от ρ .

По рисункам 1.22 и 1.23 видно, что функция G_2 показывает стабильные показатели качества во всей выборке и демонстрирует менее выраженную зависимость оценки рассеянности изображения от ρ . Во всех случаях коэффициент взаимной корреляции ρ для функции G_2 не опускается ниже 98,9 %, что говорит о хорошем подборе параметров. Для функций G_1 и G коэффициент ρ принимает различные значения и падает до 94 % и 85 % соответственно.

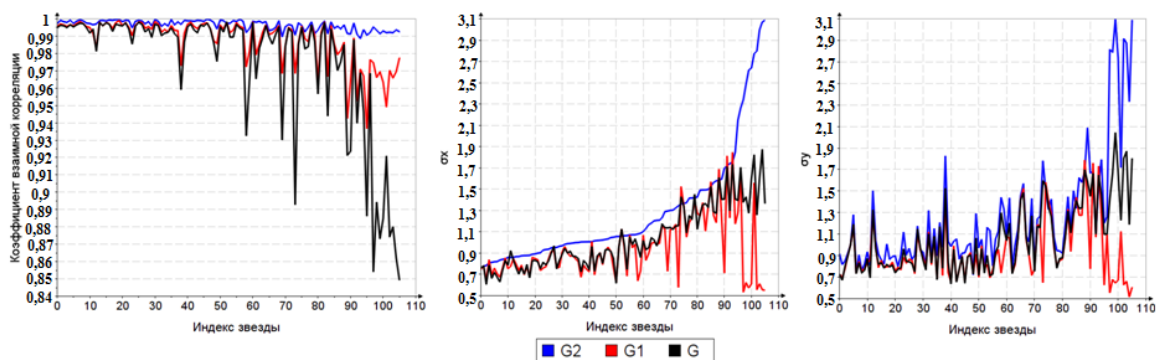


Рисунок 1.22 - Результаты аппроксимации выборки для 106 изображений

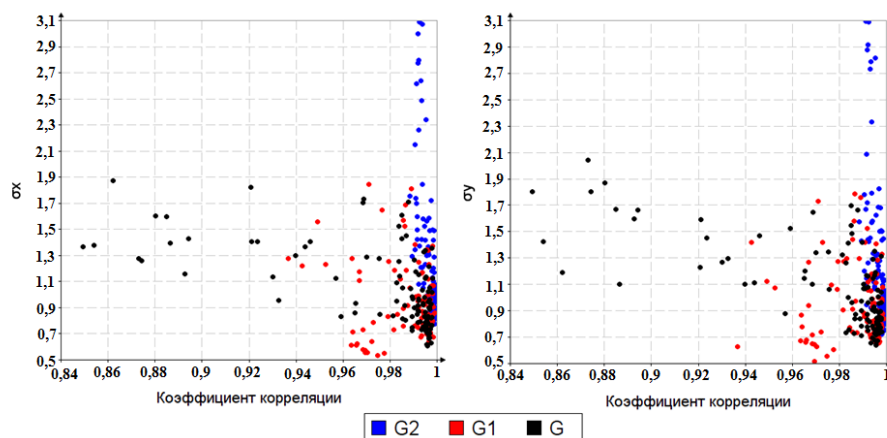


Рисунок 1.23 - Зависимость σ_x и σ_y от коэффициента взаимной корреляции выборки в 106 изображений

На рисунке 1.22 видны отличия в значениях σ_x и σ_y трёх исследуемых функций для звёзд с индексом более 90 (σ_x и σ_y больше 1,7). Видно, что функция G сильно, а G_1 незначительно, занижают параметры σ_x и σ_y . Это ошибочные результаты, поскольку коэффициент ρ функций G_1 и G уменьшается, в отличие для функции G_2 . Визуальный анализ подтверждает ошибку: звёзды значительно расфокусированы вплоть до кольцеобразной формы. Это показано ниже на конкретных примерах. На рисунке 1.23 прослеживаются линейные зависимости параметров σ_x и σ_y от ρ для функций G_1 и G , что также говорит о неадекватности результатов.

Подробные результаты для десяти наиболее показательных примеров приведены в таблицах 1.2, 1.3 и 1.4. Результаты в виде изображений представлены на рисунке 1.24а. На рисунке 1.24б изображены остаточные рассогласования в ходе аппроксимации, номер строки соответствует номеру примера в таблицах 1.2 и 1.3. Контраст яркости пикселей подобран по максимальному пикселю в каждом примере отдельно для изображений в рисунках 1.24а и в 1.24б.

Таблица 1.2 – Примеры аппроксимации функцией G_2

№ п/п	z_0	a_1	x_{01}	y_{01}	$2\sigma_{x1}^2$	$2\sigma_{y1}^2$	a_2	x_{02}	y_{02}	$2\sigma_{x2}^2$	$2\sigma_{y2}^2$	$\theta, ^\circ$	σ_x	σ_y	$\rho, \%$
1	311	4186	6,52	5,66	3,78	4,03	-2622	6,51	5,98	0,6	0,17	9,2	1,41	1,45	99,7
2	305	1753	6,17	5,51	4,85	2,81	2010	6,05	5,97	0,26	0,34	-9,7	1,49	1,15	99,2
3	313	4163	7,14	8,07	5,71	4,49	-2849	7,69	8,07	1,15	0,5	4,6	1,75	1,57	98,9
4	316	1539	6,45	5,58	2,22	7,84	2874	5,85	5,76	0,37	0,48	5,2	1,01	1,83	99,7
5	312	1701	6,44	6,27	2,44	1,8	2633	5,7	6,27	0,44	0,76	-16	1,02	0,87	99,9
6	300	981,5	5,68	6,21	10,6	3,2	2733	6,84	7,01	0,58	0,33	17,2	2,15	1,2	99,1
7	316	3832	5,83	5,31	0,47	0,42	849,7	6,05	5,99	18	6,77	1	2,77	1,72	99,2
8	306	2358	5,83	5,37	0,61	1,96	1385	5,6	5,83	4,95	4,76	-22	1,37	1,43	99,3
9	262	353,7	6,29	6,34	2,47	6,86	369,6	6,3	6,57	0,45	7,94	39,5	0,95	1,9	99,9
10	330	3939	6,8	7	4,8	5,4	-2059	7,1	7,1	0,48	0,6	13,9	1,58	1,69	99,7

Таблица 1.3 – Примеры аппроксимации функцией G_1

№ п/п	z_0	a	x_0	y_0	$2\sigma_x^2$	$2\sigma_y^2$	$\theta, ^\circ$	σ_x	σ_y	$\rho, \%$
1	311	3362	6,538	5,579	4,587	4,986	11,5	1,514	1,579	98,6
2	305	2281	6,109	5,671	2,54	1,778	- 5,7	1,127	0,943	96,7
3	313	3195	6,995	8,081	6,836	6,075	17,1	1,849	1,743	97,1
4	316	2512	6,211	5,671	1,324	4,124	2,1	0,814	1,436	97,3
5	312	3173	6,063	6,227	1,565	1,269	4	0,885	0,796	99,4
6	300	1959	6,558	6,827	3,353	0,874	- 5,1	1,295	0,661	93,6
7	316	1788	5,79	5,547	4,947	2,519	0,9	1,573	1,122	94,9
8	306	2889	5,731	5,608	2,258	3,325	- 14,8	1,063	1,289	98,8
9	262	688	6,249	6,403	1,144	6,832	39,2	0,756	1,848	99,8
10	330	3242	6,813	7,04	5,637	6,309	3,8	1,679	1,776	98,6

Таблица 1.4 – Примеры аппроксимации функцией G

№ п/п	z_0	a	x_0	y_0	σ_x	σ_y	$\rho, \%$
1	324	3999	6,538	5,579	1,545	1,43	98,5
2	312	2281	6,109	5,671	1,364	1,112	94,4
3	335	4039	6,995	8,081	1,731	1,645	96,9
4	321	2512	6,211	5,671	0,83	1,527	97,3
5	315	3871	6,063	6,227	0,875	0,776	99,2
6	304	1959	6,558	6,827	1,394	1,099	88,6
7	316	1788	5,79	5,547	1,874	1,191	86,2
8	313	2889	5,731	5,608	1,262	0,983	98,3
9	262	532,8	6,249	6,403	1,21	1,368	99,0
10	330	3229	6,813	7,04	1,679	1,776	98,6

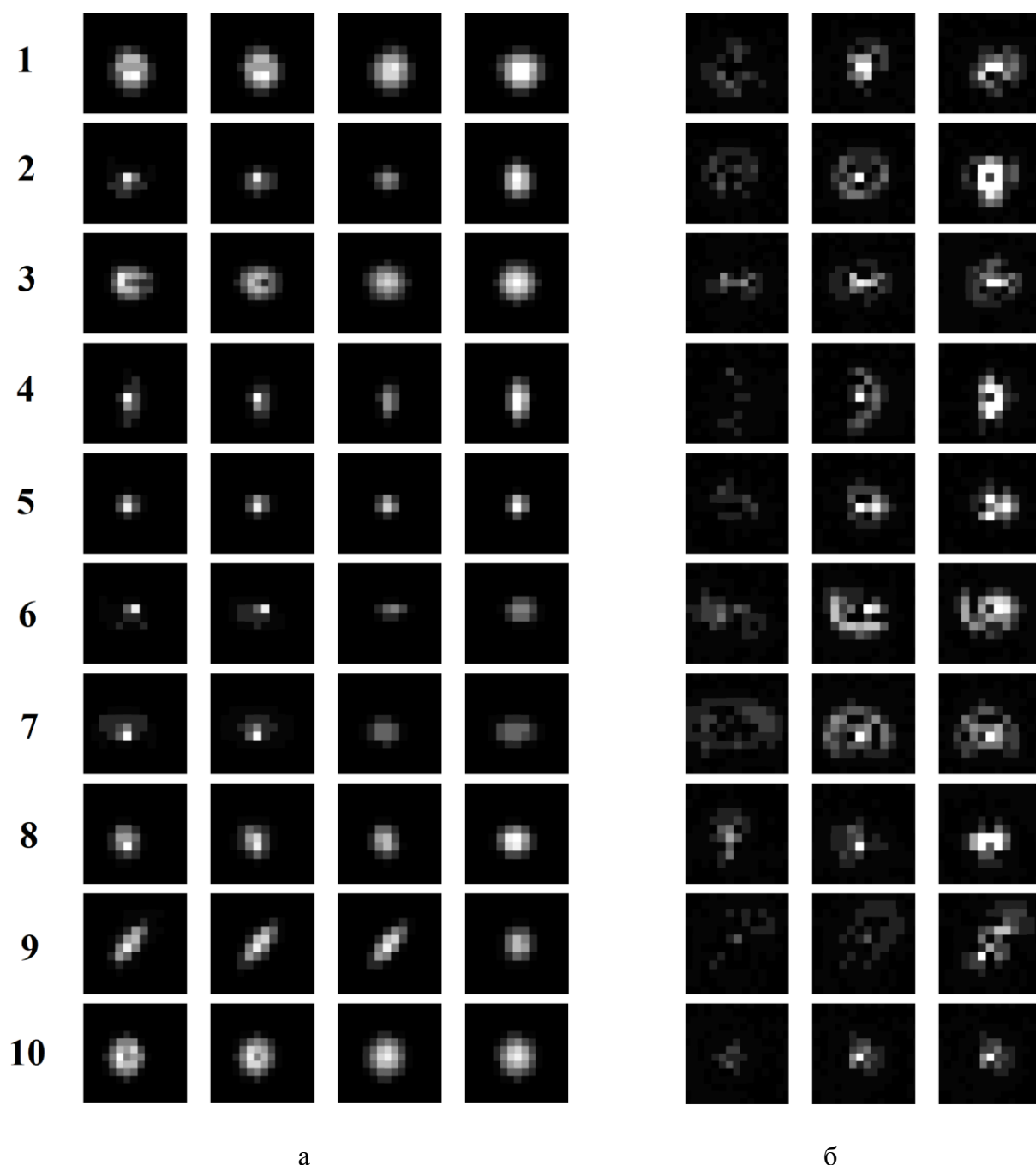


Рисунок 1.24 - Результат аппроксимации ФРТ для примеров 1 - 10

Из таблиц 1.2 и 1.3 и рисунка 1.24б видно, что функция G_2 показывает лучшие качество аппроксимации в примерах 2, 3, 4, 6, 7, соответствующих расфокусированным приборам и изображениям на краю матрицы. Показательным является пример 6, который даёт сильно отличающиеся результаты для различных функций. Однако в остальных случаях разница не столь существенна и использование функции G_2 для аппроксимации ФРТ выглядит избыточным.

Выводы

В работе были рассмотрены три аппроксимирующие ФРТ:

- 1) функция Гаусса;
- 2) функция Гаусса, учитывающая поворот;
- 3) двойная функция Гаусса.

Одиночная функция Гаусса даёт приемлемые результаты при обработке симметричных изображений одиночных звёзд, которые расположены в центре поля зрения. Функция, учитывающая наклон изображения, также качественно аппроксимирует изображения, искажённые комой. Данные функции приемлемы для оценки размытости изображений звёзд, имеющих σ_x и σ_y не более 1,3. При обработке расфокусированных изображений эти функции показывают недостоверные результаты, занижая параметры оценки.

Наилучший результат даёт функция, состоящая из суммы двух функций Гаусса. Она даёт точную оценку ФРТ оптической системы при любых видах аберраций и показывает высокое качество аппроксимации. В 100 % рассмотренных случаях коэффициент взаимной корреляции выше 98,9 %, что говорит о высокой степени достоверности подобранных параметров. Данная аппроксимация показала лучшие результаты на краях поля зрения и при сильной дефокусировке изображения. Функция позволяет обрабатывать расфокусированные кольцеобразные изображения звёзд и показывает достоверный результат. Недостатком двойной функции является сложный алгоритм подбора параметров аппроксимации, и как следствие – длительное время обработки.

Научные публикации

1. Строилов Н.А., Базина Е.А., Купцов Т.В., Никитин А.В., Эльяшев Я.Д., Юматов Б.А. Определение функции рассеяния точки оптической системы звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. – одобрена к публикации

Литература

1. Аванесов Г.А., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д. Астрометрическая модель звездного датчика ориентации космического аппарата // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020.Т. 17. № 1. С. 89-98. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-1-89-98

2. *Аванесов Г.А., Кондратьева Т.В., Никитин А.В.* Исследование смещения энергетического центра изображений звезд относительно геометрического центра на ПЗС-матрице и коррекция методической ошибки // Всерос. научно-техн. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: сб. тр. Таруса, 22-25 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 421-446.
3. *Еремин Е.О., Харламов Г.Ю.* Инструментальный фотометрический стандарт для бортовых оптико-электронных приборов космических систем мониторинга околоземного пространства // Труды МАИ. 2019. № 104.
4. *Конюхов А.Л., Костевич А.Г., Курячий М.И.* Определение функции рассеяния точки по характерным фрагментам изображений // Доклады ТУСУР. 2012. № 2-1.
5. *Suszyński R., Wawryn R.* Stars' centroid determination using PSF-fitting method // Metrology and Measurement Systems. 2015. № 22(4).

1.4 Прибор звездной ориентации высокой точности для КА ДЗЗ нового поколения

В 2021 году была закончена разработка прибора звездной ориентации высокой точности, которая длилась 7 лет. Первые летные образцы приборов поставлены для комплектования космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) нового поколения. По отношению к приборам звездной ориентации предыдущего поколения (рисунок 1.25), в новой разработке улучшены технические характеристики в 5 - 10 раз практически по всем показателям: по частоте обновления информации, диапазону рабочих угловых скоростей и помехозащищенности. Но главная цель, которая преследовалась при разработке прибора - повышение точности его угловых измерений на порядок. В результате достигнутые характеристики по точности измерения ориентации составляют 0,4 доли угловой секунды (1 СКО). Разработанный прибор звездной ориентации на текущий момент наиболее высокоточный среди европейских фирм-производителей и уступает по точности только американскому прибору аналогу HAST (High Accuracy Star Tracker) производства Ball Aerospace, который при этом в 6 раз тяжелее прибора ИКИ РАН - 25 кг против 4 кг.

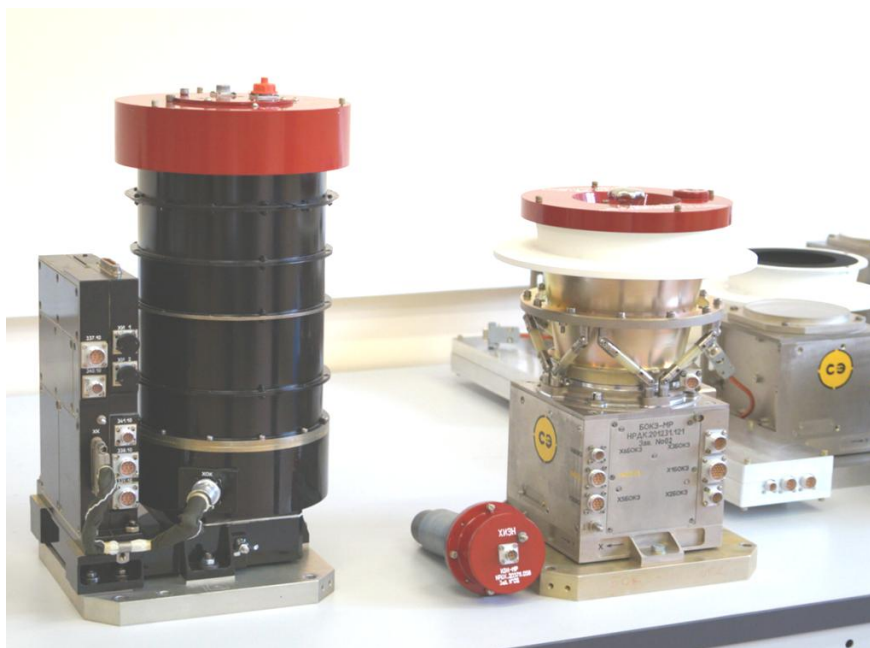


Рисунок 1.25 - Прибор звездной ориентации предыдущего поколения (слева), прибор звездной ориентации нового поколения (справа)

Звездные приборы используются на КА ДЗЗ в системе управления угловым движением, работая в непрерывном режиме и измеряя параметры ориентации с частотой до 10 Гц в течение всего срока службы КА. Но столь высокие точности измерений ориентации требуются для решения задачи геопривязки снимков ДЗЗ высокого разрешения к географической сетке координат с погрешностью единиц метров, что наряду с другими показателями определяет их качество. Погрешности измерения угловой ориентации КА в одну угловую секунду при съемке с высоты 800 км приводят к погрешностям геопривязки 4 - 7 м в зависимости от угла тангажного наклона.

Задача снижения погрешностей измерения ориентации с единиц угловых секунд до долей угловых секунд потребовала решения целого комплекса технических вопросов: разделения совокупной погрешности измерения на составляющие, детальное исследование каждой из них и нахождение мер по их снижению.

Снижение случайной составляющей погрешности в компактных габаритах прибора потребовало перехода на новые КМОП фотосенсоры с меньшим размером пикселя и разработки качественно новой светосильной оптики. Это породило новые технические трудности, которые не возникали ранее. Диапазон резкости изображения в созданной оптической системе снизился до 10 мкм, это означало, что с такой точностью необходимо выставить и удержать положение фоточувствительной матрицы относительно объектива на протяжении всей миссии и испытаний во всем диапазоне нагрузок и температур. Более того, оказалось, что при переходе в вакуум плоскость наилучшей фокусировки объектива

смещается на 40 мкм, что означает, что при сборке прибора на воздухе он должен быть расфокусирован на такую величину и отправится в космос несфокусированным, с пониманием того, что в вакууме изображение соберется и достигнет требуемого качества.

Указанные особенности потребовали создания новых методов моделирования оптической системы, расчета форм функций рассеяния точки (ФРТ) и погрешности определения энергетического центра изображений звезд в зависимости от положения матрицы, температуры, вакуума и спектра звезд. Потребовалось создание новых стендов, сочетающих термовакуумную камеру и высокоточные оптические измерения, а также методов оценки ФРТ по реальным изображениям и определения по ним положения оптимальной фокусировки.

На все это накладывался еще один технический аспект. Радиационная стойкость КМОП-матрицы, по структурным повреждениям накопленная за всю миссию, обеспечивалась только при температуре ее кристалла ниже 0 °С. Понимание вопросов радиационной стойкости матрицы было достигнуто только после проведения большого количества радиационных испытаний по влиянию всех факторов космического пространства. Обеспечение радиационной стойкости фотоприемника потребовало создания в приборе холодильника КМОП-матрицы на основе элементов Пельтье, а также узла тепловой развязки, установленного между матрицей и объективом. Таким образом, точность фокусировки должна обеспечиваться с учетом указанных конструктивных особенностей и только в вакууме, так как включение холодильника на воздухе приводит к выпадению конденсата. Кроме того, для подтверждения и исследования эффективности холодильника и его конструкции был создан макет прибора с КМОП-матрицей облученной нейтронами.

Другая составляющая погрешности прибора вызвана неточностью знания параметров калибровки его оптической системы: фокусного расстояния, координат главной точки, функции обобщенной дисторсии. Погрешности калибровки приводят к неточностям определения направлений на звезды по измеренным, пусть и с высокой точностью, координатам их изображений на снимке. В результате моделирования было показано, что параметры калибровки изменяются от температуры, спектра звезды и вакуума. Это моделирование во многом влияло на разработку объектива и конструкции прибора. Для обеспечения высокоточной калибровки были разработаны методы и алгоритмы калибровки прибора по звездам в ходе его штатной работы в космосе. Также были разработаны программные средства, внедренные в наземные пункты приема данных, которые должны обеспечить контроль и оценку указанных параметров.

Другая вновь выявленная погрешность прибора была вызвана влиянием звезд-

соседей с меньшим блеском на определение координат основных гидрируемых звезд. Для учета этого эффекта были разработаны методы моделирования и оценки погрешностей определения координат звезд на изображениях прибора при наличии на их фоне звезд-соседей, а также методы составления бортовых каталогов на основании компиляции астрономических каталогов Gaia и Hipparcos. Кроме того, для дальнейшего исследования данного эффекта при летной эксплуатации приборов на фоне их штатной работы в наземные пункты приема будут многократно передаваться изображения звезд и их окружения. В результате звездный датчик впервые начинает использоваться как научный астрономический прибор для составления карты звездного неба с низким угловым разрешением.

Еще одна составляющая погрешности, которая не учитывалась в предыдущих приборах, но, как было показано, имела принципиальное значение, вызвана термоупругими деформациями конструкции прибора. Для минимизации этой погрешности были разработаны методы моделирования и расчета величины этой погрешности. Было проведено огромное количество расчетов, в результате каждого из которых менялась конструкция прибора. В общей сложности было осуществлено более 30 шагов модернизации конструкции прибора и реализованы оригинальные решения. В частности, бленда прибора установлена на изостатические опоры теплоизолятора, которые минимизируют тепловой поток от Солнца на измерительный базис прибора. Изменена конструкция космического аппарата – звездный прибор впервые для отечественных КА размещен в приборном отсеке и для него реализована бленда-радиатор, которая обеспечивает его тепловой режим и др.

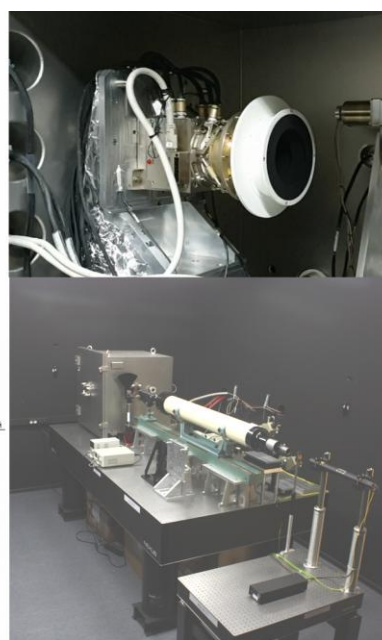
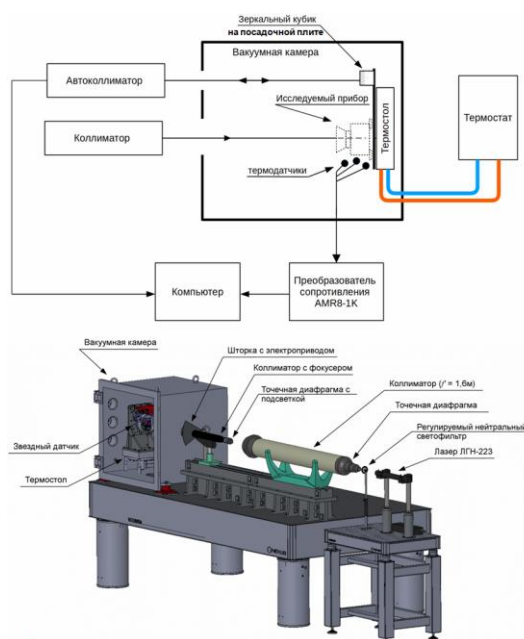


Рисунок 1.26 - Стенд для контроля фокусировки и измерения величин термоупругих деформаций прибора

После изготовления прибора необходимо было доказать, что расчетные величины термоупругих деформаций соответствуют действительности. Для этого потребовалось создание стендовой базы (рисунок 1.26), основанной на базе теромовакуумной камеры с оптическими входами, набора коллиматоров и автоколлиматоров, а также разработка методов измерения термоупругих деформаций и погрешностей прибора, вызванных ими. В результате огромной работы по настройке стенда и отработке методов испытаний длительностью три года было показано, что расчетные величины полностью соответствуют эксперименту. Например, расчетом показано, что при включении холодильника Пельтье КМОП-матрица придвигается к объективу на 13 мкм, ровно такие величины измеряются в экспериментах, которые проходят со всеми приборам. Таких приборов изготовлено уже двадцать.

Отдельно следует сказать о программном обеспечении прибора, в которое вошли все наработки, накопленные в предыдущих поколениях приборов, и реализованы новые функции: выделение и устранение дефектных пикселей на изображении без наличия затвора на фоне штатной работы, свертка изображений звезд на большой угловой скорости, помехозащищенное кодирование Хемминга и исправление ошибок всей памяти прибора и др. Кроме того, прибор, в основном, построен на отечественной элементной базе, а отработка его алгоритмов и подтверждение точностных характеристик потребовала большого количества испытаний как на стендах, так и на реальных звездах в статике и на поворотных платформах. В общей сложности на отработку ПМО прибора ушел год непрерывающихся испытаний.

С уверенностью можно сказать, что прибор звездной ориентации высокой точности является одной из наиболее сложных разработок, доведенных до промышленного производства, среди аппаратуры, созданной в направлении оптико-электронного приборостроения в последнее десятилетие, а его создание, безусловно, является выдающимся результатом ИКИ РАН.

Научные публикации

1. Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Василейская А.Н., Воронков С.В., Кобелева А.А., Строилов Н.А. Прибор звездной ориентации высокой точности для КА ДЗЗ нового поколения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 114-118. DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-3-114-118

Раздел 2. Аналитические записки по перспективным направлениям исследований

Исполнители: отв. исп.: д.т.н., профессор, г.н.с. Г.А. Аванесов; м.н.с. Б.А. Юматов, м.н.с. Е.В. Белинская, д.т.н., заведующий отделом Р.В. Бессонов, н.с. А.Н. Василейская

2.1 Исследование перспектив изменения климата Земли под влиянием особенностей орбитального движения планеты и антропогенных факторов

Изменения климата и связанные с ними проблемы касаются всех без исключения жителей нашей планеты. В своих рассуждениях, предположениях и выводах авторы, с одной стороны, опираются на известные результаты палеонтологических исследований климата, а с другой, на собственный опыт разработки и эксплуатации съемочных и навигационных систем в космосе, а также на опыт проектирования околоземных и межпланетных траекторий полета КА в поле тяготения Солнца и планет солнечной системы.

Первое говорит о том, что потепление климата началось сразу после окончания большого ледникового периода примерно 30 тыс. лет тому назад. Второе указывает на то, что в этот же период началось, продолжается в наше время и сохранится в обозримом будущем постепенное уменьшение эксцентриситета орбиты Земли, сопровождающееся уменьшением наклона оси её вращения. Предполагается, что указанные особенности орбитального движения Земли в сочетании с вариациями солнечной активности способны создавать условия для глобальных изменений климата.

Начавшееся во второй половине XX века потепление климата, вызывает естественную озабоченность. Необходимо досконально выяснить его причины и выработать стратегию поведения человечества во вновь открывающихся обстоятельствах. При этом далеко не все согласны с тем, что основной причиной происходящих изменений климата стала индустриализация. Действительно, с момента ее начала в середине XIX века, человек не показал себя рачительным хозяином планеты. За исторически короткое время человек успел серьезно засорить Мировой океан, атмосферу планеты и даже околоземное космическое пространство. Все это сейчас уже осознано наукой и, отчасти, обществом.

Промышленные выбросы углекислого газа вполне могли нарушить природный углеродный цикл, но решение проблемы его избытка, по мнению авторов, следовало бы искать в промышленном отборе газа из атмосферы и его хранении. В отдаленной перспективе можно думать и об использовании запасов углекислого газа для

регулирования климата планеты.

Потребность в углеводородном топливе из-за широкого распространения работающих на нем машин может сохраниться в будущем на многие десятилетия. Удовлетворять ее можно было бы, используя запасы углекислого газа. Сообщения о проведении экспериментов по синтезу экологически чистого топлива из атмосферного углерода регулярно появляются в печати. Одно из недавних сообщений такого рода говорит о том, что в Китае создана экспериментальная установка. С ее помощью при относительно не больших затратах энергии было произведено дизельное топливо с цетановым числом 90). Энергию для синтеза топлива следовало бы при этом черпать из возобновляемых источников: солнечных и ветровых электростанций.

Осознанно включиться в углеродный цикл задача посильная для современной науки. Однако не стоит преувеличивать могущество человечества. Человек не властен над вулканическими процессами в земной коре. Не может противостоять, например, астероидной опасности. Не способен установить прочный мир между странами и народами. Возможно, все это изменится в будущем, но можно не сомневаться в том, что человеку никогда не удастся управлять активностью Солнца, или вмешиваться в действие закона Всемирного тяготения. Именно Солнце и непререкаемый закон его гравитационного взаимодействия с планетами Солнечной системы играют главную роль в жизни Земли и ее обитателей, влияя, в том числе, и на климат.

История климата нашей планеты знает, что на Земле постоянно чередуются периоды больших и малых потеплений и похолоданий. После Большого ледникового периода, завершившегося около 30 тыс. лет тому назад, началось глобальное потепление, но череда относительно не больших по времени потеплений и похолоданий не прекратилась (Westerhold et al., 2020).

На рисунке 2.1 показан график изменения среднегодовой температуры Земли за последние 66 млн лет. Этот график – результат длительной работы группы специалистов по климату, построен в рамках международного проекта CENOGRID (CENOzoic Global Reference benefic foraminifera carbon and oxygen Isotope Dataset).

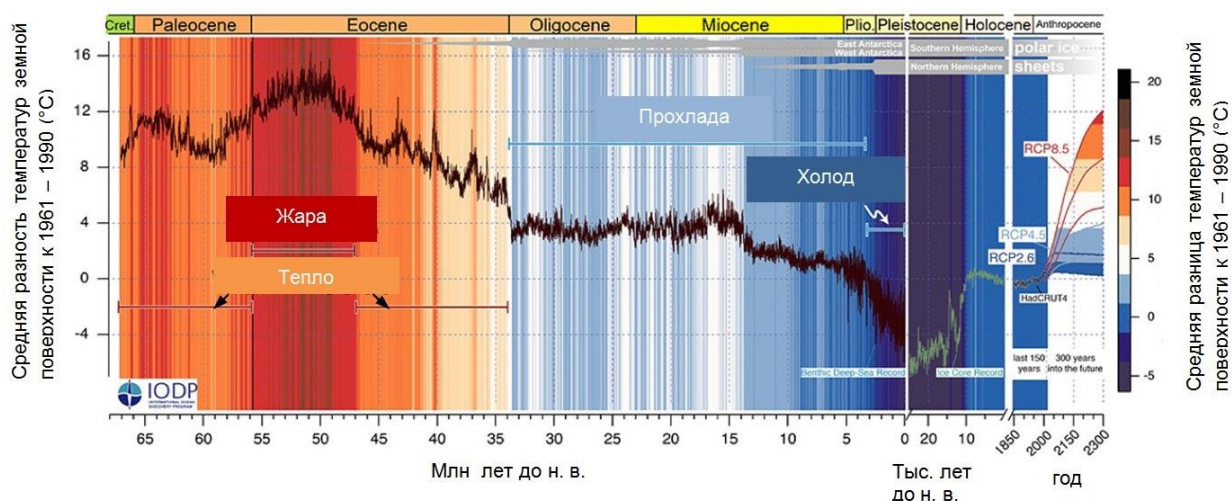


Рисунок 2.1 - График изменения среднегодовой температуры Земли в последние 66 млн лет

В правой части графика, приведенного на рисунке 2.1, показаны возможные сценарии дальнейшего развития событий, разработанные Межправительственной группой экспертов (МГЭИК). Разномасштабность графика в его левой и правой части, создает иллюзию равновеликости происходящих в них событий. Если этот же график представить в масштабе левой его части, то все, что происходит в последние 30 тыс. лет, окажется лишь продолжением выхода планеты из большого ледникового периода. Все похолодания и потепления климата последних тысячелетий предстанут на графике в виде «незначительных» событий, накладывающихся на общую тенденцию к росту среднегодовой температуры.

Прогноз, данный авторами графика, приведенного на рисунке 2.1, перекрывает всю гамму возможных вариантов от самого пессимистического RCP8.5 до самого оптимистического RCP2.6.

В последние 2000 лет в истории нашей планеты ясно выделяются четыре сменяющих друг друга климатических цикла: Римский климатический оптимум (0 – 400 гг.), Климатический пессимум раннего Средневековья (400 – 1000 гг.), Средневековый климатический оптимум (1000 – 1300 гг.) и, наконец, Малый ледниковый период (1300 – 1850 гг.) (Behringer, 2007).

В свою очередь, в Малом ледниковом периоде выделяются три вековых цикла солнечной активности: минимум Вольфа (1280 – 1340 гг.), минимум Шпёрера (1450 – 1540 гг.) и минимум Маундера (1645 – 1715 гг.). Вековые циклы солнечной активности имеют продолжительность 70 – 100 лет. Они выражаются в виде модуляции 11-летних циклов.

Из всего вышеизложенного можно заключить, что на протяжении многих тысячелетий среднегодовая температура на нашей планете менялась в очень широких

пределах и человека в этом винить никак нельзя. Более того, можно с уверенностью предположить, что череда потеплений и похолоданий будет происходить на нашей планете и в будущем.

Один из прогнозов дальнейшего развития событий содержится в работах Главной астрономической обсерватории (ГАО РАН), где прямо говорится, что «Повышение концентрации парниковых газов – не причина, а напротив, естественное следствие роста температуры, обусловленное длительным повышением величины солнечной постоянной. Рост концентрации CO_2 в атмосфере происходит с запаздыванием от момента начала глобального потепления на время, необходимое для прогрева Мирового океана...» (Абдусаматов, 2007; Абдусаматов, 2003). В этих же работах ГАО РАН, исходя из анализа долговременных наблюдений активности Солнца, приводится прогноз очередного похолодания климата Земли к середине этого века и наступления очередного 200-летнего цикла глобального потепления в начале XXII века, рисунок 2.2. Возможно, что отмеченное в конце прошлого века снижение солнечной активности окажется началом очередного векового цикла, подобного минимуму Маундера.

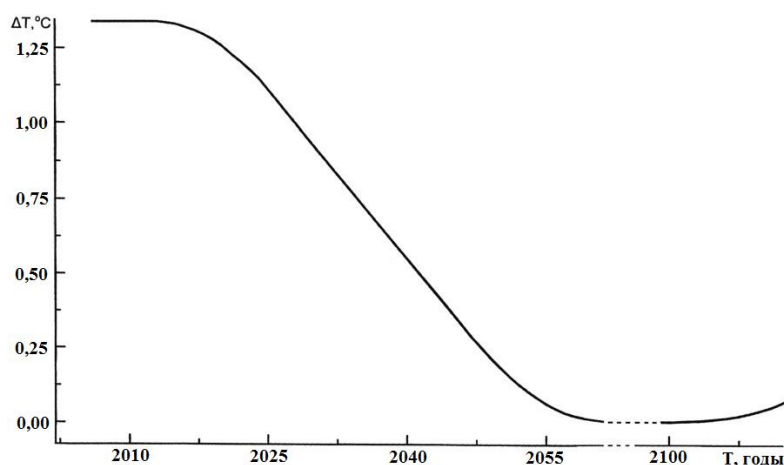


Рисунок 2.2 - Прогноз глубокого похолодания климата ГАО РАН к середине XXI века

Таким образом, становится понятно, что периоды потепления и похолодания климата неоднократно повторялись в прошлом, и обязательно будут происходить в будущем. Понятно, что человечество не будет радо ни тому, ни другому.

Понятно и другое, проблема изменения климата существует, и, независимо от вызвавших ее причин, необходимо принимать меры, обеспечивающие существование и дальнейшее развитие человеческого сообщества. При этом человек, на данном этапе, повинен лишь в том, что его деятельность, возможно, ускорила процесс потепления (Семенов, 2012).

Как на самом деле будут развиваться события, покажет уже совсем не далекое будущее. Рост содержания CO_2 в атмосфере быстро остановить невозможно. Для этого надо было бы остановить работу промышленности во всем мире, что само по себе стало бы катастрофой. Значительного снижения объема сжигаемых углеводородов можно ждать лишь через несколько десятилетий. Естественное же снижение температуры на планете можно ожидать уже в этом десятилетии.

Проблемы, связанные с изменением климата начали волновать науку не вчера. На рубеже XIX – начала XX веков наука уже располагала обширными знаниями в области океанологии, климатологии и астрономии. Столь обширными, что их обобщение позволило ученому сербского происхождения Милутину Миланковичу создать стройную теорию объясняющую изменчивость климата Земли, изложенную им в книге: «Математическая климатология и астрономическая теория колебаний климата». В начале 30-х годов XX века его книга была издана в Европе, а 1939 году была переведена на русский язык и издана в СССР (Миланкович, 1939).

Суть теории М. Миланковича заключается в том, что из-за непрерывного возмущения орбиты Земли, вызываемого её гравитационным взаимодействием с Солнцем, Луной и другими планетами Солнечной системы, Земля совершает сложное движение, приводящее к повторяющимся периодам похолоданий и потеплений климата. В настоящее время изложенная в книге теория известна как циклы Миланковича. Современные знания и вычислительные возможности позволяют развивать и детализировать теорию Миланковича.

Очевидно, что одним из определяющих факторов формирования климата Земли являются параметры взаимного движения Земли и Солнца. Из них общеизвестными являются три:

- среднее расстояние от Земли до Солнца;
- угловая скорость вращения Земли;
- наклонение оси вращения Земли к плоскости орбиты Земли (эклиптики).

Среднее расстояние до Солнца определяет величину попадающего на Землю энергопотока. При большом расстоянии, как, например, у Марса, климат на Земле был бы недопустимо холодным, а при меньшем, как, у Венеры – недопустимо жарким. Земле повезло – при существующем среднем расстоянии 150 млн км средняя температура ее приповерхностного слоя составляет + 14,8 °С, что вполне благоприятно для развития жизни на Земле.

Угловая скорость вращения Земли определяет смену дня и ночи. И здесь Земле повезло: угловая скорость ее движения составляет 1 оборот за 24 часа, ЧТО обеспечивает

равномерное распределение поступающей от Солнца энергии между дневной и ночной сторонами планеты, допуская лишь незначительные колебания температуры.

На Луне, где полный оборот вокруг своей оси совершается за 27 суток, дневная температура достигает 120°C , а ночная – -120°C .

Наклон оси вращения является причиной смены времен года. Если бы наклон был равен 0° , то времена года отсутствовали бы, увеличение же наклона привело бы к большему контрасту между летом и зимой.

Однако не все знают, что кроме привычных нам времен года: зимы, весны, лета, осени, характерных для высоких широт (поэтому далее по тексту традиционные времена года будем называть полярными), существует еще один тип времен года, который можно было бы назвать экваториальным временем года, что иллюстрируется рисунке 2.3. Дело в том, что орбита Земли имеет форму эллипса, и, когда планета находится в окрестности перигелия (экваториальное лето), расстояние до Солнца уменьшается, и солнечный энергопоток увеличивается. И, наоборот, в окрестности апогелия (экваториальная зима), расстояние до Солнца увеличивается, и энергоприток уменьшается. Разность энергопотоков экваториального лета и зимы сегодня при эксцентриситете орбиты Земли 0,017 составляет 7 %. Увеличение эксцентриситета орбиты, которое было в прошлом, и когда-нибудь повторятся в будущем, до максимального значения 0,06 увеличит разницу почти в три с половиной раза, т.е. до 27 %.

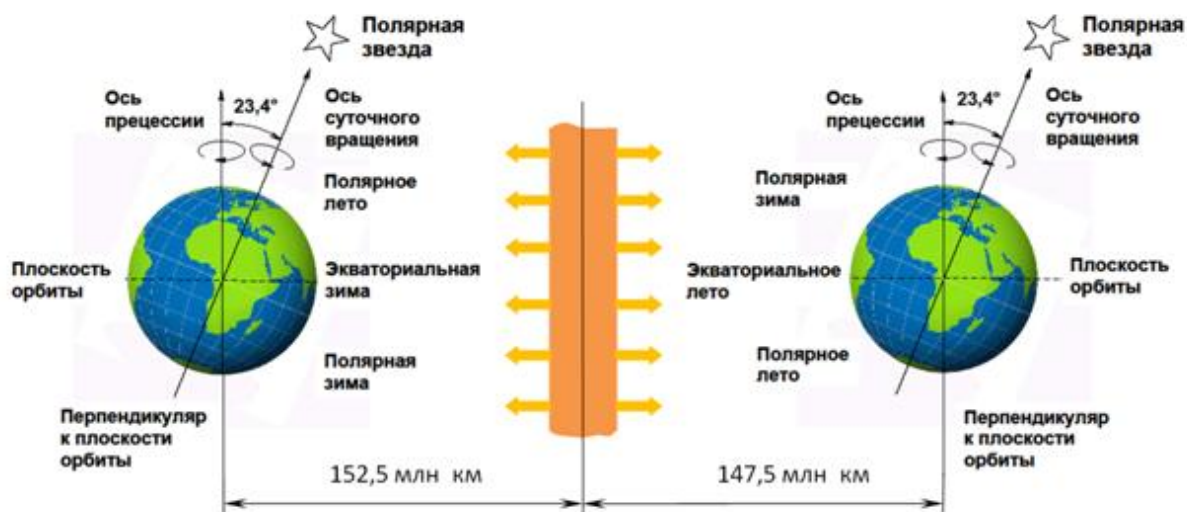


Рисунок 2.3 - Иллюстрация к понятиям экваториальных и полярных времен года

Из-за взаимного гравитационного влияния тел Солнечной системы их орбиты не являются постоянными. Меняются и параметры орбиты Земли, и ее наклонение, что не может не сказываться на изменении солнечного энергопотока, приводящего к изменению климата. М. Миланкович был первым, кто попытался математически связать изменение

параметров движения Земли с изменением ее климата. Рассмотрим, как по результатам современных расчетов меняются во времени эти параметры (Михайлов, Константинов, 2021; Laskar et al., 2004).

Как отмечалось выше, одним из главных параметров, определяющих климат Земли, является среднее расстояние до Солнца, называемое главной полуосью орбиты a . На рисунке 2.4 приведен график изменения величины большой полуоси орбиты Земли за ± 1 млн лет.

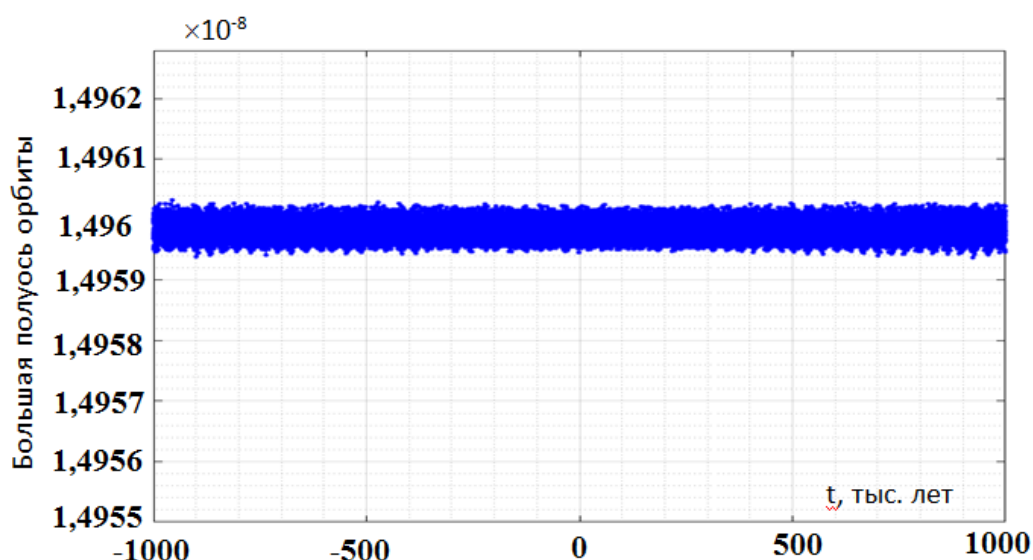


Рисунок 2.4 - Большая полуось орбиты Земля

Из графика видно, что среднее значение величины большой полуоси является Константой. Вековой уход ее величины отсутствует. Однако размер большой полуоси совершает колебания около среднего значения величиной $\sim 10^{-5}a$.

На рисунке 2.5 приведен график изменения большой полуоси орбиты на сорокалетнем интервале времени (время 0 соответствует январю 2000 года).

На графике видны шестилетние циклы «биения» большой полуоси, приводящие к некоторому изменению инсоляции. Влияние этих малых колебаний потока мощности солнечного излучения на климат Земли еще требует исследования.

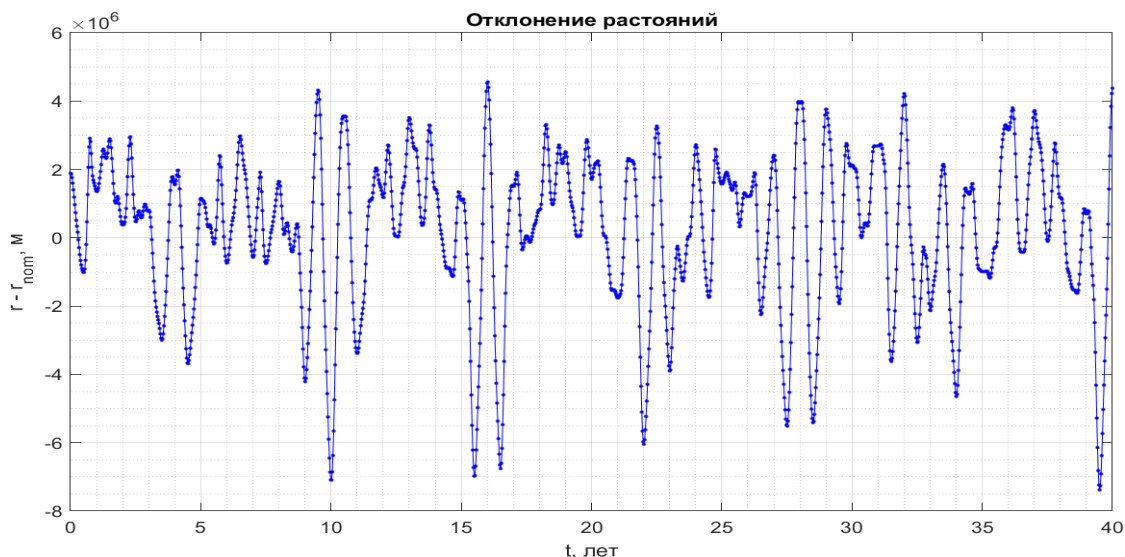


Рисунок 2.5 - График отклонения реального расстояния от Земли до Солнца относительно среднего эллипса орбиты на период от 2000 до 2040 гг.

На рисунке 2.6 приведен график изменения эксцентриситета орбиты Земли на интервале 420 тыс. лет (Михайлов, Константинов, 2021; Laskar et al., 2004). Из графика видно, что на этом отрезке времени эксцентриситет меняется в диапазоне $\sim 0,005 \div 0,05$.

Сегодня значение эксцентриситета составляет величину $e = 0,017$.

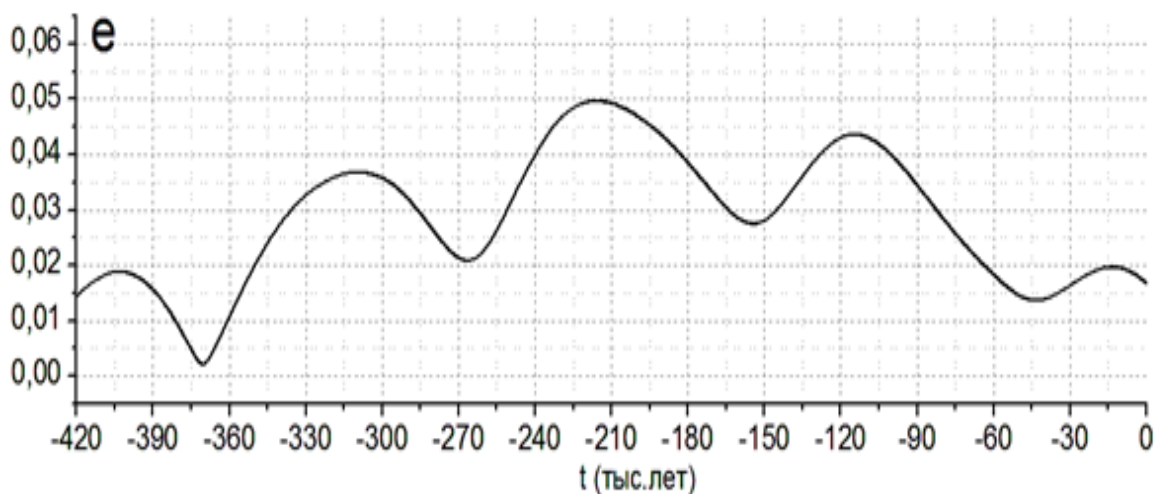


Рисунок 2.6 - Эксцентриситет орбиты Земли (0 на графике – 2000 год)

На рисунке 2.7 приведен график изменения наклона оси вращения Земли на интервале 420 тыс. лет. Изменение наклона происходит с периодом ~ 40 тыс. лет в диапазоне $22 \div 24,5$. Основной причиной изменения наклона оси вращения являются колебания плоскости эклиптики из-за гравитационного возмущения движения Земли от планет.

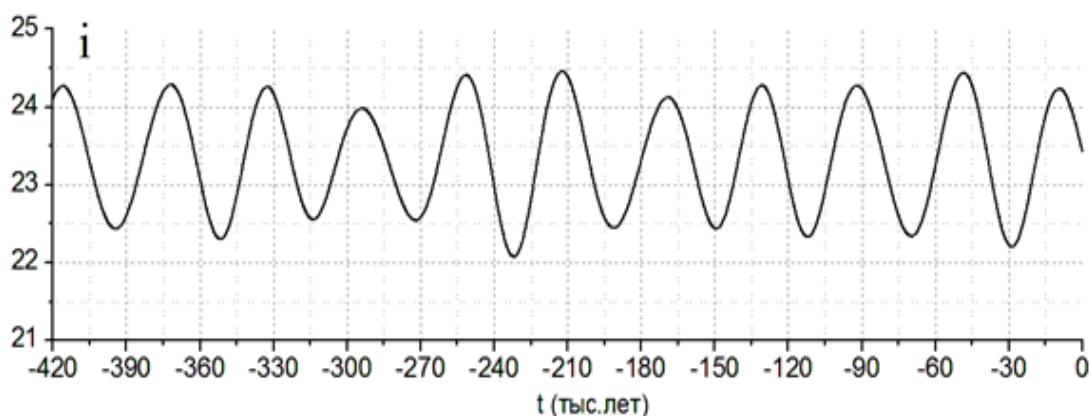


Рисунок 2.7 - Наклонение оси вращения Земли (0 на графике – 2000 год)

Причиной относительной прецессии является прецессия оси вращения Земли в гравитационном поле Солнца (при слабых возмущениях от Луны и планет) с периодом ~ 26 тыс. лет и прецессия эллипса орбиты в плоскости эклиптики из-за влияния планет с переменным периодом ~ 140 тыс. лет. Прецессия оси Земли и плоскости эллипса идут навстречу друг другу.

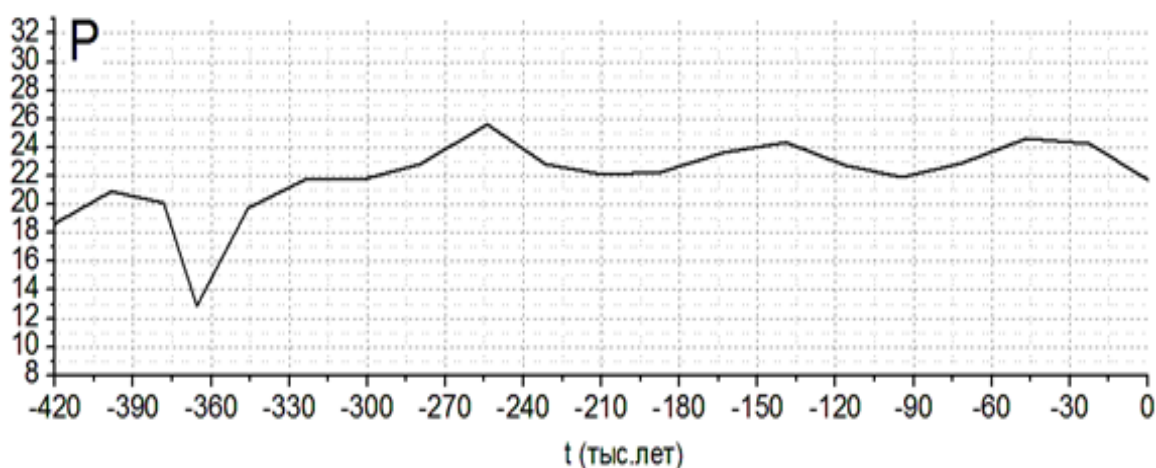


Рисунок 2.8 - Прецессии оси вращения Земли относительно плоскости эклиптики (0 на графике – 2000 год)

О прецессии земной оси знали еще в древней Греции и в Египте. Период прецессии Земли относительно звезд в 25920 лет они называли Великим или Платоновым годом. Согласно Платону, древнегреческому философу, жившему в IV веке до н.э., это срок существования человеческой цивилизации, который начинается со времени положения оси вращения Земли в знаке Льва. Платонов месяц длится 2160 лет.

В результате прецессии земная ось, сохраняя близкий к $23,5^\circ$ угол наклона относительно нормали к плоскости эклиптики, совершает вращательное движение вокруг перпендикуляра к ней в Западном направлении. При этом изменяется и угловое положение каждой площадки по отношению к Солнцу. Здесь не лишне снова вспомнить древнюю Грецию. Слово «климат» произошло от греческого слова «κλίμα» (клима), что

означает «наклон». Подразумевается наклон площадки на земной поверхности по отношению к солнечным лучам.

Из приведенного на рисунке 2.8 графика видно, что за последние 420 тыс. лет период прецессии изменяется в диапазоне от 13000 до 26000 лет. Скорость прецессии возрастает для малых значений эксцентриситета. Период текущего цикла прецессии составляет 22 тыс. лет, следующего цикла – 14 тыс. лет.

Из приведенных на рисунках 2.6, 2.7 и 2.8 графиков следует, что каждому циклу прецессии соответствуют свои значения эксцентриситета орбиты Земли и угла наклона ее оси к плоскости эклиптики. Таким образом, в каждом следующем цикле прецессии разыгрывается свой сценарий изменения климата, как для каждой точки на земной поверхности, так и для планеты в целом.

Сегодня Земля проходит перигелий 3-его января (дата зимнего солнцестояния 22 декабря), т.е. лето экваториального времени года сегодня практически совпадает с зимой полярного времени года (для Северного полушария). Совпадение перигелия с точкой зимнего солнцестояния происходило ~ 750 лет назад. Сегодня путь на Север нам указывает Полярная звезда. В Южном полушарии лето экваториального времени года совпадает с летом полярного времени года.

Через ~ 11 тыс. лет из-за прецессии земной оси ситуация изменится на противоположную. В Северном полушарии полярное лето будет совпадать с экваториальным. Путь на Север нашим далеким потомкам будет указывать уже не Полярная, а совсем другая звезда – Вега. Полярная зима в это время будет совпадать с экваториальной зимой.

Идущая непрерывно на протяжении всего периода прецессии смена фаз полярных и экваториальных времен года, существенно сказывается на климате Земли. Особенно резкими колебания климата будут при возрастании эксцентриситета, когда разница между инсоляциями во время экваториального лета и экваториальной зимы будет достигать 27 %.

Вариации солнечной активности тоже имеют свои некратные периоды в 11, 22, 80, 200 и даже 2300 лет. Наложение вариаций солнечной активности на циклы и периоды орбитального движения способны в каждый данный момент времени изменять сценарий развития земного климата.

Около 11000 лет назад начался очередной период прецессии, во время которого сформировалась наша цивилизация. Особенности этого периода заключаются в двух параллельно идущих процессах: уменьшении угла наклона земной оси и эксцентриситета орбиты Земли.

Уменьшение угла наклона земной оси влечет за собой расширение зон тропиков,

субтропиков и средней полосы, а также приводит к сокращению площадей очерченных северным и южным полярным кругом.

Уменьшение эксцентриситета орбиты снижает контраст полярной зимы и полярного лета.

Вместе оба процесса ведут к снижению температурных контрастов между климатическими зонами.

Особенности нынешнего периода прецессии приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Особенности орбитального движения Земли в начале, в середине и в конце текущего периода прецессии. Продолжительность периода 22000 лет

		8980 год до н.э.	2020 год	13020 год
Наклон земной оси (угл. град.)		24,25	23,4	22,52
Эксцентриситет орбиты		0,0195	0,017	0,0115
Расстояние от Земли до Солнца	В перигелии (млн км)	147,1	147,5	148,3
	В афелии (млн км)	152,9	152,5	151,7
Секундная инсоляция единицы площади Северного полюса	В перигелии (вт/м ²)	556	534	509
	В афелии (вт/м ²)	514	499	487
Контраст экваториальной зимы и лета (%)		8,2	7,0	4,5
Путеводная звезда Севера		Vega	Полярная	Vega

В первой половине нынешнего периода прецессии, наша планета, пройдя через серию небольших по величине и по времени потеплений и похолоданий, вышла из большого ледникового периода и вернулась к доледниковым значениям среднегодовой температуры. То есть, условия, создаваемые космическими факторами, способствовавшие повышению среднегодовой температуры, неизменно сохранялась. Нет оснований думать, что они изменятся в обозримом будущем. И, всё-таки, что же будет дальше? Каким будет климат через 100 или через 1000 лет.

Здесь уже упоминался прогноз ГАО РАН (рисунок 2.2), предсказывающий заметное похолодание к середине XXI века. Приведем еще один прогноз, сделанный другой весьма авторитетной организацией - NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration). На рисунке 2.9 показан пример реконструкции прошлого и прогноз на будущее ледового покрова в районе Северного полюса.

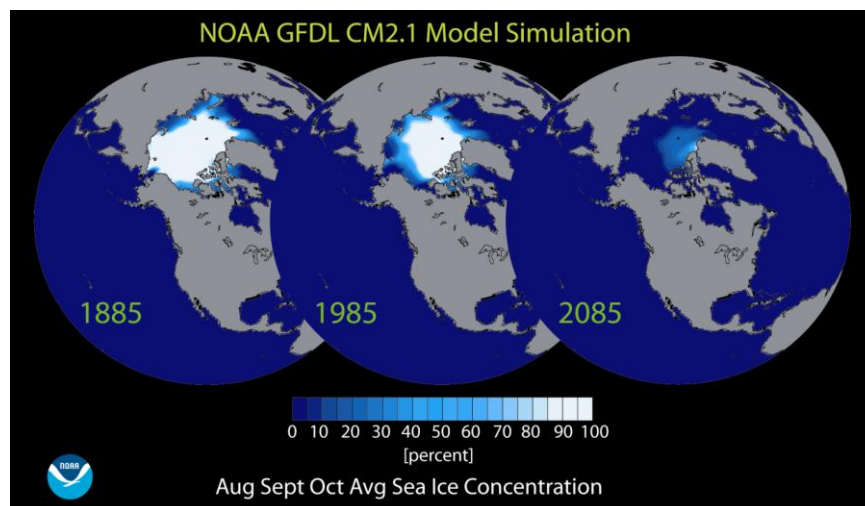


Рисунок 2.9 - Реконструкция прошлого и прогноз будущего состояния ледового покрова в районе Северного полюса

В соответствии с прогнозом NOAA Северный ледовитый океан в середине XXI века в летнее время будет свободен ото льдов.

Какой из этих двух прогнозов верен? Или правы оба источника? Может быть, несмотря на общее снижение среднегодовой температуры, климат северной приполярной области окажется способным растопить льды?

К сожалению, мы пока не сможем ответить на этот вопрос. Ответ на него и на другие подобные вопросы должно дать математическое моделирование. Условия для создания достоверной модели климата на нашей планете постепенно складываются. В части космических факторов они уже сложились. Существующая модель движения планеты в поле тяготения позволяет с высокой точностью рассчитать ее положение по отношению к Солнцу на любой момент времени в пределах миллионов лет в прошлом и в будущем. Существуют и космические аппараты, способные в реальном времени с высокой точностью измерять поток солнечной энергии на верхней границе земной атмосферы. Таким образом, появилась возможность создания динамической модели инсоляции нашей планеты.

С земными факторами дело обстоит хуже. Пока не поддается прогнозированию вулканическая активность недр Земли. Очень трудно поддается моделированию взаимодействия океана и атмосферы. Нельзя поручиться и за антропогенный фактор. Угроза ядерной войны на нашей планете до сих пор не ликвидирована.

Если же исключить из рассмотрения астероидную опасность, вулканический и атомный апокалипсис, то можно утверждать, что ничего катастрофического в ближайшем будущем природа нам не готовит. Максимум, чего можно ожидать от нее, это повторения малого ледникового периода, после которого вновь начнется потепление. Природа дает

нам время, чтобы постепенно подготовиться к более серьезным изменениям климата в кажущемся нам далеком будущем.

В порядке обсуждения вопросов моделирования климата рассмотрим графики, приведенные на рисунке 2.10.

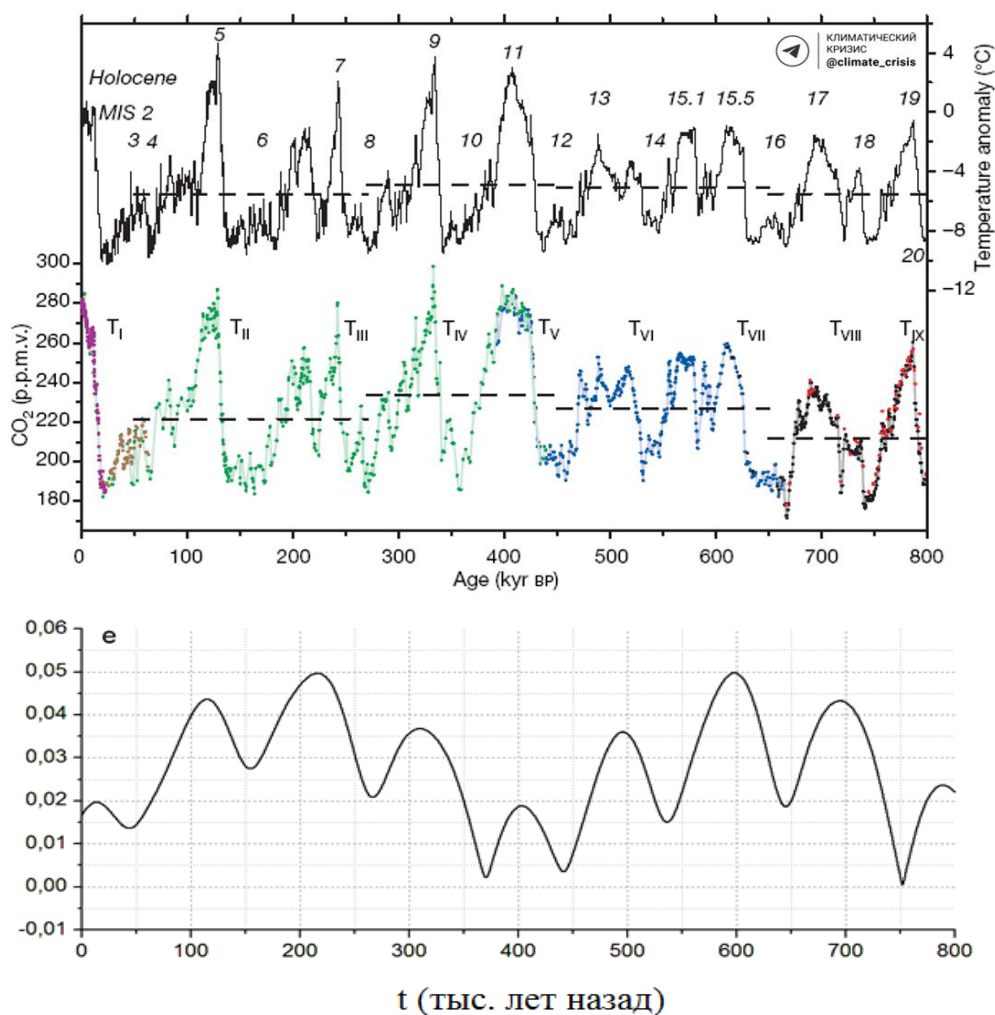


Рисунок 2.10 - Верхний рисунок: ход температурной аномалии. Средний график: содержание CO₂ в пузырьках воздуха и действия во льду Антарктиды. Разным цветом окрашены данные, полученные разными методами и из разных мест (Loulerlegue eta 12008). На нижнем графике показано изменение эксцентриситета орбиты Земли на том же отрезке времени

Все три графика не плохо синхронизированы между собой и это вряд ли случайность. Не будем настаивать, но синхронность хода температур и изменений содержания CO₂ в атмосфере с периодами изменений эксцентриситета орбиты Земли подтверждают возможность реконструкции климата прошлого и создания на этой основе хотя бы приближенного прогноза его развития в будущем.

Проблема прогноза ключевых параметров климата во всех уголках планеты сейчас более чем актуальна. Не случайно, что Нобелевская премия по физике в 2021 году была присуждена трем ученым Сюкуро Манабе, Клаусу Хассельману и Джорджио Паризи за

открытия в области моделирования климата Земли. Климатические карты на столетия и тысячелетия вперед позволят лучше понять, условия существования человечества в будущем и на какие ресурсы оно сможет рассчитывать.

В заключение напомним, что слово «космос» тоже греческого происхождения. В переводе на русский (**kosmos**) значит «мир», «порядок», как противоположность хаосу. Людям следовало бы признать и подчиниться главным, действующим в космосе законам: порядок, стабильность, предсказуемость, а за одно, и толерантность. Связанные законами гравитации планеты гиганты, малые тела Солнечной системы и планеты земной группы миллиарды лет вынуждены все время чуть-чуть уступать друг другу. И ничего...

Изменения климата в любую сторону обязательно ведут к проблемам, преодоление которых потребуют огромных затрат. Несомненно, необходимо принять меры к сокращению всех видов загрязнений окружающей среды, сократить выбросы парниковых газов, постепенно уйти от использования ископаемого углеводородного сырья. При этом не следует исключать возможность промышленного производства экологически чистого топлива из атмосферного углерода с привлечением других возобновляемых источников энергии, например, солнечных и ветровых электростанций.

Международные соглашения по климату, несомненно, следует воплощать в жизнь. Но они охватывают лишь часть проблемы. На самом деле необходимо создать скоординированную программу последовательной адаптации всего промышленного производства, транспортной инфраструктуры и всей среды обитания к надежной работе в расширенном диапазоне климатических условий. Отдельная ветвь промышленности должна было бы заняться отбором и хранением парниковых газов.

Из всего вышеизложенного, ясно одно, перед человечеством стоит очень масштабная задача, от решения которой, возможно, зависит само его выживание в той форме индустриального бытия, которую оно само для себя выбрало. Впрочем, есть и другой путь – обратно в пещеру...

Хочется верить в то, что человечество найдет в себе силы снизить накал внутривидовой борьбы и сможет направить свои интеллектуальные способности и ресурсы на своевременную адаптацию всей промышленной инфраструктуры и среды обитания к условиям для жизни в изменчивом климате нашей планеты.

Научные публикации

1. Аванесов Г.А., Михайлов М.В. Человек и климат // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 9-20. DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-3-9-20

2. Аванесов Г.А., Михайлов М.В. Космические и антропогенные факторы в формировании климата Земли // Земля и Вселенная. № 3 (345). С. 30-46. DOI: 10.7868/S0044394822030033

Литература

1. Абдусаматов Х.И. О долговременных скоординированных вариациях активности, радиуса, светимости Солнца и климата // Труды международной конференции «Климатические и экологические аспекты солнечной активности». СПб: ГАО РАН, 2003.
2. Абдусаматов Х.И. Об уменьшении потока солнечного излучения и понижении глобальной температуры Земли до состояния глубокого похолодания в середине XXI века // Известия Крымской астрофизической обсерватории. 2007. Т. 103. № 4 С. 292.
3. Миланкович М. Математическая климатология и астрономическая теория колебания климата. М.: ГОНТИ. 1939.
4. Михайлов М.В., Константинов И.А. Новое представление вектора состояния и уравнений движения космических аппаратов. Экономичные по времени и памяти высокоточные алгоритмы интегрирования уравнений движения // XXII Научно-техническая конференция РКК «Энергия», ноябрь 2021.
5. Семенов С.М. Парниковый эффект и его антропогенное усиление // Солнечно-земная физика. Вып. 21 (2012). С. 10 – 17.
6. Behringer W. Kultergeschichte des Klimas. C. H. Beck. München. 2007. ISBN 978-3-406-52866-8. S. 86 -90.
7. Laskar J., Robutel P., Joutel F., Gastineau M., Correia A.C.M., Levrard B. A long term numerical solution for the insolation quantities of the Earth // Astronomy and Astrophysics. 2004. Vol. 428. No. 1. pp. 261-285. DOI:10.1051/0004-6361:20041335
8. Loulergue L., Schilt A., Spahni R. et al. Orbital and millennial-scale features of atmospheric CH₄ over the past 800,000 years // Nature. 2008.Vol. 453. pp. 383-386.
9. Westerhold T., Marwan N., Drury A.J., Loeferbrand D., Agnini C., Anagnostou E., Barnett J.S.K., Bohaty S.M., Vleeschouwer D.D., Florindo F., Fredericks T., Hodell D.A., Holbourn A.E., Kroon D., Laetani V., Littler K., Lourens L.J., Lyle M., Pälike H., Röhl U., Tian J., Wilkens R.H., Wilson P.A., Zachos J.C. An astronomically dated record of Earth's climate and its predictability over the last 66 million years // Science. 11 Sept 2020. Vol 369. Issue 6509. pp. 1383 - 1387. DOI:10 1126/science aba6853

2.2 Обзор современных подходов к обработке изображений в задачах исследования космоса

В последнее десятилетие произошли существенные изменения в подходах к решению задач технического зрения. Практически во всех существующих задачах классические подходы были вытеснены алгоритмами искусственного интеллекта и, в частности, нейронными сетями, показывающими заметно более высокую точность, а в некоторых случаях открывшими возможность получать практически применимые результаты в тех задачах, для которых ранее не существовало рабочих решений.

Дополнительным стимулом к вышеуказанным изменениям стала повсеместная доступность мощных вычислительных устройств, в частности графических процессоров, которые на текущий момент имеют габариты, позволяющие использовать их во встраиваемых системах и таким образом решать прикладные задачи в реальном времени.

Космос в данном случае не является исключением и с некоторым отставанием встает на рельсы общих тенденций. В обзоре рассматриваются существующие прецеденты использования алгоритмов искусственного интеллекта в задачах освоения космоса, а также исследования и работы, которые ведутся в этом направлении. Затрагивается вопрос бортового исполнения подобных алгоритмов, проводится краткий обзор существующих и будущих разработок в области вычислительных устройств космического назначения, характеристики которых предполагают возможным выполнения на них ресурсозатратных и параллельных алгоритмов.

2.2.1 Обработка изображений со спутников ДЗЗ

Одной из наиболее остро стоящих проблем для космических аппаратов, генерирующих большие объемы информации, является обеспечение временного хранения, а так же своевременной и быстрой передачи данных на Землю. Зачастую линия связи с Землей обладает низкой пропускной способностью, а в некоторых случаях, в зависимости от орбиты аппарата, может быть доступна лишь в крайне ограниченные интервалы времени. Для спутников дистанционного зондирования земли (ДЗЗ), регулярно генерирующих многоканальные изображения в высоком разрешении, эта проблема является наиболее актуальной. Одним из способов снизить нагрузку на линию связи является отбраковка некачественных изображений.

В 2017 году в рамках миссии «Space Test Program - Houston 5» (STP-H5) министерства обороны США на орбиту был выведен малый искусственный спутник с оптико-электронной системой на борту, осуществлявшей съемку земной поверхности и

последующую передачу изображений на Землю в течение нескольких лет (Manning et al., 2018).

На рисунке 2.11 представлены примеры изображений из полученной выборки.

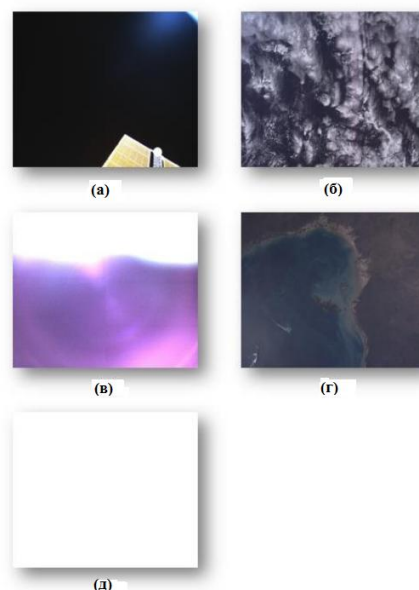


Рисунок 2.11 - Выборка из изображений, полученных в ходе эксперимента STP-H5: а) изображение с недостаточной степенью освещенности стены; б) наличием воды и облаков; в) наличием засветки на снимке; г) наличием поверхности суши; д) полностью белые изображения

Как можно видеть, часть изображений оказалась непригодной к использованию, и её передача впустую занимала линию связи. Для того чтобы снизить поток невалидной информации в последующих экспериментах, была обучена нейронная сеть, классифицирующая изображения по 5 классам: с недостаточной степенью освещенности сцены, с наличием засветки на снимке, полностью белые изображения, изображения с наличием воды и облаков, изображения с наличием поверхности суши. Точность классификации представлена на рисунке 2.12.

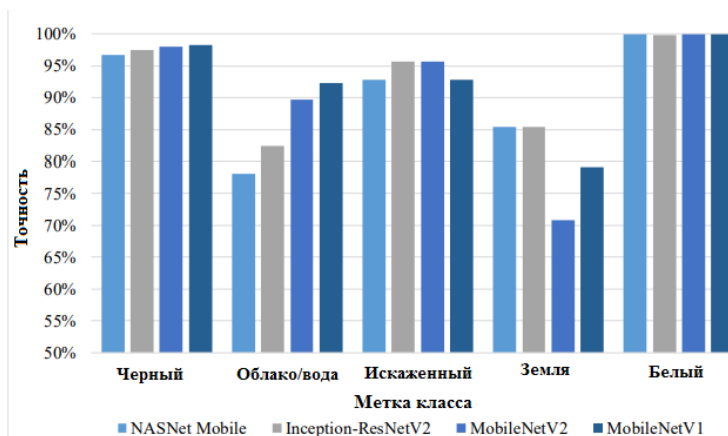


Рисунок 2.12 - Точность обученной модели классификации в зависимости от архитектуры нейронной сети

Точность классификации в среднем находится на уровне 85 %, что уже дает возможность отбраковки значительной части непригодной информации.

К концу 2021 году архитектура нейронной сети была реализована в бортовом исполнении и вместе с другими нейросетевыми алгоритмами апробируется на новом КА, выведенном в рамках STP-H7 (Perryman et al., 2021; Roffe et al., 2020).

Ещё одним способом снизить поток непригодной информации для спутников ДЗЗ и облегчить последующую обработку на Земле, является определение совокупной площади областей изображения, покрытых облаками, а также координат этих областей в плоскости снимка. Для решения этой задачи исследователями (Jeppesen et al., 2019) была обучена сверточная нейронная сеть, базирующаяся на архитектуре U-Net, и решающая задачу сегментации. Полученная сеть продемонстрировала высокие показатели точности по сравнению с классическими подходами (например, алгоритмом FMask), используя в качестве входных данных лишь RGB каналы изображения. На рисунках 2.13 и 2.14 представлены результаты сегментации и их сравнение с классическими алгоритмами.

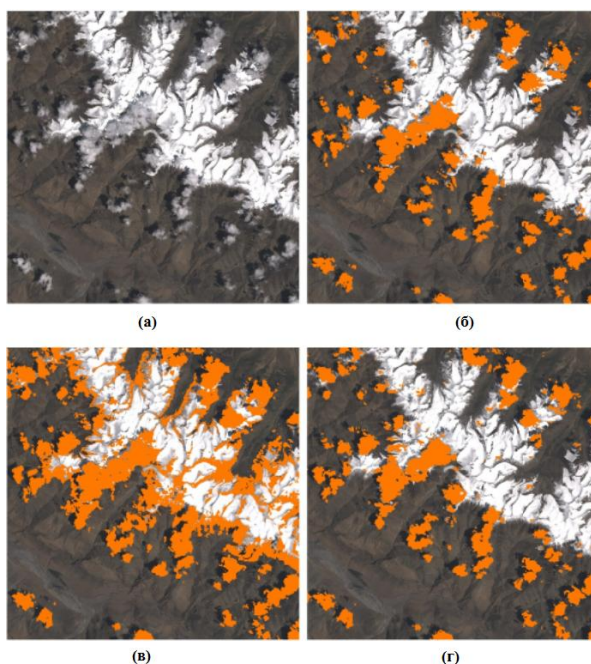


Рисунок 2.13 - Сравнение результатов сегментации облаков на снимках с наличием заснеженной поверхности: а) исходное изображение; б) эталонная разметка; в) результат сегментации с использованием алгоритма FMask; г) результат сегментации с использованием сверточной нейронной сети

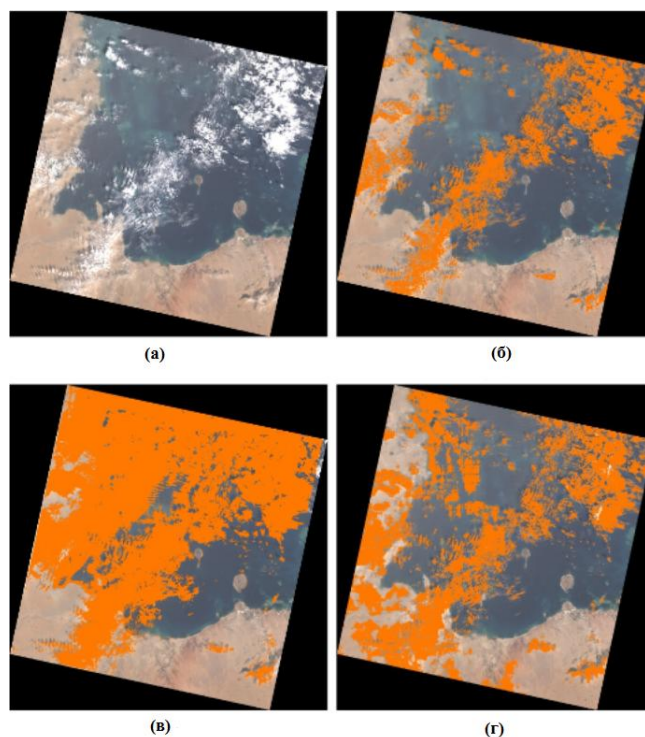


Рисунок 2.14 - Сравнение результатов сегментации облаков на снимках с наличием водной поверхности: а) исходное изображение; б) эталонная разметка; в) результат сегментации с использованием алгоритма FMask; г) результат сегментации с использованием сверточной нейронной сети

Из сравнения видно, что при наличии на снимке заснеженной или водной поверхности, классические подходы решают задачу сегментации с достаточно низкой точностью, в то время как нейросетевой алгоритм демонстрирует заметно большую стабильность работы в подобных условиях.

Ещё одной областью, где использование нейросетевых подходов становится все более предпочтительным — является сегментация гиперспектральных изображений. Говорить о бортовом исполнении подобных алгоритмов преждевременно, так как наилучшие результаты показывают сверточные трехмерные сети, которые слабо оптимизированы даже для наземных вычислительных комплексов, однако их точность близка к эталонной (Paoletti et al., 2019) и поэтому уже сейчас может использоваться в наземной обработке. На рисунке 2.15. представлены результаты сравнения точностей сегментации для различных алгоритмов.

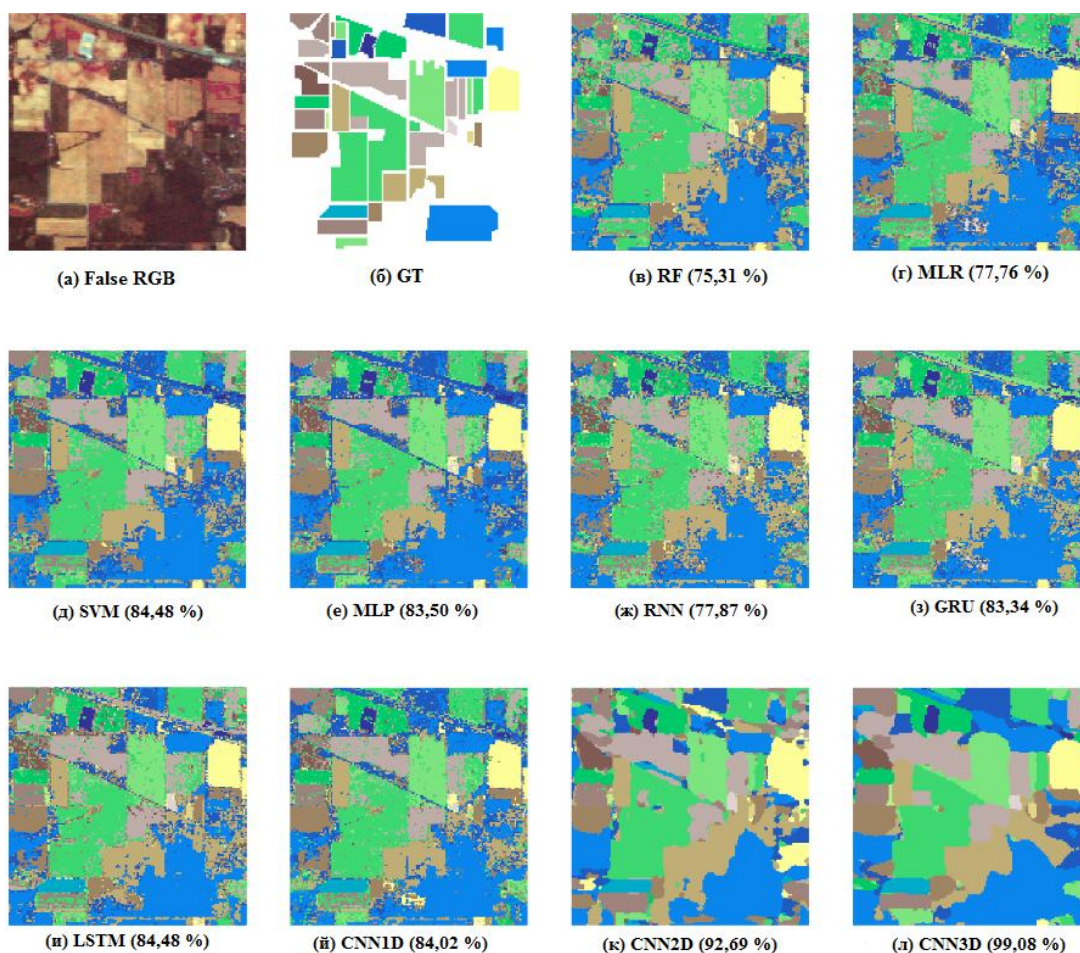


Рисунок 2.15 - Результаты сегментации гиперспектральных изображений различными алгоритмами: а) исходное превдо RGB изображение; б) эталонная сегментация; в) – д) классические алгоритмы; е) – л) нейросетевые алгоритмы

Как видно из результатов сравнения, наибольшей точностью, близкой к эталонной, обладает трехмерная сверточная нейронная сеть, в то время как лучший результат среди классических алгоритмов – 84,48 % для метода опорных векторов. Трехмерная сверточная нейронная сеть демонстрирует столь высокую точность за счет использования объёмных сверточных фильтров, анализирующих все спектральные зоны снимка одновременно.

Помимо сегментации ландшафта на снимках со спутников ДЗЗ, ещё одной актуальной на текущий момент задачей является распознавание объектов на аэрофотоснимках.

В последние несколько лет в этом направлении активно ведутся исследования и формируются наборы данных с множеством размеченных классов и содержащих их областей, среди которых представлены как строения и элементы инфраструктуры, так и всевозможные виды транспортных средств. Одним из наиболее крупных наборов данных на текущий момент является датасет FAIR1M (Sun et al., 2022). На рисунках 2.16 и 2.17 представлены выборки из выше представленного набора.

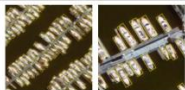
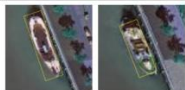
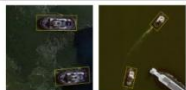
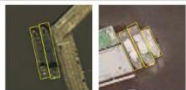
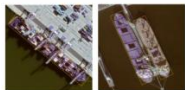
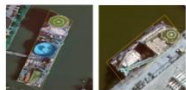
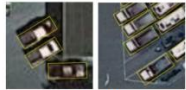
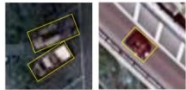
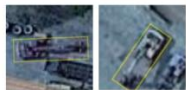
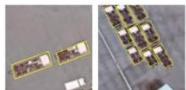
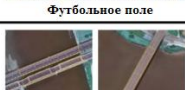
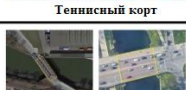
Корабль					
	Пассажирский корабль	Моторная лодка	Рыболовная лодка	Буксирный катер	Другие корабли
Транспортное средство					
	Инженерный корабль	Наливной грузовой корабль	Сухогрузный корабль	Военный корабль	Другие корабли
Транспортное средство					
	Небольшой автомобиль	Автобус	Грузовой автомобиль	Самосвал	Другие транспортные средства
Самолет					
	Фургон	Трейлер	Трактор	Экскаватор	Грузовой тягач
Самолет					
	Boeing737	Boeing747	Boeing777	Boeing787	ARJ21 C919
Площадка					
	A220	A321	A330	A350	Другие самолеты
Площадка					
	Бейсбольное поле	Баскетбольная площадка	Футбольное поле	Теннисный корт	Баскетбольная площадка
Дорога					
	Круговой маршрут	Перекресток	Мост	Мост	Перекресток

Рисунок 2.16 - Выборка из датасета FAIR1M

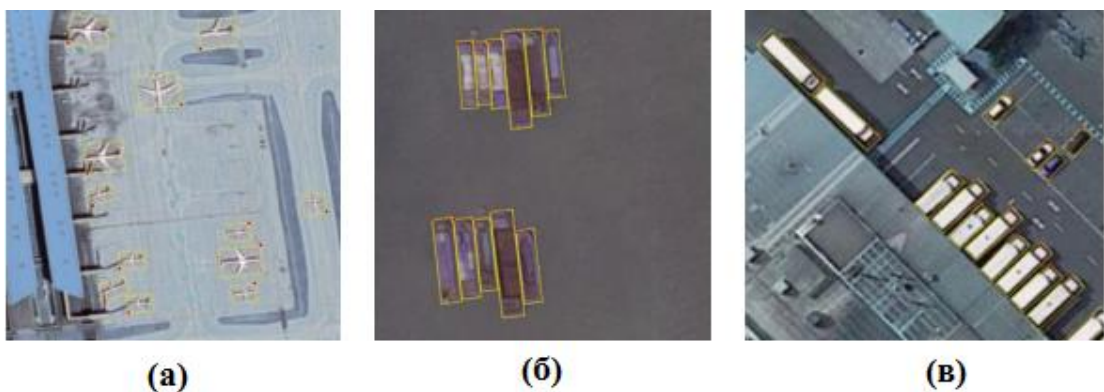


Рисунок 2.17 - Изображения из датасета FAIR1M: а) аэропорт; б) грузовой порт; в) логический хаб

Традиционно у классических сверточных нейронных сетей присутствуют проблемы с детектированием кучно расположенных небольших объектов и до недавнего времени распознавать объекты подобные тем, что представлены на изображениях выше, было проблематично. Однако на текущий момент были разработаны архитектуры нейронных сетей, базирующиеся на деформируемых сверточных фильтрах,

деконволирующих сверточных фильтрах и формировании области интереса с учётом ориентации объекта (Sun et al., 2022; Ding et al.), демонстрирующие достаточно высокие показатели точности. На рисунках 2.18 и 2.19 представлены примеры изображений с результатами распознавания объектов на аэрофотоснимках.



Рисунок 2.18 - Результаты детекции объектов на аэрофотоснимке с использованием сети ROI Trasformer (Ding et al.)

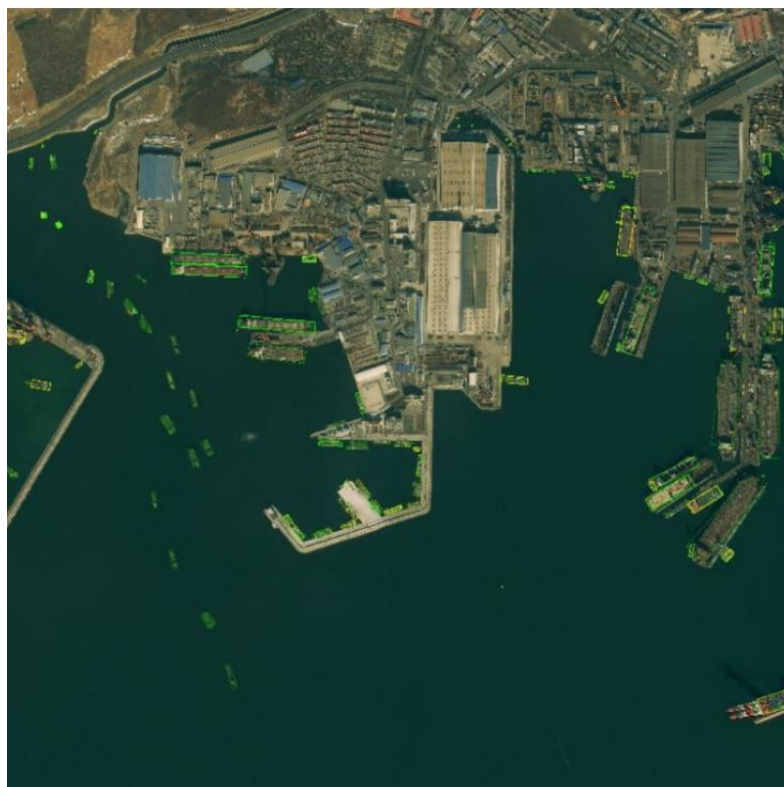


Рисунок 2.19 - Результаты детекции объектов на аэрофотоснимке с использованием сети CHODNet (Sun et al., 2022)

2.2.2 Взаимодействие с некооперируемыми объектами

Ещё одной областью, где активно исследуется возможность применения искусственных нейронных сетей – взаимодействие с некооперируемыми объектами. На текущий момент существует два направления в которых ведутся разработки архитектур нейронных сетей для решения данной задачи.

Первый — это end-to-end решения (рисунок 2.20), в которых на вход нейросетевого алгоритма подается изображение, содержащее некооперируемый объект, а на выходе получают параметры относительной навигации (Phisannurawong et al., 2020; Garsia et al.).

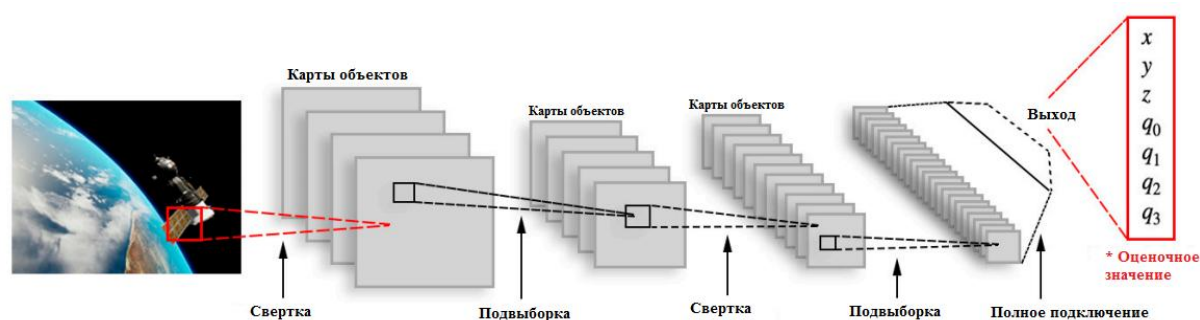


Рисунок 2.20 - End-to-End архитектура для определения параметров относительной навигации некооперируемого объекта

Несмотря на свою компактность, на текущий момент подобные алгоритмы обладают достаточно низкой точностью, около 1 метра по положению и 8° по углам ориентации.

Второй подход представляет собой трехэтапную процедуру: выделение области интереса, содержащей объект, детекцию ключевых точек (рисунок 2.21) на некооперируемом объекте и последующее определение параметров относительной навигации путем сопоставления координат ключевых точек с трехмерной моделью объекта с использованием классических методов оценки параметров модели (МНК, RANSAC и т.д). Существующие на текущий момент решения (Xu et al., 2020) демонстрируют высокую точность определения ключевых точек в условиях сложной светоптической обстановки и расстояния до объекта в диапазоне до 50 метров (рисунок 2.22).

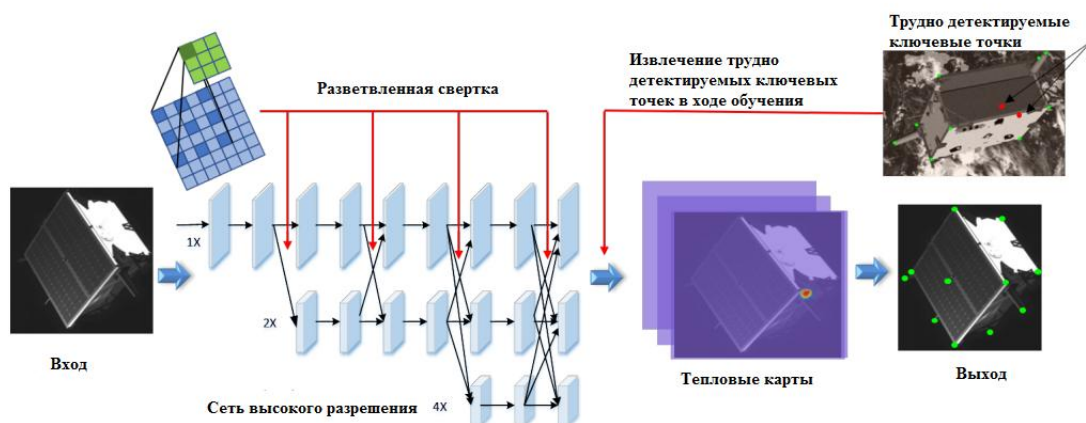


Рисунок 2.21 - Архитектура для определения положения ключевых точек на некооперируемом объекте

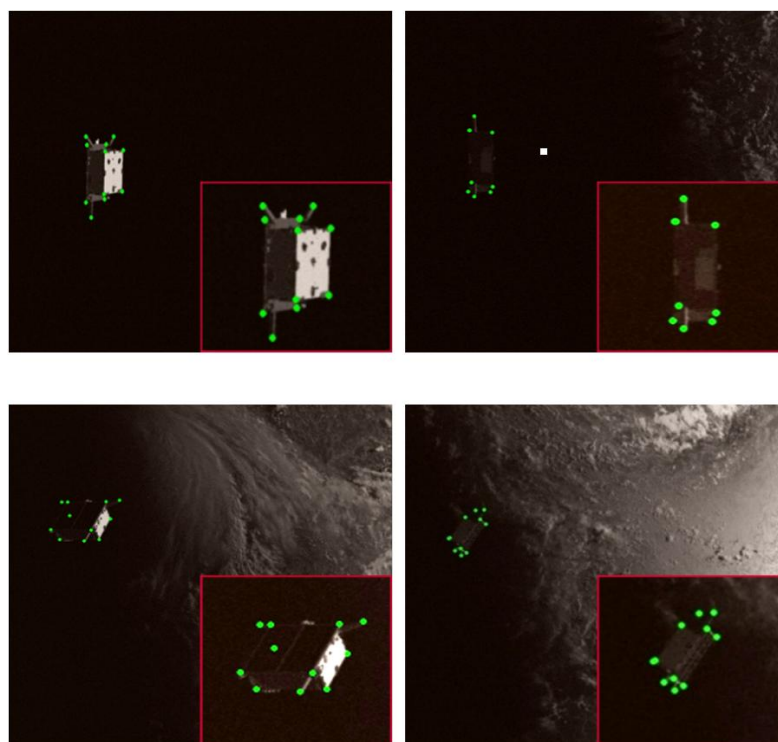


Рисунок 2.22 - Результаты детектирования ключевых точек в различных условиях

2.2.3 Применение в миссиях дальнего космоса

Одним из наиболее комплексных классов космических задач на текущий момент является исследование планет и их спутников с помощью планетоходов. Посадка планетохода является одним из сложнейших этапов подобных миссий. Вследствие невозможности предсказания места посадки с достаточно высокой точностью, необходимо иметь возможность проанализировать актуальный рельеф поверхности на предмет опасных и непригодных точек непосредственно перед началом посадки с орбиты, а затем корректировать снижение в реальном времени, анализируя структуру рельефа в

более высоком разрешении. Решение подобной задачи, основанное на использовании исключительно оптических датчиков, без привлечения лидаров, tof-камер и искусственного интеллекта может обладать достаточно низкой надежностью. Управление планетоходом после посадки так же является достаточно сложной задачей. Учитывая, что управление, к примеру, марсоходом в реальном времени невозможно, взаимодействие строится на анализе окружающей обстановки и загрузки в марсоход коротких программ, которые тот выполняет автономно. Подобный алгоритм действий может привести к аварии в том случае, если при формировании задания не были учтены какие-либо особенности поверхности (камень, песок и т.п), а марсоход не в состоянии самостоятельно с высокой степенью надежности анализировать окружающую обстановку в моменты автономной работы. Кроме всего прочего необходимо отметить сложности с передачей полученной информации и оптимальным расходом ресурсов планетохода (построение оптимального маршрута на основании состава рельефа, положения солнца и т.д.). Качество решения всех вышеперечисленных проблем может быть улучшено путем использования более интеллектуальных алгоритмов при обработке информации с оптических датчиков планетоходов. Одной из наиболее масштабных попыток создания автономной интеллектуальной системы управления планетоходом является исследовательская программа MAARS (Machine learning-based Analytics for Automated Rover Systems) (Ono et al., 2020), проводимая сотрудниками лаборатории JPL Robotics Калифорнийского технологического института. В ходе этой программы разрабатывается целый комплекс обучаемых алгоритмов для обеспечения автономного управления марсоходом и улучшения алгоритмов посадки. Основным направлением, на котором сконцентрировано исследование, является разработка алгоритмов сегментации рельефа поверхности под общим названием SPOC (рисунок 2.23). На текущий момент разработаны варианты наземного и бортового исполнения, решающие задачу анализа рельефа, как с высоты орбиты, так и на поверхности Марса. На основании результатов работы алгоритма на орбите происходит выбор места посадки и формирование стратегических планов маршрута марсохода. На основании данных, формируемых алгоритмом на поверхности в совокупности со стереоизмерениями, формируются оптимальные с точки зрения безопасности и расхода ресурсов планетохода локальные и глобальные планы маршрутов. В частности SPOC интегрирован с нейросетью VeeGer-TerramechanicsNet (рисунок 2.24), которая обучена с использованием террамеханической модели марсохода и выдает информацию о затратах энергии при выборе того или иного пути движения.

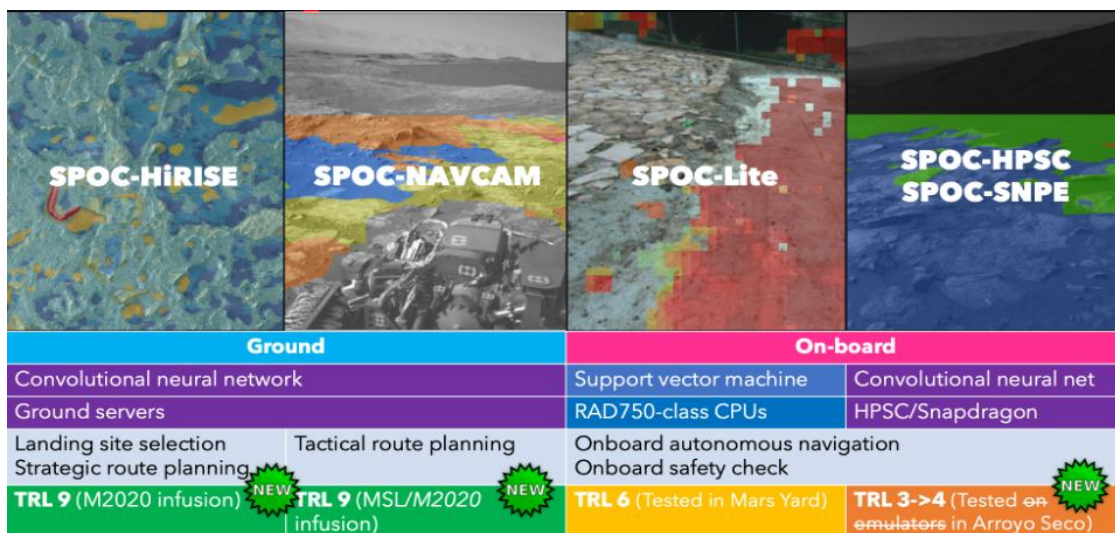


Рисунок 2.23 - Семейство алгоритмов SPOC. Варианты исполнения и степень готовности

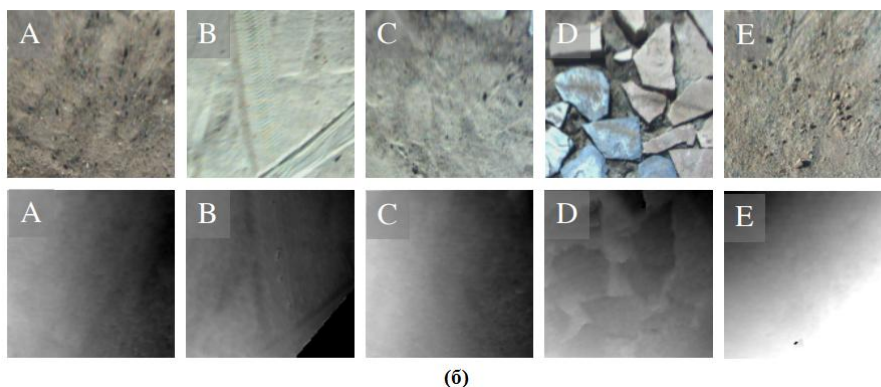
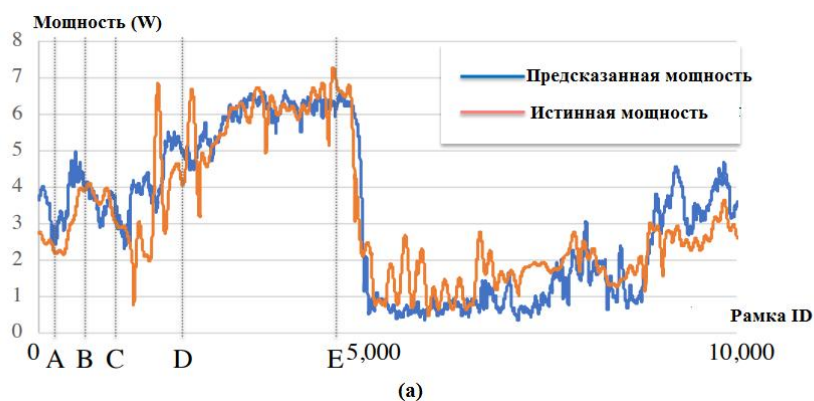


Рисунок 2.24 - Результаты работы VeeGer-TerramechanicsNet при анализе различных участков поверхности

Кроме того, результаты работы SPOC используются рекуррентной нейронной сетью, которая на основании выделенных на предыдущем этапе признаков формирует текстовое описание зафиксированного марсоходом изображения (рисунок 2.25), которое в первую очередь передается на Землю и на его основании принимается решение о передаче основного массива информации. Данный подход позволяет каталогизировать и

классифицировать изображения, что облегчает работу исследователей, позволяя им запрограммировать марсоход на формирование выборок изображений с определенным набором свойств.



Рисунок 2.25 - Изображения с марсохода и их текстовые описания

2.2.4 Развитие вычислительных устройств космического назначения

В заключение необходимо коснуться перспектив развития вычислительных устройств космического назначения, способных выполнять выше рассмотренные алгоритмы в реальном времени.

Наземные вычислительные устройства ушли далеко вперед и на текущий момент использование алгоритмов искусственного интеллекта даже во встраиваемых устройствах за счёт использования малогабаритных графических процессоров. Процессоры космического назначения, вследствие необходимости обеспечения радиационной стойкости, традиционно отстают по совокупности параметров (Lentaris et al., 2018). Рисунок 2.26 демонстрирует эту тенденцию.

Наиболее значимым прорывом в разработке вычислительных устройств космического назначения является программа High-Performance Spaceflight Computing (HPSC, NASA) (Powell; 2018; Dennehy, Wolf, 2019; Gretok et al., 2019). В ходе её разработки были разработаны радиационно-стойкие многоядерные вычислительные устройства, базирующиеся на ARM Cortex-A53, которые помимо всего прочего предоставляют возможность горизонтального масштабирования и объединения 2 - 4 устройств в один вычислительный кластер (рисунок 2.28).

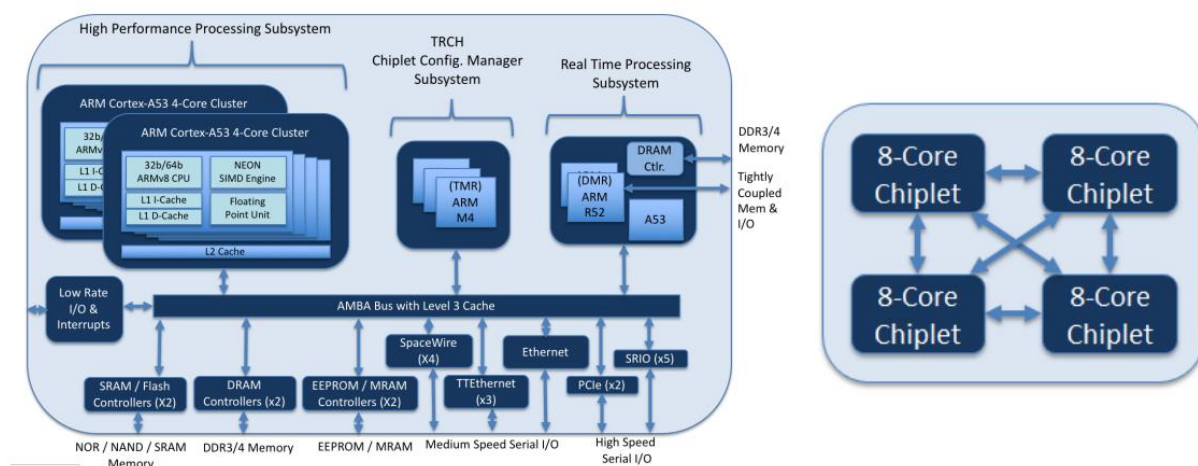


Рисунок 2.28 - Аппаратная схема HPSC

В совокупности с аппаратной схемой, разработанной в рамках программы SpaceCube (рисунок 2.29), вычислитель, базирующийся на HPSC, становится сопоставим по мощности с вычислителями наземного назначения.

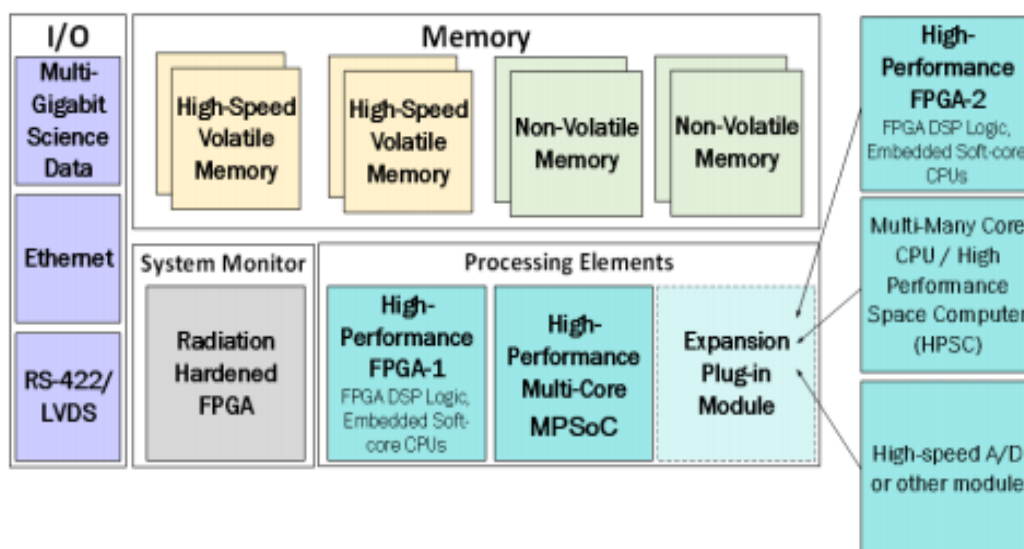


Рисунок 2.29 - Аппаратная схема HPSC+SpaceCube

Таким образом, можно сделать вывод о том, что алгоритмы искусственного интеллекта применительно к задачам космического назначения стремительно развиваются. Использование многих из них в рамках наземной обработки уже сейчас может принести существенную пользу в самых разных классах задач. Работы, которые ведутся в направлении разработки радиационно-стойких высокопроизводительных вычислительных устройств, позволяют предположить, что уже через 10 – 20 лет, многие алгоритмы могут быть представлены в бортовом исполнении, что дополнительно увеличит эффективность работы околоземных КА, позволит осуществлять миссии в дальнем космосе со значительно более высокой степенью надежности и автономности, и предоставит возможность решить те задачи, которые на данный момент кажутся невыполнимыми.

Научные публикации

1. Юматов Б.А., Белинская Е.В., Бессонов Р.В., Василейская А.Н. Обзор современных подходов к обработке изображений в задачах исследования космоса // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 4. С. 9-22. DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-4-9-22

Литература

1. Manning J., Langerman D., Ramesh B., Gretok E., Wilson C., George A., MacKinnon J., Crum G. Machine-Learning Space Applications on SmallSat Platforms with TensorFlow // 32nd Annual Small Satellites Conference. 4 – 9 August 2018. Utah, USA.
2. Perryman N., Schwarz T., Cook T., Roffe S., Gillette A., Gretok E., Garrett T., Sabogal S., George A., Lopez R. STP-H7-CASPR: A Transition from Mission Concept to Launch // 35th Annual Small Satellite Conference. 7 – 12 August 2021. Utah, USA.
3. Roffe S., Schwarz T., Cook T., Perryman N., Goodwill J., Gretok E., Phillips A., Moran M., Garrett T., George A. CASPR: Autonomous Sensor Processing Experiment for STP-H7 // <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=4666&context=smallsat>
4. Jeppesen J.H., Jacobsen R.H., Inceoglu F., Toftegaard T.S. A cloud detection algorithm for satellite imagery based on deep learning // Remote Sensing of Environment. 2019. Vol. 229. pp. 247-259. DOI: 10.1016/j.rse.2019.03.039
5. Paoletti M.E., Haut J.M., Plaza J., Plaza A. Deep learning classifiers for hyperspectral imaging: A review // ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing. 2019. Vol. 158. pp. 279-317. DOI: 10.1016/j.isprsjprs.2019.09.006

6. Sun X., Wang P., Yan Z., Xu F., Wang R., Diao W., Chen J., Li J., Feng Y., Xu T., Weinmann M., Hinz S., Wang C., Fu K. FAIR1M: A benchmark dataset for fine-grained object recognition in high-resolution remote sensing imagery // ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing. 2022. Vol. 184. pp. 116-130. DOI: 10.1016/j.isprsjprs.2021.12.004
7. Ding J., Xue N., Long Y., Xia G., Lu Q. Learning RoI Transformer for Detecting Oriented Objects in Aerial Images // <https://arxiv.org/pdf/1812.00155.pdf>
8. Phisannupawong T., Kamsing P., Torteeka P., Channumsin S., Sawangwit U., Hematulin W., Jarawan T., Somjit T., Yooyen S., Delahaye D., Boonsrimuang P. Vision-Based Spacecraft Pose Estimation via a Deep Convolutional Neural Network for Noncooperative Docking Operations // Aerospace. 2020. № 7 (9). P. 126. DOI: 10.3390/aerospace7090126
9. Garcia A., Musallam M.A., Gaudilliere V., Ghorbel E., Ismaeil K.A., Perez M., Aouada D. LSPnet: A 2D Localization-oriented Spacecraft Pose Estimation Neural Network // <https://arxiv.org/pdf/2104.09248.pdf>
10. Xu J., Song B., Yang X., Nan X. An Improved Deep Keypoint Detection Network for Space Targets Pose Estimation // Remote Sensing. 2020. Vol. 12 (23). P. 3857. DOI: 10.3390/rs12233857
11. Ono M., Rothrock B., Otsu K., Higa S., Iwashita Y., Didier A., Islam T., Laporte C., Sun V., Stack K., Sawoniewicz J., Daftry S., Timmaraju V., Sahnoun S., Mattann C.A., Lamarre O., Ghosh S., Qiu D., Nomura S., Roy H., Sarabu H., Hedrick G., Folsom L., Suehr S., Park H. MAARS: Machine learning-based Analytics for Automated Rover Systems // IEEE Aerospace Conference. 7 – 14 March 2020. Big Sky, MT, USA.
12. Powell W. High-Performance Spaceflight Computing (HPSC) project Overview // Radiation Hardened. Electronics Technology (RHET) Conference, Phoenix, AZ, November 5 - 8, 2018. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20180007636/downloads/20180007636.pdf>
13. Lentaris G., Maragos K., Stratakis I., Papadopoulos L., Papanikolaou O., Lourakis M., Zabulis X., Arjona-Gonzalez D., Furano G. High-Performance Embedded Computing in Space: Evaluation of Platforms for Vision-Based Navigation // Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15. № 4. DOI: 10.2514/1.IO10555
14. Dennehy C.J., Wolf A. A NASA Viewpoint on On-Board Processing Challenges to Support Optical Navigation and Other GN&C Critical Functions // European Workshop on On-Board Data Processing (OBDP2019). 25 – 27 February 2019. Noordwijk. The Netherlands.
15. Gretok E.W., Kain E.T., George A.D. Comparative Benchmarking Analysis of Next-Generation Space Processors // IEEE Aerospace Conference. 2 – 9 March 2019. Big Sky, MT, USA.

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

Исполнители: отв. исп.: к.т.н., с.н.с. В.А. Гришин, к.ф.-м.н., с.н.с. Б.С. Жуков, А.В. Бережков, д.т.н., заведующий отделом Р.В. Бессонов

3.1 Моделирование работы оптико-электронной навигационной системы на участках полета к планете и в орбитальном полете

Автономная оптическая навигация находит все более широкое применение в практике космических исследований планет и малых тел Солнечной системы. Традиционные наземные радиотехнические методы (одно-, двух-, трехпутевая доплеровская радиолокация, радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами) требуют определенного времени, затрачиваемого на распространение радиосигнала, на его наземную обработку и накопление измерений. Например, после вывода КА на окололунную орбиту, а также после коррекций орбиты для достижения точности определения орбиты в несколько сотен метров требуется мерная база порядка суток.

Автономная оптическая навигация, позволяющая определять положение КА путем бортовой обработки изображений, получаемых оптическими съемочными системами, незаменима в случаях, когда требуется автоматически определять и корректировать орбиту КА в реальном времени. Такая ситуация может возникнуть при выводе КА на околопланетную орбиту и после коррекций орбиты, и особенно при автоматической посадке КА на поверхность небесных тел. Кроме того, резервирование автономной оптической навигацией традиционных наземных радиотехнических измерений повышает надежность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полетах.

В отечественной практике телевизионные приборы были впервые использованы для автономной навигации в проекте «Вега» в 1984 – 1986 годах, когда при пролете КА мимо ядра кометы Галлея телевизионная система осуществляла автоматическое наведение платформы с научными приборами по центру яркости на объект наблюдения (Телевизионная съемка..., 1989). Такой же метод применялся для наведения научной аппаратуры (с использованием дополнительного вращения КА) с помощью разработанной в JPL (США) автономной оптической навигационной системы AvtoNav при пролете малых тел (комет и астероидов) в миссиях Deep Space 1, STARDUST, Deep Impact, EPOXI и STARDUST NExT (Bhaskaran, 2012).

Для управления сближением с Фобосом и посадкой на него спускаемого аппарата (проект «Фобос-Грунт») с выбором безопасного места посадки была разработана Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) в составе двух камер – широкоугольной и узкоугольной (Аванесов и др., 2010). К сожалению, из-за аварии КА до практического использования ТСНН дело не дошло. При посадке китайских зондов «Чанъэ 3-5» на Луну автономная оптическая навигация по телевизионным изображениям использовалась наряду с трехмерным лидарным сканированием для уклонения от препятствий ([Wang and Liu, 2016](#)).

3.1.1 Система автономной оптической навигации и стенд для ее отработки

В настоящее время с учетом накопленного опыта и перспективных планов полетов отечественных КА к Луне, в ИКИ РАН создается система автономной оптической навигации (Аванесов и др., 2020), в состав которой входят:

- широкоугольная навигационная камера (ШНК), предназначенная для определения положения космического аппарата (КА) по горизонту планеты и по контрольным точкам (КТ) на ее поверхности;
- узкоугольная навигационная камера (УНК), предназначенная для уточнения положения КА по КТ, используя снимки более высокого разрешения;
- два звездных датчика, предназначенных для определения ориентации системы в инерциальной системе координат,
- блок обработки данных (БОД).

Все приборы являются унифицированными и строятся на базе разрабатываемых в ИКИ РАН звездных датчиков семейства БОКЗ. Они отличаются лишь объективами, светофильтрами и программным обеспечением. Характеристики оптических головок (ОГ) указанных приборов приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 - Основные параметры оптических головок системы автономной оптической навигации

Камера	ОГ-ШНК	ОГ-УНК	ОГ-ЗД – 2 шт.
Фокусное расстояние, мм	3,6	23	36
Размер кадра, пикс.	2048 x 2048		
Угловое разрешение δ , 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

Для экспериментальной отработки системы в ИКИ РАН создан специализированный стенд (Аванесов и др., 2021), в состав которого входят несколько компьютеров и средств отображения, на которых воспроизводятся изображения звезд, Земли и Луны в масштабе и ракурсах, соответствующих положению КА на трассе полета. Формируемые изображения снимаются с помощью ШНК, УНК и звездных датчиков. Оборудование и программно-математическое обеспечение стенда позволяет не только моделировать условия наблюдения небесных тел, но и оценивать результаты работы приборов навигационной системы.

Перед началом каждого «пролета» проводится автоматическая геометрическая калибровка стенда, основанная на проецировании на экраны монитора регулярной сетки точек, ее съемки, распознавании точек сетки на получаемых изображениях и определении геометрических параметров, связывающих координаты точек на изображениях, подаваемых на экраны мониторов, и их координаты на изображениях, получаемых камерами. На стенде УНК калибровка оказалась стабильной и мало изменялась в процессе пролетов. Стенд ШНК, напротив, оказался чувствительным к вариациям температуры помещения. Хотя эксперименты показали, что за время прогрева стенда координаты центральной точки на проекционном экране смещались лишь на 0,2 мм, однако даже такая ошибка соответствовала смещению примерно на 15 пикселей на изображении, получаемом ШНК, и километровым ошибкам в определении положения КА. Поэтому калибровка стенда ШНК проверялась и при необходимости корректировалась также после завершения пролета.

3.1.2 Моделирование изображений Луны

Изображения Луны существенно зависят от направления падения на ее поверхность солнечных лучей и направления наблюдения. При фазовом угле (угле между направлениями падения и наблюдения) больше $\sim 40^\circ$, при которых планируется реализовать навигацию по контрольным точкам, основным фактором, влияющим на структуру изображений, является рельеф. При таких фазовых углах можно пренебречь влиянием микроструктуры реголита, оказывающая доминирующее влияние на распределение яркости поверхности Луны при малых фазовых углах. При фазовых углах меньше 40° планируется лишь навигация по горизонту, для которой адекватное моделирование распределения яркости по диску Луны не имеет значения.

Поэтому изображения Луны моделировались в реальном времени с использованием топографической модели LOLA 256P с разрешением на поверхности около 118 м, построенной по данным лазерного высотомера LOLA (Lunar Orbiter Laser

Altimeter) на КА LRO. Распределение яркости поверхности Луны рассчитывалось по модели Хапке (Hapke, 2012), используя средние значения ее параметров. Хотя существуют карты распределения параметров модели Хапке по поверхности Луны (Sato et al, 2014), их разрешение в 5° (150 км) совершенно недостаточно для моделирования орбитальных изображений.

При построении изображения, выводимого на стенды, учитывалась как геометрическая модель камеры, так и результаты калибровки стенда таким образом, чтобы угловое распределение поля яркости на апертуре камеры соответствовало реальному распределению поля яркости Луны.

Адекватность моделирования изображений Луны проверялась путем сопоставления модельных изображений с реальными изображениями, полученными широкоугольной камерой WAC, входящей в состав съемочной системы LROC (Lunar Reconnaissance Orbiter Camera) на КА LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter).

3.1.3 Программно-алгоритмическое обеспечение припланетной навигации

На первом этапе обработки по изображениям ШНК определяется положение КА по горизонту, используя алгоритм, описанный в работе (Жуков и др., 2015). Для этого на изображении с помощью оператора Собея выделяются потенциальные точки горизонта, осуществляется фильтрация точек терминатора по признаку величины угла падения солнечных лучей и аппроксимация направлений на оставшиеся точки горизонта круговым конусом. Направление оси конуса дает направление на центр Луны во внутренней системе координат (ВСК) камеры. Оно преобразуется в лунную систему координат Моон-МЕ по данным об ориентации камеры в инерциальной системе координат J2000, измеряемой звездными датчиками, используя переход из J2000 в Моон-МЕ для заданного момента времени. Таким образом оценивается положение подспутниковой точки (ПСТ). По углу раствора аппроксимирующего конуса определяется высота КА.

Ошибка определения положения подспутниковой точки по горизонту на низких орбитах обычно не превышает ~ 10 км, а ошибка масштаба не превышает $\sim 1\%$, что вполне достаточно для перехода к следующему этапу – уточнению положения КА по контрольным точкам (КТ) – хорошо распознаваемым и привязанным к карте участкам лунной поверхности. Для этого используется центральная часть поля зрения ШНК, в которой углы наблюдения не превышают 45° и как следствие геометрические искажения не слишком велики. При этом радиус области поиска на первом этапе выбирается равным 10 км и из каталога выбираются контрольные точки, которые могут попадать в поле зрения камеры. Далее формируется области их поиска в геометрической проекции КТ и

осуществляется их поиск, используя иерархический корреляционный метод. При этом КТ сначала ищутся по заглубленным изображениям, а затем их положение уточняется по исходному изображению. Предварительно по 3D-модели КТ рассчитывается ее эталонное изображение для заданных направлений освещения и наблюдения. При идентификации не менее двух КТ определяется радиус-вектор КА в ПЦСК (Жуков и др., 2017).

При навигации по КТ используется каталог КТ на Луне, который был сформирован, используя топографическую модель Луны LOLA256. Для этого поверхность Луны разбивалась на квадраты размером ~ 30 км и в каждом квадрате по критерию (Harris and Stephens, 1988), основанному на максимизации среднеквадратической производной яркости изображения по направлениям, выбиралась площадка размером 16×16 пикселей размером 118 м, для которой значения критерия максимальны при фазовых углах Солнца больше 40° . Для этой площадки строилась пирамида 3D-моделей из 5 уровней, в которой разрешение уровней последовательно увеличивалось в 2 раза. Разрешение самого грубого уровня составляло 1888 м, размер соответствующего эталонного изображения примерно соответствует среднему расстоянию между КТ.

Общий объем каталога составил более 70 тысяч контрольных точек.

Ошибка оценки положения ПСТ по контрольным точкам с помощью ШНК обычно не превышает ~ 1 км.

На орбитах высотой ~ 200 км и более дальнейшее увеличение точности измерений по КТ возможно, используя изображения более высокого разрешения, полученные УНК. Радиус области поиска КТ на изображениях УНК определяется ошибкой определения положения ПСТ по изображениям ШНК.

3.1.4 Результаты стендовых навигационных измерений на окололунных орбитах

Для экспериментов выбирались полярные орбиты высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км. Указанные орбиты начинаются над северным полюсом Луны и проходят над основной точкой посадки КА «Луна-25» к северу от кратера Богуславский (69,545 ю.ш., 43,544 в.д.). Координаты подсолнечной точки 1,0 с.ш., 119,3 в.д. выбраны также соответствующими условиям посадки КА «Луна-25». В этих условиях наблюдение проводится при малой высоте Солнца, которая около экватора составляет 15° и уменьшается до 4° на широте 78° . При более низком Солнце измерения по контрольным точкам не проводятся из-за сильного затенения. Измерения по горизонту проводятся вплоть до захода КА за терминатор.

Разрешение ШНК и УНК на этих орбитах и их поле зрения, используемое для детектирования КТ, приведено в таблице 3.2. В случае УНК для детектирования КТ используется все поле зрения, в случае ШНК – его центральная часть, соответствующая углам наблюдения в пределах $\pm 45^\circ$. Полное поле зрения ШНК в пределах $\pm 90^\circ$ используется для навигационных измерений по горизонту.

Таблица 3.2 - Разрешение и поле зрения камер на полярных орбитах

Высота, км	ШНК		УНК	
	Разрешение, м	Поле зрения ($\pm 45^\circ$), км	Разрешение, м	Поле зрения, км
70	107	140	17	34
100	153	200	24	48
200	307	400	48	96
400	614	800	96	192
800	1230	1600	192	384

Учитывая, что разрешение наиболее детального эталонного изображения КТ составляет 118 м, на низких орбитах требуется закругление изображений УНК до этого разрешения, что приводит к уменьшению размера изображения в пикселях и соответственно к уменьшению числа КТ, попадающих на него без обрезания области определения КТ. Поэтому достаточное число КТ для устойчивых навигационных измерений УНК по КТ получается, начинаются с высоты 200 км.

С другой стороны, разрешение сенсора ШНК не достаточно для проведения навигационных измерений по КТ на высотах 400 км и более. Навигационные измерения ШНК по горизонту могут проводиться на сенсоре для всех высот более 70 км.

На рисунке 3.1 показаны примеры изображений ШНК и УНК, получаемые на сенсоре, с результатами определения дуги горизонта и найденными контрольными точками на ее поверхности.

Ошибки измерений координат КА на окололунных орбитах показаны на рисунках 3.2-3.4, а их среднеквадратичные отклонения (СКО) – в таблице 3.3. Они представлены в системе координат RNB, где ось R направлена по радиус-вектору, ось N – в плоскости орбиты перпендикулярно радиус-вектору, ось B – перпендикулярна плоскости орбиты и дополняет систему до правой. Ошибка по оси R равна ошибке по высоте H. Для полярной орбиты ось N направлена примерно по меридиану, ось B – по параллели. Ошибки в координатах ПСТ получаются умножением ошибок по координатам КА N и B на коэффициент $R_0/(R_0+H)$.

Таблица 3.3 - Среднеквадратические ошибки измерений координат КА на окололунных орбитах (м)

Вид измерений	Ось	Высота, км				
		70	100	200	400	800
ШНК по горизонту	R(H)	659	722	1300	1307	1934
	N	2740	2362	2102	1746	1660
	B	2323	2090	1767	944	1428
ШНК по контрольным точкам	R(H)	202	368	807		
	N	238	178	423		
	B	126	92	314		
УНК по контрольным точкам	R(H)			307	371	482
	N			50	41	58
	B			41	43	35



Рисунок 3.1 - Пример полученных на стенде изображений ШНК (вверху) и УНК (внизу) с высоты 200 км; желтым отмечены выделенные точки горизонта на изображении ШНК и контрольные точки на изображениях ШНК и УНК

СКО ошибок ШНК по горизонту не превышает 2-3 км, а их максимальное значение лежит в пределах 10 км (рисунок 3.2). Ошибки измерения высоты по горизонту возрастают с увеличением высоты. Однако ошибки в горизонтальной плоскости (NB) в целом убывают, что связано с уменьшением чувствительности к рельефу горизонта (на Луне перепад высот поверхности относительно референц-сферы достигает 10 км). Влияние рельефа определяет и большой интервал автокорреляции ошибок, т.е. медленное изменение ошибок вдоль трассы.

Ошибки ШНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости на порядок меньше, чем по горизонту (рисунок 3.3). Их СКО не превышает нескольких сотен метров, а максимум – в пределах 1 км. Ошибки по высоте примерно в 2 раза больше, чем в горизонтальной плоскости, что определяется углом засечки контрольных точек, который лежит в пределах 90° . Ошибки по контрольным точкам в целом увеличиваются с высотой и слабо коррелированы вдоль орбиты.

На высотах 200 км и выше СКО ошибок УНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости составляет около 50 м, а максимальные ошибки не превышают 200-300 м (рисунок 3.4). Ошибки по высоте в этом случае почти на порядок больше из-за недостаточного угла засечки УНК в $27,5^\circ$.

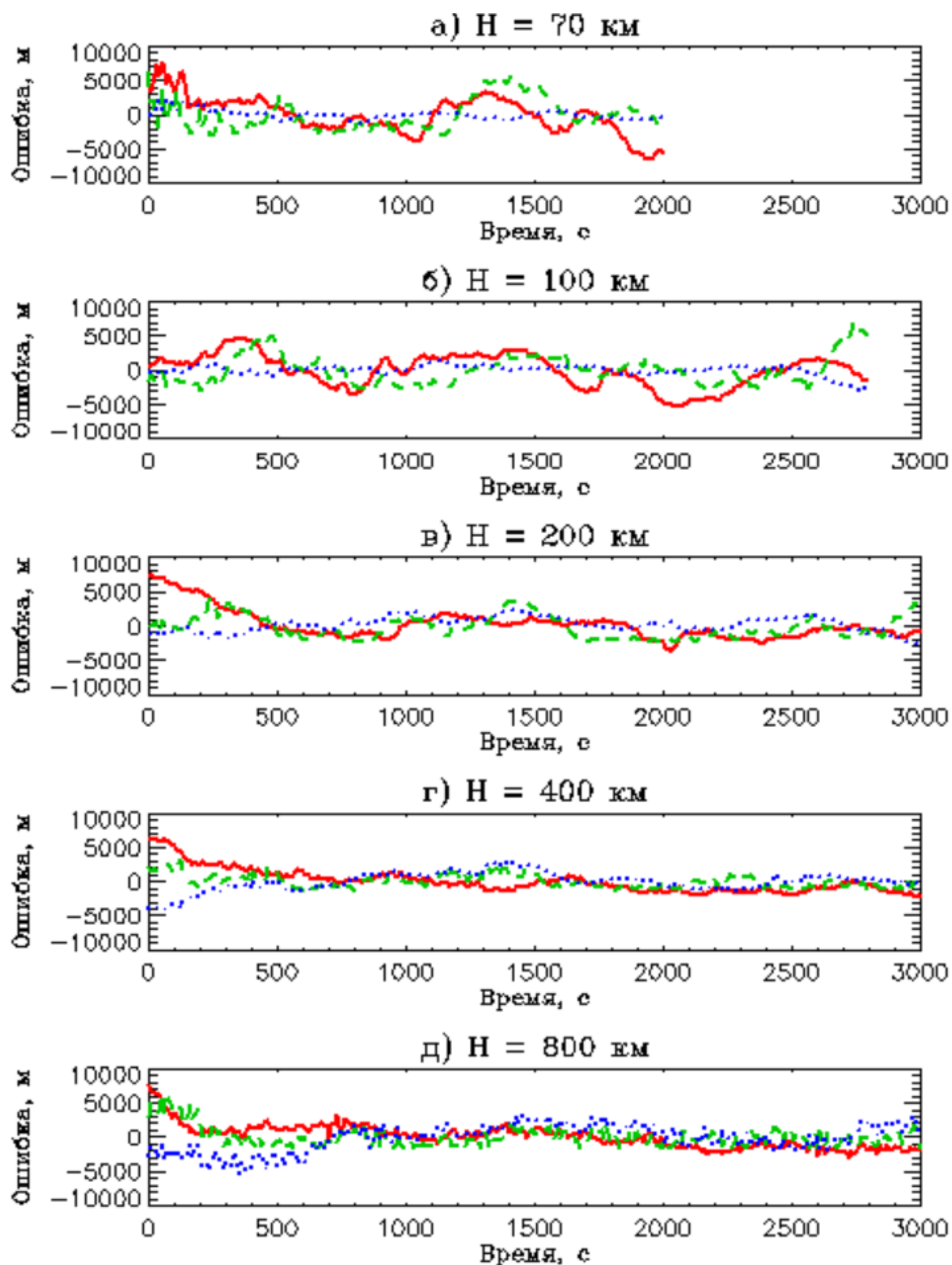


Рисунок 3.2 - Ошибки измерения координат КА с помощью ШНК по горизонту на полярных орбитах высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

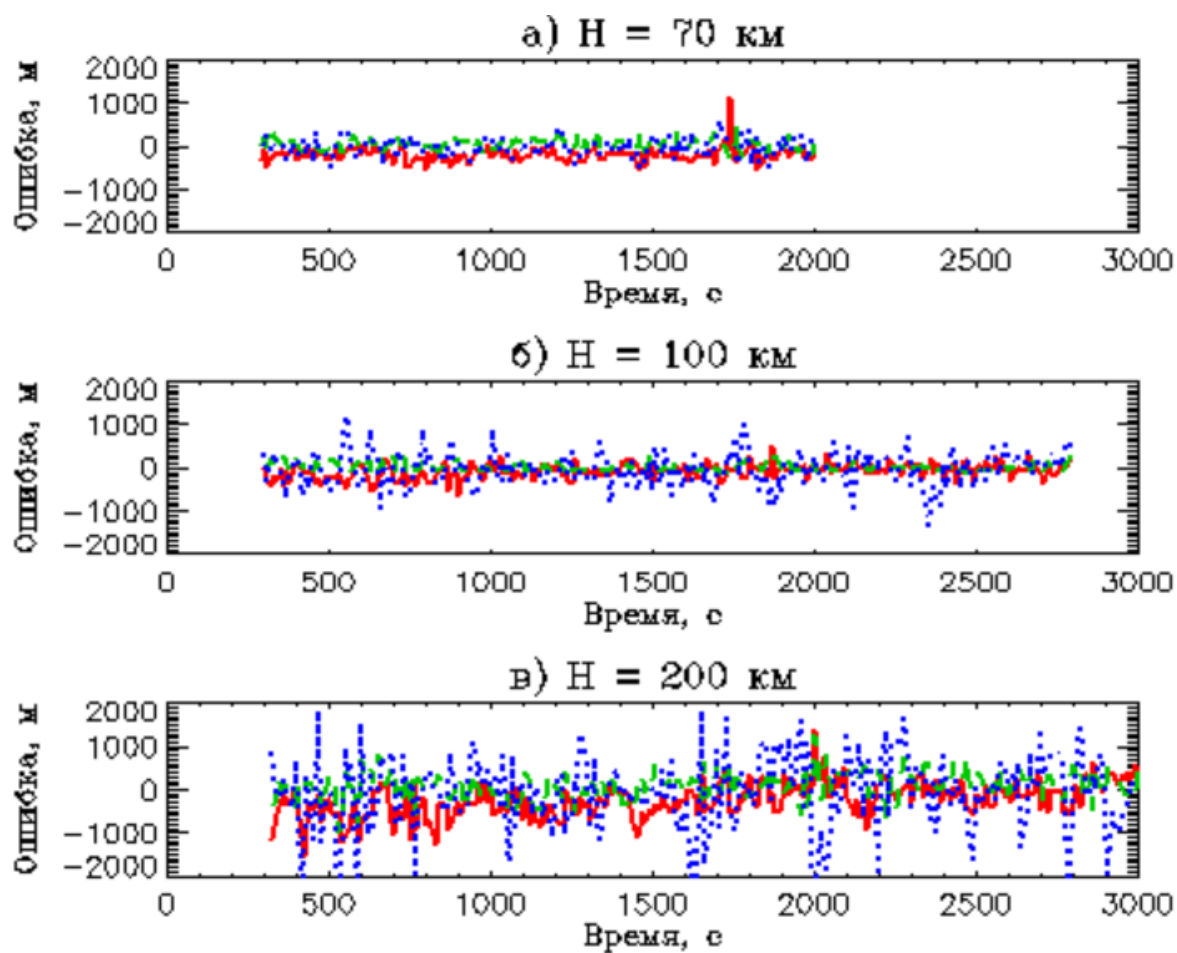


Рисунок 3.3 - Ошибки измерения координат КА с помощью ШНК по контрольным точкам на полярных орбитах высотой 70, 100 и 200 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

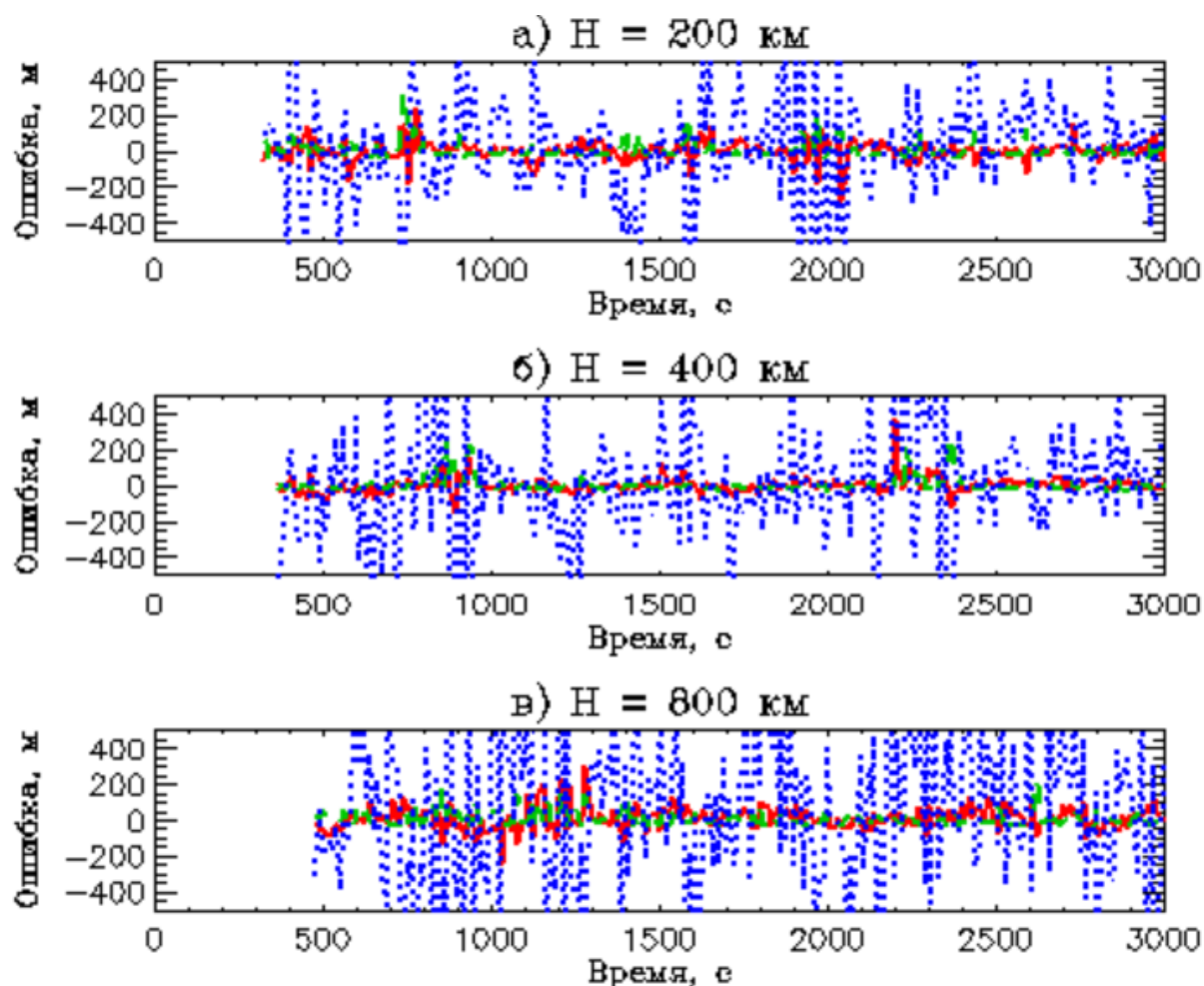


Рисунок 3.4 - Ошибки измерения координат КА с помощью УНК по контрольным точкам на полярных орбитах высотой 200, 400 и 800 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

3.1.5 Результаты навигационных измерений при подлете к Луне

Рассмотрим пример навигационных измерений, получаемых на типичной траектории подлета к Луне при уменьшении высоты от 10 тыс. км до 100 км. Примеры изображений, получаемых на трассе подлета, приведены на рисунке 3.5.

На трассе подлета долгота подспутниковой точки изменяется от 80° до -70° в.д. (рисунок 3.6а). При этом наблюдаются низкие и средние широты в северном полушарии до 50° с.ш., а фазовый угол изменяется в диапазоне от 40° до 80° . При уменьшении фазового угла улучшаются условия детектирования горизонта из-за увеличения наблюдаемой дуги горизонта и уменьшения влияния теней. С другой стороны, при уменьшении фазового угла уменьшается контраст КТ, что затрудняет их распознавание.

Ошибки навигационных измерений при подлете к Луне представлены на рисунках 3.6 б-г. В этом случае ошибки измерений удобно определять в относительной мере – по высоте и в угловой мере – по направлению на центр Луны. Ошибка в одну угловую

минуту в направлении на центр Луны соответствует ошибке в 500 м в координатах подспутниковой точки.

Ошибки измерения высоты по горизонту с помощью ШНК не превышают 1 - 2 %. На расстоянии ~1000 км, где фазовый угол составляет примерно 40° и терминатор на изображении не виден, наблюдается полная дуга горизонта и ошибка измерения высоты уменьшается до 0,1 %. Ошибки измерения направления на центр Луны по горизонту с помощью ШНК на подлете уменьшаются от ~10 угл. мин. до ~1 угл. мин.

На высоте более 5500 км, где УНК может наблюдать горизонт, ошибки измерения с ее помощью высоты уменьшаются в 2-3 раза, а ошибки направления на центр Луны – на порядок из-за лучшего разрешения изображений.

На расстоянии менее 5500 км, когда УНК переходит на измерения по КТ, ошибка измерения высоты составляет ~0,1 %, а ошибка определения направления на центр Луны обычно не превышает 0,1 угл мин, т.е. 50 м в координатах ПСТ.

Таким образом, на трассе подлета УНК является основным измерительным инструментом. Исключение составляют высоты менее 200 км, где как обсуждалось выше, УНК может не находить достаточное число КТ. Здесь навигационные измерения могут дополняться измерениями ШНК по КТ. При этом точность измерения направления на центр Луны ухудшается по сравнению с измерениями УНК на порядок, а точность измерения высоты остается примерно такой же из-за большей угловой засечки.

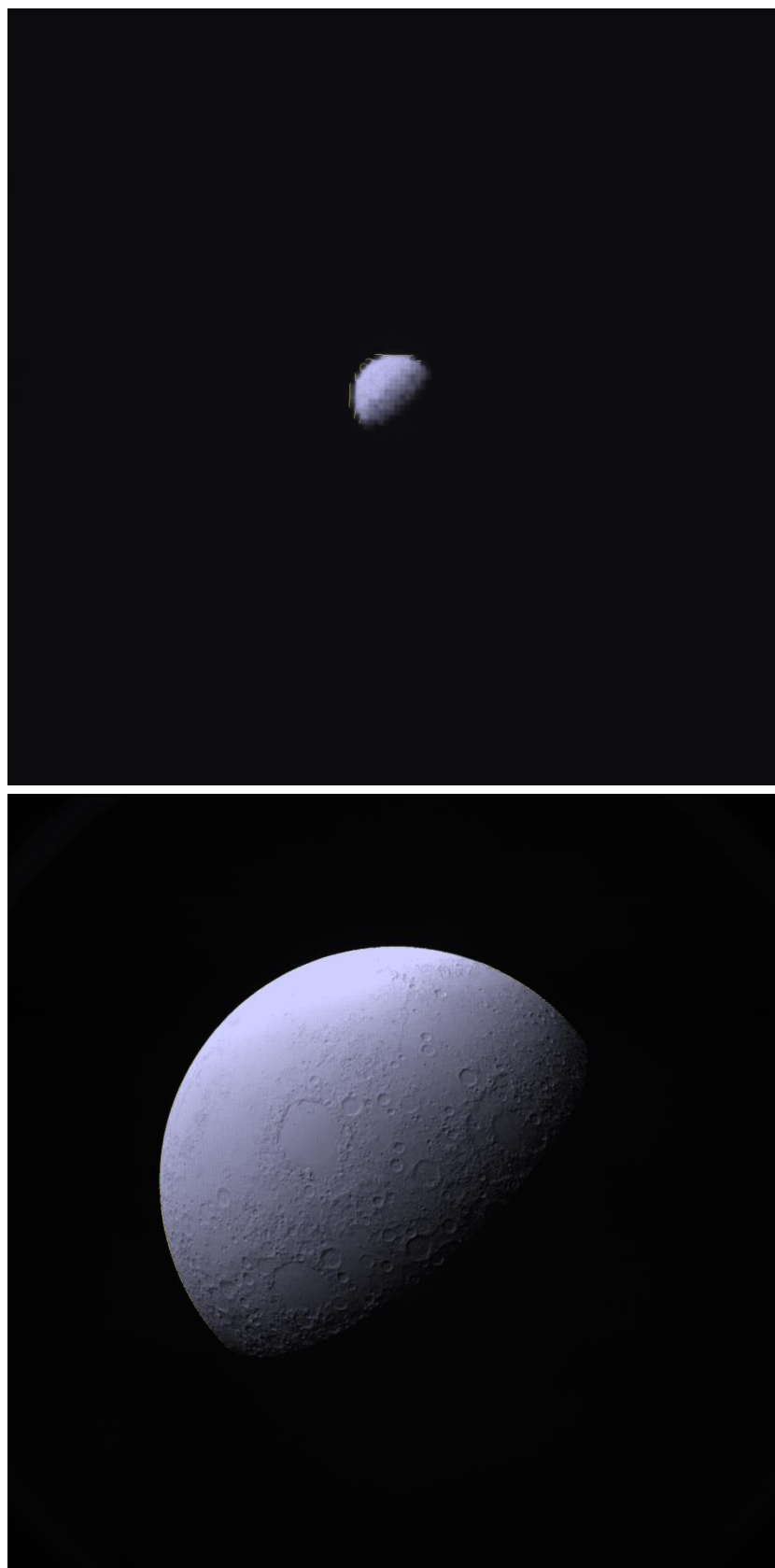


Рисунок 3.5 - Изображения ШНК (вверху) и УНК (внизу) с высоты 10000 км; желтым отмечены выделенные точки горизонта

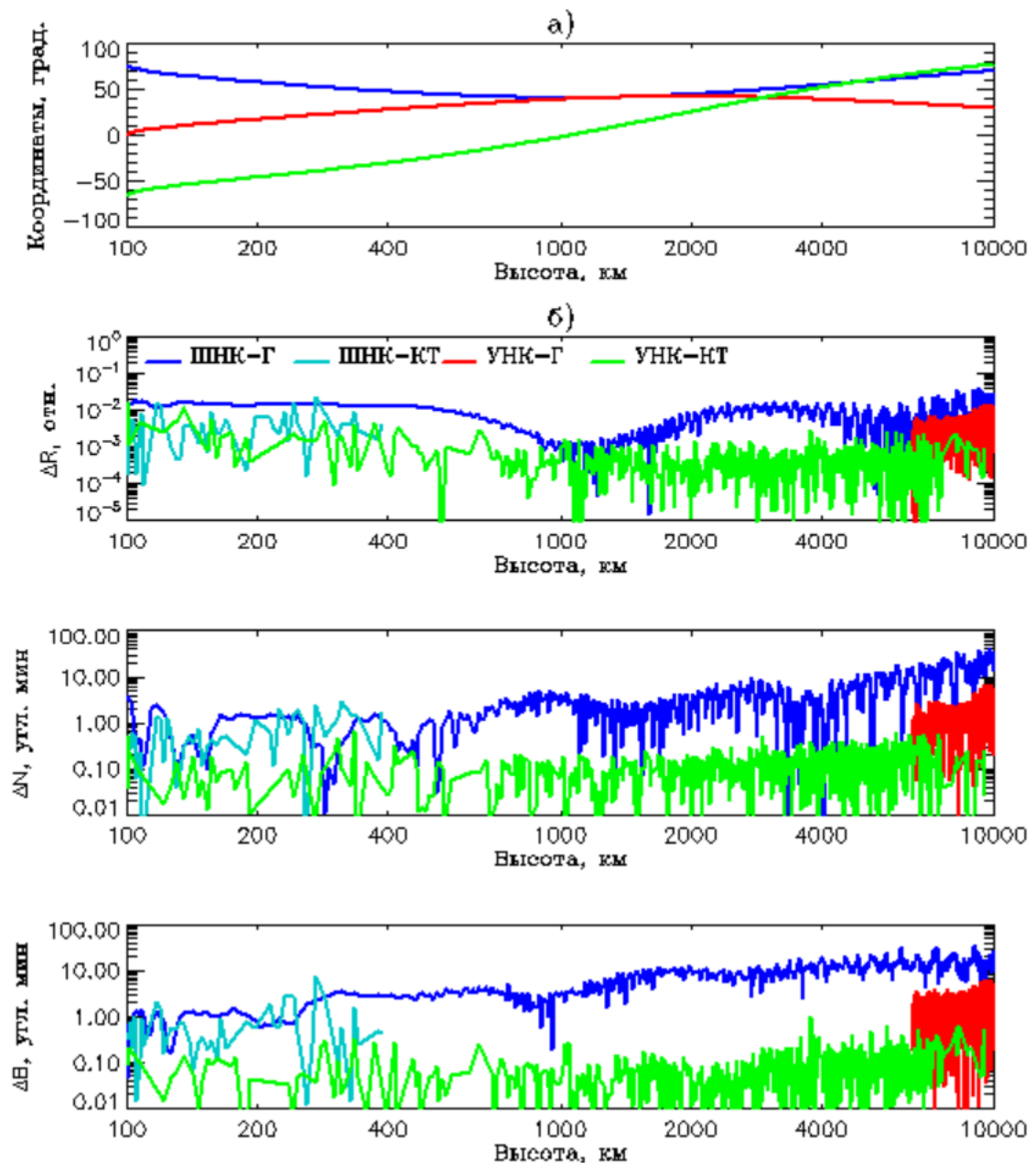


Рисунок 3.6 - Изменение фазового угла (а), абсолютной ошибки по высоте (б), угловых ошибок направления на центр Луны в плоскости орбиты (в) и перпендикулярно плоскости орбиты (г) на трассе подлета к Луне

Заключение

Проведена отработка системы автономной оптической навигации на специализированном стенде. Полученные результаты подтвердили расчетную точность навигационных измерений и методику взаимодействия измерений, выполняемых широкоугольной и узкоугольной навигационными камерами на окололунных орбитах и на трассе подлета к Луне.

Литература

1. 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.
2. 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.
3. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С. Стенд для отработки технологии автономной припланетной навигации КА // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2021. Т. 18. № 3. С. 107-117.
4. Жуков Б.С., Жуков С.Б., Форш А.А. Возможности навигационных измерений по лимбу Земли в видимом и ближнем ИК диапазоне // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2015. Т. 12. № 2. С. 61-76.
5. Жуков Б.С., Полянский И.В., Жуков С.Б. Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры. // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2017. Т.14. № 2. С.24-35.
6. Телевизионная съемка кометы Галлея / ред. Сагдеев Р.З. М.: Наука. 1989. 295 с.
7. S. Bhaskaran. Autonomous navigation for deep space missions. AIAA-2012-1267135.
8. B. Hapke. Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy. Cambridge Univ. Press, New York, 2012.
9. C. Harris, M. Stephens. A combined corner and edge detector // *Proceedings of the Alvey Vision Conference*, 1988, pp. 147–151.
10. Sato H., Robinson M.S., Hapke B., Denevi B.W. and Boyd A.K. Resolved Hapke parameter maps of the Moon. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2014, Volume 119, Issue 8, pp.1775–1805. DOI: 10.1002/2013JE004580
11. Wang, Q. and Liu, J. A Chang'e-4 mission concept and vision of future Chinese lunar exploration activities. *Acta Astronautica*, 2016, 127, pp.678-683

3.2 Средства экспериментальной отработки задач сближения и стыковки КА для технического обслуживания и ремонта в космосе

Практически с начала освоения человеком космоса возникли задачи по обеспечению стыковки космических аппаратов на орбите Земли. В основном это были опыты по стыковке в интересах пилотируемой космонавтики, которые, в итоге, превратились в достаточно обыденные операции на орбите. В начале восьмидесятых, с созданием американцами системы Space Shuttle, появилась возможность технического обслуживания орбитальных аппаратов. Было проведено множество миссий, в которых экипажи шаттлов сближались с космическими аппаратами (КА), захватывали их и проводили техническое обслуживание и ремонт. Самый знаменитый КА, с которым пришлось неоднократно работать американцам - это, пожалуй, космический телескоп имени Хаббла. Благодаря этим миссиям телескоп успешно функционирует по сей день на протяжении уже более тридцати лет. Тем не менее, шаттлы оказались дорогими в обслуживании, и как следствие их немногочисленные полеты стали чрезмерно дорогими. Понятно, что их использование в коммерческих миссиях по сервисному обслуживанию КА не представляло какой-либо выгоды. Тогда стало очевидно, что необходимо развивать автоматические аппараты, которые могли бы самостоятельно или с минимальной поддержкой с Земли выполнять сервисное обслуживание коммерческих аппаратов.

К этому моменту уже сложилось понимание по основным типам выполняемых сервисных операций, к которым можно отнести: ремонт, заправку, буксировку, обследование, очистку от космического мусора и др.

Для выполнения сервисной задачи КА, прежде всего надо сблизиться друг с другом. Обычно сближение разбито на два этапа. Первый - это выведение сервисного космического аппарата (СКА) в окрестность обслуживаемого космического аппарата (ОКА), сопряженное с изменением начальной орбиты СКА. Второй - это непосредственное сближение двух КА с использованием систем относительной навигации.

Исторически в СССР, и как следствие, в российских космических системах сближения, используются радиотехнические средства. Примером такой системы является Курс-НА, используемая на космических кораблях Союз-МС и Прогресс-МС. Несмотря на длительный срок развития подобных систем, они по-прежнему остаются довольно громоздкими и потребляют значительную мощность. А при использовании Курса при стыковке с МКС выявилась и еще одна неприятная особенность - это ложные отражения сигнала из-за сложной конструкции станции, вызывающие сбои в работе системы стыковки. Все это послужило толчком к разработке систем относительной навигации

основанных на других принципах. Одним из возможных вариантов - это системы на основе видеокамер с использованием распознавания образов КА и определении его относительных координат. Данные системы имеют малые габариты и незначительное (по сравнению с радиосистемами) потребление энергии. В настоящее время за рубежом использование видеосистем для целей сближения и стыковки КА является типовым решением и уже используется на практике как в пилотируемой космонавтике (космические корабли Дрэгон) так и в сервисных миссиях (аппараты MEV-1 и MEV-2). В России создание подобных систем находится на стадии НИРов, в ходе которых уже определены основные архитектурные решения, состав приборов и алгоритмов распознавания. В частности, был определен облик системы сближения, использующей широкоугольную, узкоугольную, ToF (Time-Of-Flight) камеры и лазерный дальномер. Были проработаны алгоритмы распознавания и оценена их точность с использованием математического моделирования. Использование ToF систем в настоящее время является перспективным направлением для создания высокопроизводительных систем распознавания формы целевых объектов. В России к настоящему времени отсутствует какой-либо значительный опыт использования ToF камер в области космического приборостроения и требуется проведение исследовательских работ по адаптации данной технологии в задачах относительной навигации КА.

3.2.1 Экспериментальная отработка

Как правило, перед отработкой сложной системы в железе, она проходит стадию расчетов и математического моделирования. На этом этапе можно оценить поведение системы в заданных режимах и выявить многие потенциальные проблемы. Однако как бы тщательно не задавалась математическая модель, она все же будет иметь некоторые отличия от реальной системы. В нашем случае необходимо распознать образ КА, определив ключевые элементы конструкции и произвести расчеты, определяющие радиус-вектор на целевой КА и его относительную ориентацию. Для математического моделирования подобного процесса нам понадобятся средства, синтезирующие 3D образ КА с учетом оптических свойств материалов, его конструкции и воздействия внешних источников света. Так же при математическом моделировании необходимо учитывать оптические характеристики используемых видеокамер. Притом, что в настоящее время существует значительное количество программных средств (в т.ч. и бесплатных) для 3D моделирования, создание математической модели в них будет лишь некоторым приближением к реальности. Существенным фактором, определяющим необходимость экспериментальной отработки создаваемой СОНС, является также исследование

информационных возможностей ToF камеры, надежные модели которой в настоящее время отсутствуют.

3.2.2 Создание экспериментальной базы

Подход к созданию средств наземной экспериментальной отработки с использованием оптических средств может варьироваться в зависимости от поставленных задач. Рассмотрим различные системы экспериментальной отработки элементов стыковки, используемые в США и Европе.

В США для отработки миссии MEV-1 использовался специализированный стенд, состоящий из пары роботизированных манипуляторов, размещенных на линейных приводах.

Такое техническое решение имеет свои преимущества и недостатки. К преимуществам можно отнести простоту конструкции и легкость в управлении. К недостаткам такого подхода можно отнести ограниченность перемещений при отработке маневров сближения макетов космических аппаратов и дороговизну промышленных манипуляторов.

В Европе был реализован проект Inveritas с участием EADS-ASTRIUM, Jena-Optronik и робототехнического инновационного центра немецкого исследовательского центра искусственного интеллекта (RIC DFKI Bremen). Основной целью была отработка базовых технологий сближения и захвата КА на орбите с целью технического обслуживания и заправки.

Разработанная система включает в себя:

- стационарный роботизированный манипулятор, который обеспечивает имитацию движения макета обслуживаемого КА;
- подсистему динамического перемещения макета сервисного КА на тросовом подвесе;
- имитатор солнца;
- рабочее место оператора.

Европейская система проекта Inveritas имеет ряд преимуществ:

- отработанная технология (применяется для теле- и киносъемочной аппаратуры – системы «SpiderCam»);
- легко масштабируется – есть системы как для маленьких помещений, так и для больших;
- обеспечена возможность перемещения в трехмерном пространстве.

К недостаткам можно отнести невозможность оперировать полноразмерными макетами

космических аппаратов.

Из рассмотренных примеров наиболее перспективной системой для проведения исследований в части функционирования оборудования относительной навигации является система проекта Inveritas. Подобная система использовалась для отработки относительной навигации не только типа КА-КА, но и КА-поверхность, что в перспективе дает возможность отработки научных миссий с посадкой на малые небесные тела на подобии миссии OSIRIS-REx.

Исходя из выбранного подхода и решаемых задач по моделированию процесса относительной навигации, был разработан проект специализированного рабочего места отработки относительной навигации и стыковки (СРМ ОНС).

В состав стенда СРМ ОНС вошли:

- имитатор космического пространства (рама со светопоглощающим покрытием);
- имитатор обслуживаемого космического аппарата (ИОКА);
- поворотный привод ОКА;
- имитатор Солнца с поворотным и линейным приводом;
- система приводов тросового перемещения макета имитатора сервисного космического аппарата (ИСКА);
- ИСКА в составе:
 - широкоугольной камеры;
 - узкоугольной камеры;
 - ToF камеры;
 - лазерного дальномера;
 - модуля управления;
- поворотный привод ИСКА;
- система управления (управляющий и обрабатывающий компьютеры).

3.2.3 Структура стенда

На рисунке 3.7 приведена структурная схема, отражающая взаимосвязи всех функциональных элементов стенда СРМ ОНС.

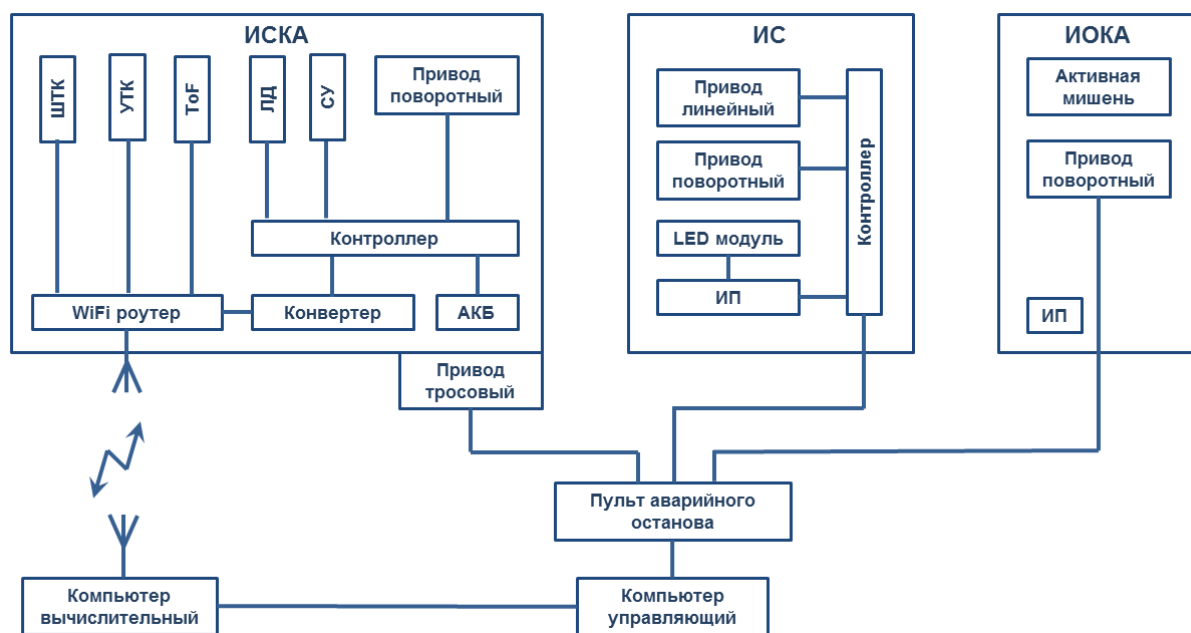


Рисунок 3.7 - Структурная схема стенда CPM ОНС

ИСКА представляет собой автономный приборный видео-комплекс, содержащий в своем составе: набор измерительных видеокамер, в том числе и ToF камеру, лазерный дальномер, набор вспомогательных модулей. Передача видеоданных, данных измерений и управляющих команд осуществляется посредством высокопроизводительного WiFi роутера. Локальное управление поворотным приводом осуществляет контроллер ИСКА, в функции которого входят также синхронизация съемки и измерений приборов и контроль состояния АКБ.

Перемещение ИСКА в трехмерном пространстве осуществляется при помощи тросового привода, состоящего из четырех лебедок.

Имитатор Солнца состоит из светодиодного модуля с фокусирующей оптикой, приводов и управляющего контроллера. Светодиодный модуль имеет два независимых канала, линзы, которых имеют разную степень фокусировки луча, что совместно с независимой регулировкой яркости дает возможность корректно формировать световой поток при имитации разных улов освещения используя только одну плоскость перемещения источника света. Управление поворотом и перемещением ИС осуществляется с помощью контроллера ИС, который выдает необходимые сигналы на четыре шаговых сервопривода.

ИОКА представляет собой масштабную модель КА и имеет поворотный привод по двум осям.

Компьютер вычислительный осуществляет программную имитацию работы СКА на основе данных с камер и математической модели окружающей обстановки.

Компьютер управляющий выполняет функции управления положением элементов стенда в зависимости от математической модели окружающей обстановки.

Управление приводами стенда осуществляется через пульт аварийного останова, в задачу которого входит блокировка работы механизмов при возникновении аварии в оборудовании.

3.2.4 Программное обеспечение

На рисунке 3.8 приведена структурная схема программного обеспечения (ПО) стенда СРМ ОНС.

ПО контроллера СКА выполняет функции управления работой элементов ИСКА и контроль состояния батареи.

ПО пульта аварийного останова отслеживает наличия аварийных сигналов от исполнительного оборудования и блокирует его работу в случае аварии.

ПО контроллера имитатора Солнца управляет работой приводов и светодиодного излучателя.

Модули ШТК, УТК, ToF, ЛД обеспечивают настройку функционирования и получение данных с соответствующих блоков ИСКА и передачу информации в эмулятор блока обработки данных.

Эмулятор БОД выполняет основную задачу по навигации. В нем работает основное функциональное ПО, которое распознает образ КА и выдает рассчитанный радиус-вектор на целевой КА.

Эмулятор БЦВМ выполняет роль контроллера КА, на котором выполняется алгоритм стыковки.

Эмулятор ЦУП выполняет выдачу на ЭБЦВМ высокоуровневых команд типа: начать стыковку, останов, продолжить, отстыковка и т.п.

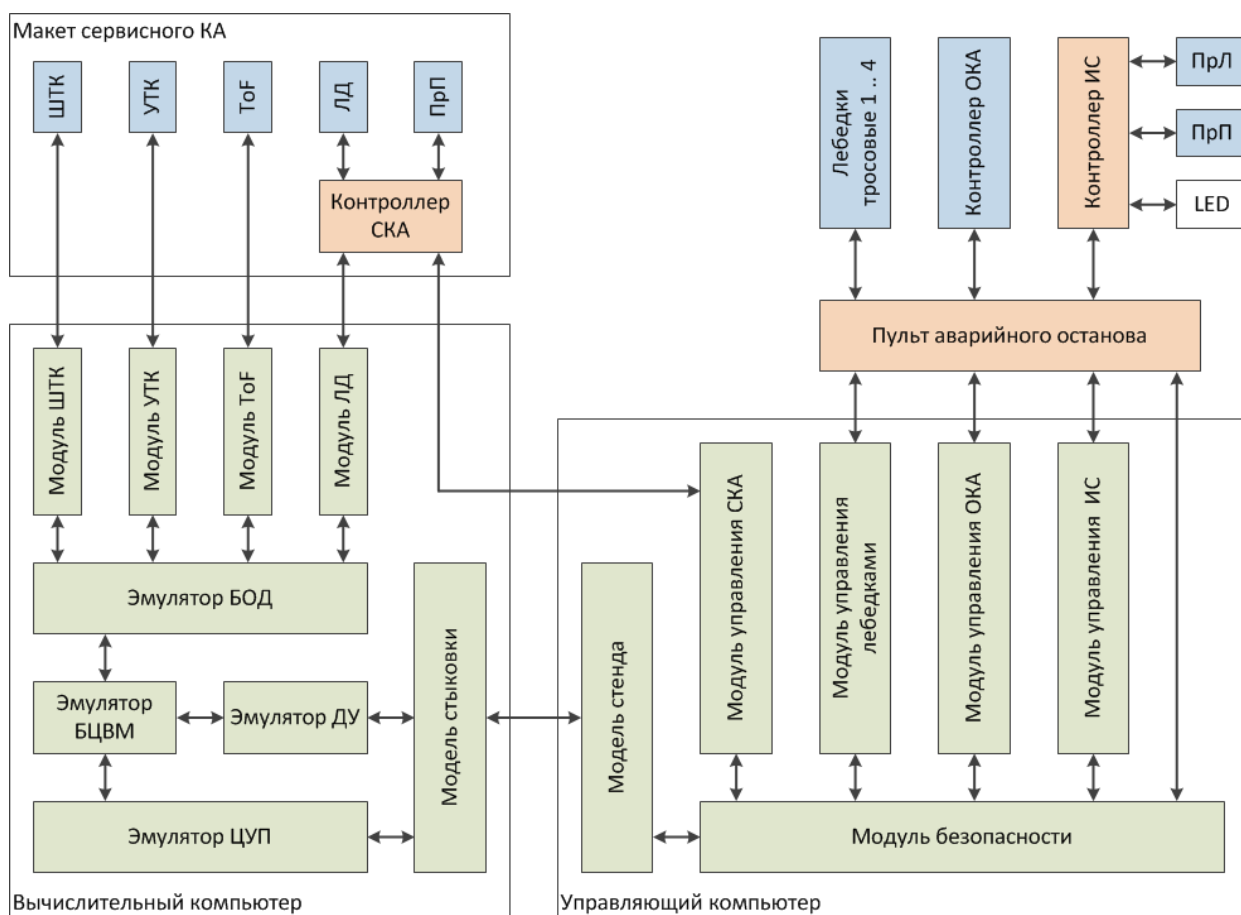


Рисунок 3.8 - Структурная схема ПО стенда СРМ ОНС

Эмулятор двигательной установки является программной заглушкой, и выдает параметры перемещения аппарата без учета работы реальной двигательной установки. В будущем, с помощью этого модуля можно будет эмулировать работу двигательной установки реального КА.

Модель стыковки – модуль, формирующий математическую модель положения КА, Солнца, Земли, Луны, Звезд и визуализацию данной модели.

Модуль модели стенда осуществляет преобразование положения объектов модели стыковки в параметры положения элементов стенда с учетом его механической модели.

Модуль безопасности выполняет контроль положения элементов схемы с целью предотвращения различных коллизий.

Модуль управление СКА обеспечивает передачу управляющих команд на приводе сервисного КА.

Модуль управление лебедками обеспечивает передачу управляющих команд лебедки привода сервисного КА.

Модуль управление ОКА обеспечивает передачу управляющих команд на приводе обслуживаемого КА.

Модуль управление ИС обеспечивает передачу управляющих команд на приводе имитатора Солнца.

3.2.5 Конструкция СРМ ОНС

На рисунке 3.9 приведена 3D-модель стенда СРМ ОНС.

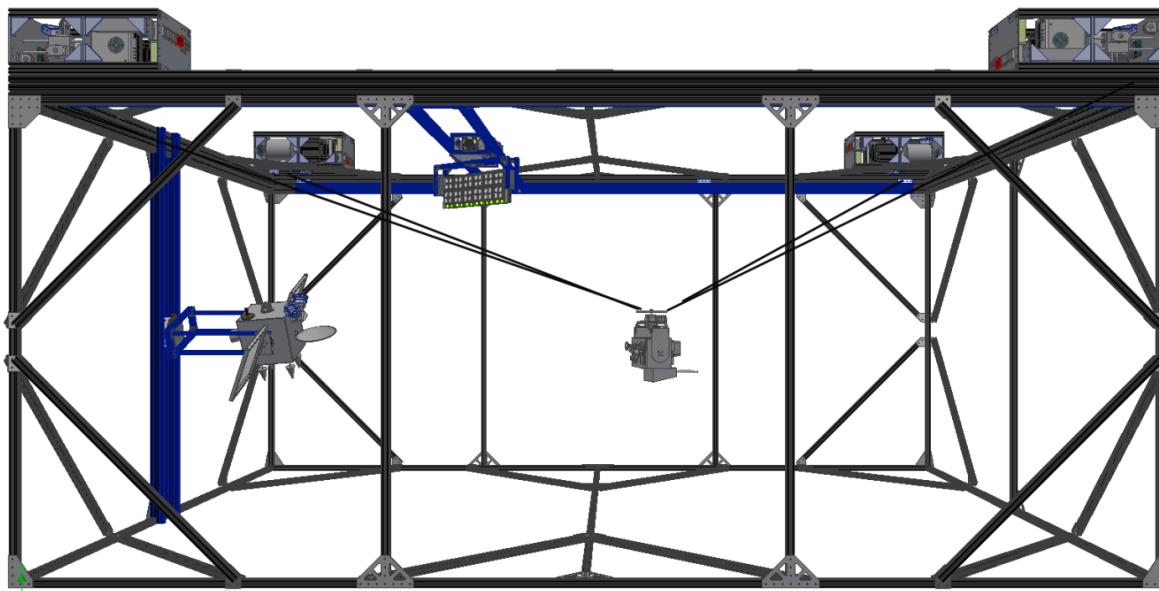


Рисунок 3.9 - 3D-модель стенда СРМ ОНС

В основе стенда лежит несущая рама из конструкционного профиля. Наверху располагаются четыре лебедки, на тросах которых подвешен имитатор сервисного КА.

В верхней части находится имитатор Солнца с приводами.

Имитатор обслуживаемого КА располагается на опоре слева.

3.2.6 Имитатор Солнца

На рисунке 3.10 приведена 3D-модель ИС.

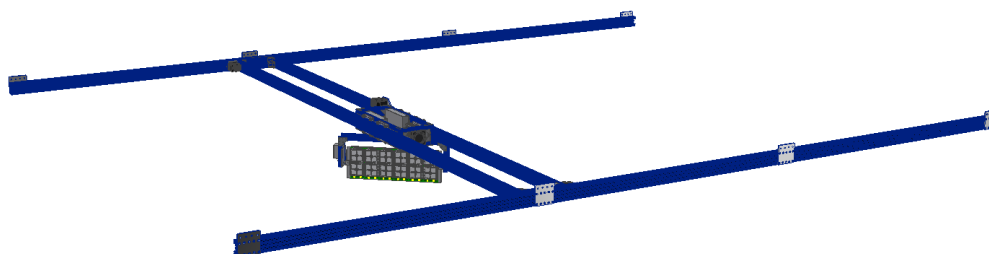


Рисунок 3.10 - 3D-модель ИС

Линейный привод ИС представляет собой четыре направляющие с каретками, обеспечивающие перемещение в горизонтальные плоскости при помощи шаговых сервоприводов.

Поворотный привод ИС интегрирован с приборным блоком и осуществляет поворот светодиодного модуля по рысканью и тангажу.

В приборном блоке ИС размещены контроллер ИС, источники питания и средства коммутации.

3.2.7 Имитатор сервисного космического аппарата

На рисунке 3.11 приведена 3D-модель ИСКА.

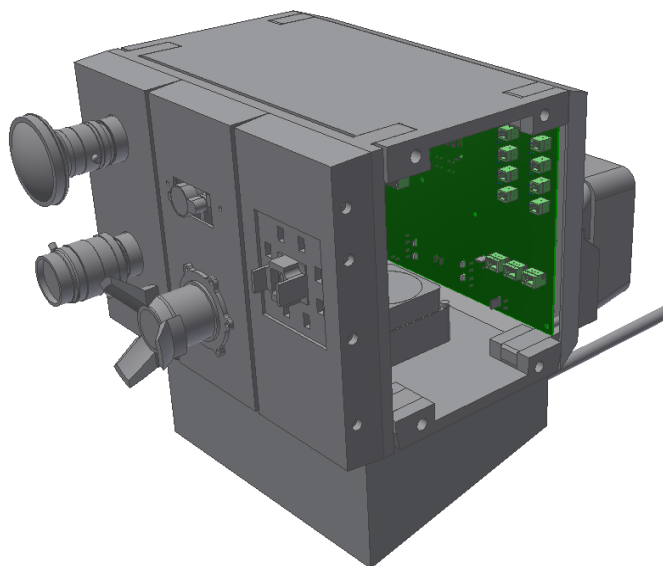


Рисунок 3-11 - 3D-модель ИСКА

ИСКА представляет собой приборный модуль, содержащий в своем составе набор видеокамер, размещенных на сменных панелях, что дает возможность подбирать оптимальную конфигурацию для различных конструкций типовых КА. Поворот ИСКА по рысканью и тангажу осуществляется специализированным приводом на BLDC моторах с интегрированными энкодерами. Перемещение в пространстве, имитирующее траекторию сближения КА, осуществляется при помощи тросового привода, состоящего из четырех лебедок за счет регулировки выпуска троса каждой из них.

3.2.8 Имитатор обслуживаемого космического аппарата

На рисунке 3.12 приведена 3D-модель ИОКА.

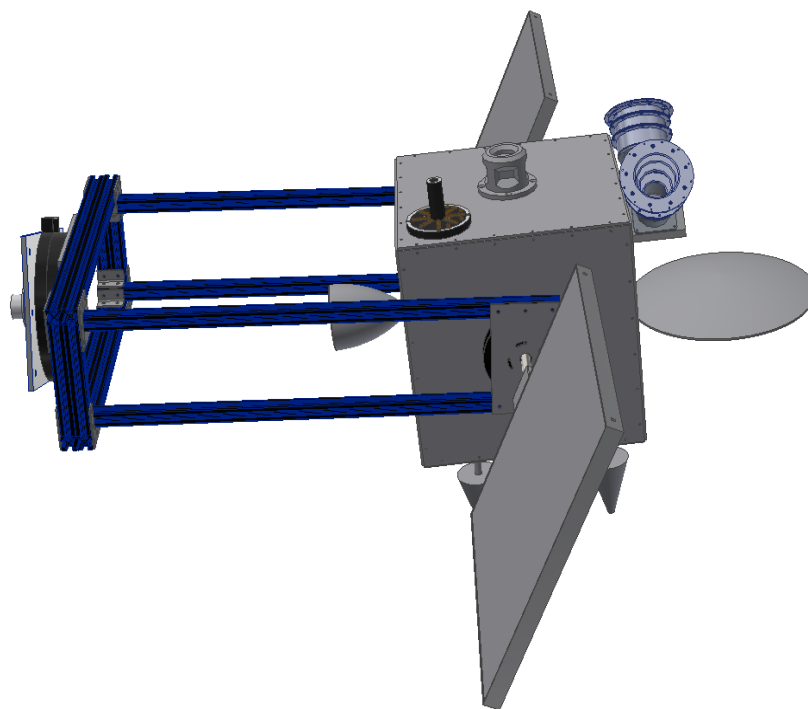


Рисунок 3.12 - 3D-модель ИОКА

ИОКА представляет собой масштабную модель КА, несущего на своей поверхности типовые внешние элементы, такие как: солнечные батареи, ЭВТИ, антенны, приборы ориентации, элементы двигательных установок, мишени, радиаторы и т.д. Конструкция ИОКА предполагает возможность изменения конфигурации внешних элементов, что очень важно для проверки устойчивой работы алгоритмов распознавания образов КА с разнообразными поверхностями (например, глянцевая или матовая ЭВТИ).

Вращение ИОКА осуществляется по двум осям: крену и тангажу. В поворотном приводе используются BLDC моторы с интегрированными энкодерами.

3.2.9 Выводы

Разработанный стенд СРМ ОНС имеет в своем составе достаточный набор средств для успешной отработки технических решений оптических систем относительной навигации КА.

Универсальность конструкции и возможности по модернизации стенда открывают перспективы использования его в схожих задачах, таких как безопасная посадка, навигация по поверхности и др.

Научные публикации

1. Бережков А.В., Бессонов Р.В. Средства экспериментальной отработки задач сближения и стыковки космических аппаратов для технического обслуживания и ремонта в космосе // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 4. С. 103-110. DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-4-103-110

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 аппаратурой

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

4.1 Компактная система сбора научных данных на ПЛИС PolarFire

Ранее в качестве одного из перспективных решений для применения в компактных системах сбора научных данных малых космических аппаратов был рассмотрен вариант использования software процессора, реализованного на ПЛИС большой ёмкости, что позволило бы существенно уменьшить размер процессорной платы в системах сбора (задачи которых требуют использования как ПЛИС, так и процессора). В 2021 году в качестве ядра была предложена ПЛИС PolarFire и software ядро на базе перспективной процессорной архитектуры RISC-V.

Структурная схема типичной компактной системы сбора данных, построенной на PolarFire, приведена на рисунке 4.1.

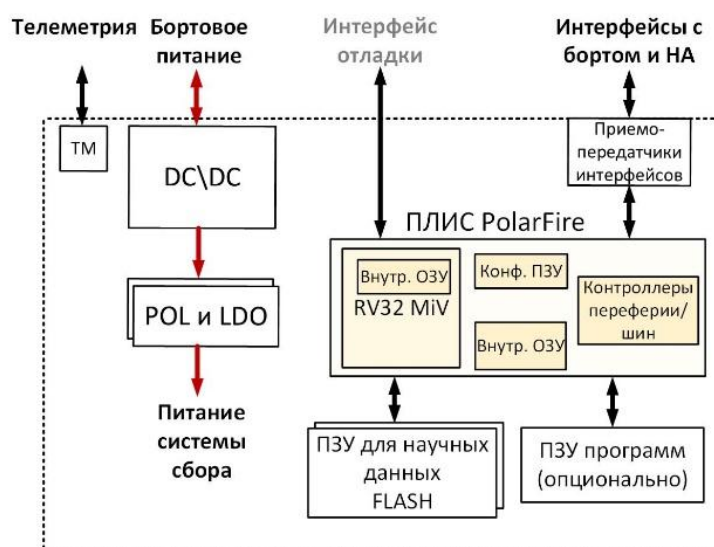


Рисунок 4.1 — Структурная система компактной системы сбора данных на ПЛИС PolarFire, предложенная в 2021 году

Данное решение было апробировано на отладочной плате и по результатам апробирования ранее 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.

Оцененные минимальные габариты 140x125x44 мм³ соответствовали понятию «компактная система сбора данных» - размер получившейся системы был в 3 раза меньше по объему обычных систем сбора. С учетом сделанных в 2021 году выводов, использование процессора ПЛИС PolarFire с процессором MiV RV32 для компактных систем сбора данных представлялось возможным и перспективным.

С учетом сделанных выводов планировалось дальнейшее совершенствование и отработка получившейся системы, в том числе, в малогабаритных космических аппаратах, например, в КА «Чибис-АИ». Однако, в связи с введенными против России санкциями, в данный момент использование современной компонентной базы иностранного производства, а также программного обеспечения не представляется возможной.

По этой причине в 2022 году была выполнена разработка альтернативной компактной системы сбора, построенной на основе электрорадиоизделий отечественного производства (ЭРИ ОП).

4.2 Варианты построения компактной системы сбора научных данных на ЭРИ ОП

С учетом доступной номенклатуры ЭРИ ОП были сформированы три возможных варианта реализации компактной системы сбора научных данных:

- а) Решение на основе процессора с большим набором стандартных интерфейсов.

В данной конфигурации в качестве ядра используется процессор, который при наличии необходимого набора интерфейсов для совместимости с научной аппаратурой позволяет работать с таким же количеством приборов, как и

система на PolarFire. Ключевым ограничением в данном случае будет являться наличие ограничений производительности при одновременной работе с научными приборами, а также необходимостью мультиплексирования научных приборов (то есть, опроса приборов поочередно) для большого количества каналов опроса.

У решения следующие достоинства:

- Низкая стоимость компонентов, один сложно-функциональный элемент;
- В отличие от software конфигурации, функционирование процессора отлажено производителем и другими потребителями.

Также есть следующие недостатки:

- Низкая гибкость решения с точки зрения набора интерфейсов;
- Последовательный опрос приборов при их большом количестве.

В итоге, данная система, может быть целесообразна для небольшого количества приборов со стандартными интерфейсами, которые есть в процессоре либо для большого количества приборов при отсутствии требования одновременного опроса.

б) Решение на основе БМК большой логической емкости, производства АО «Микрон». Данное решение основано на формировании неизменяемой от проекта к проекту процессорной части системы сбора данных и реализации этой «платформы» на БМК. Конфигурируемая часть проекта может быть реализована на малогабаритной ПЛИС небольшой емкости. Структурная схема процессорной части данного решения приведена на рисунке 4.2.

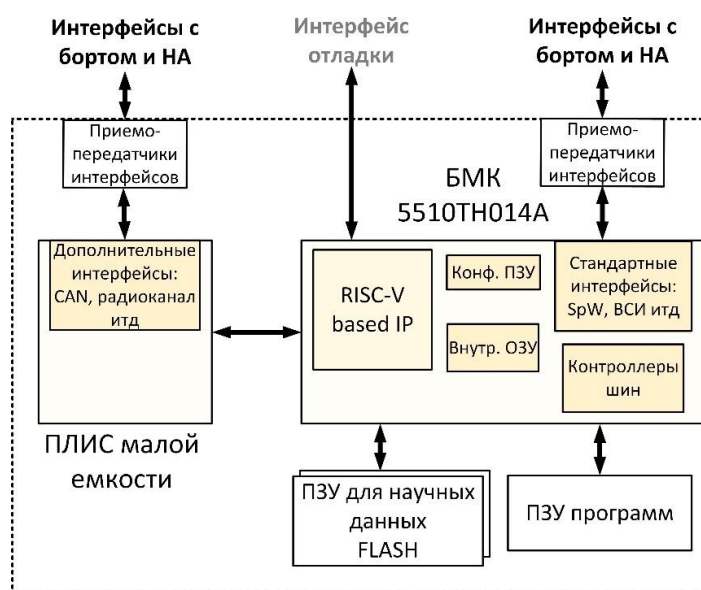


Рисунок 4.2 – Структурная система процессорной части компактной системы сбора данных на БМК и ПЛИС малой емкости

Данный вариант имеет следующие достоинства:

- Большая емкость БМК позволяет реализовать сложную систему и большой набор интерфейсов;
- Решение, рекомендованное производителем АО «Микрон».

Однако, данное решение имеет ряд недостатков:

- Низкая гибкость решения и реализация значительной части системы на неконфигурируемой БМК делает невозможной существенное изменение системы, связанное, например, с исправлением ошибок, на этапе отладки комплекса научной аппаратуры;
- Низкая гибкость решения с точки зрения конфигурации системы сбора данных для отдельного проекта. Если различия между проектами существенны, необходимо проектировать новую прошивку для БМК;
- Высокая стоимость проектирования одной прошивки БМК (>5 млн за одну зашивку).

В итоге, данная система, теоретически, может быть реализована, однако, высокая стоимость реализации каждой конфигурации на кристалле делает затруднительным применение системы для гибкой компактной системы сбора данных, в связи с тем, что состав и особенности научной аппаратуры, которой система сбора должна управлять не являются стандартизированными и уникальными для различных миссий. Для реализации систем сбора данных с фиксированным набором интерфейсов целесообразней использовать обычный процессор.

- с) Решение на базе SoC 5510TC018, состоящей из ядер процессора на архитектуре RISC-V и ПЛИС, емкостью 800 тыс. системных вентилях. Данное решение является практически прямой заменой решения на PolarFire (с меньшей производительностью, но приемлемой для небольшого количества научных приборов). Несмотря на очевидные преимущества данного решения, отработка его в данный момент невозможна, в связи с тем, что приведенная микросхема является перспективной и в данный момент не освоена серийно. После освоения данной микросхемы, решение будет опробовано.

В данный момент, с учетом приведенных достоинств и недостатков решений, оптимальным вариантом является реализация системы сбора данных на базе процессора.

4.3 Структура компактной системы сбора данных на базе процессора

В предыдущем пункте, в качестве рассматриваемого варианта для реализации компактной системы сбора данных было выбрано решение, основанное на процессоре. Как было сказано ранее, одним из недостатков данного решения является стандартный набор интерфейсов и их ограниченное количество.

Для снижения влияния этого недостатка была предложена следующая организация взаимодействия системы сбора с научными приборами (рисунок 4.3).

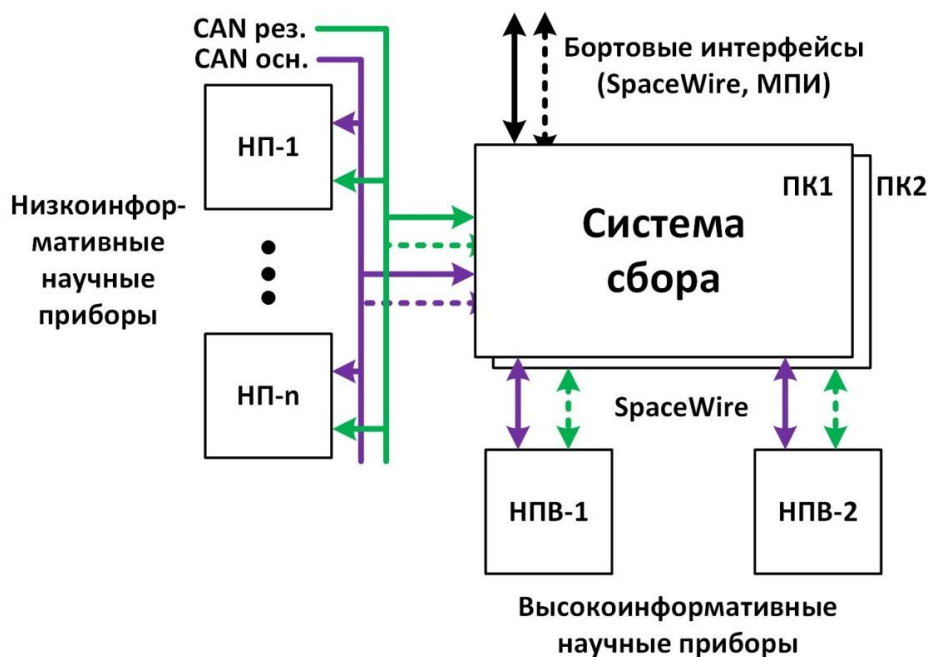


Рисунок 4.3 – Организация взаимодействия системы сбора научных данных, построенной на процессоре, с научными приборами

Особенности системы сбора данных, построенной на процессоре:

- Для приборов с большим потоком данных используются интерфейсы SpaceWire. При этом основная линия интерфейса подключается к основному полуккомплекту системы сбора, а резервная линия к резервному. При большом количестве интерфейсов используется коммутатор SpaceWire;
- Для приборов с малым потоком данных используется шинный дублированный интерфейс CAN;
- Для взаимодействия с бортовыми системами используются интерфейсы SpaceWire/SpaceFibre или МПИ.

С учетом приведенного набора интерфейсов и с учетом структуры системы сбора, приведенной на рисунке 4.2, а также требуемой производительности были сформированы следующие требования к процессору, на базе которого будет построена компактная система сбора данных:

- 32-разрядная архитектура
- Наличие интерфейсов CAN, SpaceWire, МПИ;
- Количество интерфейсов позволяет выполнить резервирование;
- Поддержка работы с FLASH памятью типа NAND;
- Поддержка интерфейса с ОЗУ типа SDRAM и SRAM;
- Защита на аппаратном уровне кодами Хэмминга внутренней и внешней памяти, периферийных блоков;
- Достаточный запас производительности (частота не менее 50 МГц);
- Разработанный и производимый в России

С учетом приведенных требований для использования в компактной системе был выбран процессор 1892BM206 производства АО НПЦ «ЭЛВИС». Данный процессор имеет следующие интерфейсы, которые могут быть использованы для коммуникации с научными приборами:

- 1 интерфейс UART (может быть использован в качестве исключения для связи с одним научным прибором);
- 2 интерфейса CAN;
- 4 порта SpaceWire;
- 2 порта SpaceFibre;
- 2 интерфейса МПИ.

4.4 Реализация компактной системы сбора данных на базе процессора

Для реализации концепции компактной системы сбора на базе процессора 1892BM206 была спроектирована тестовая система сбора. Структурная схема тестовой системы сбора приведена на рис. 4.4.

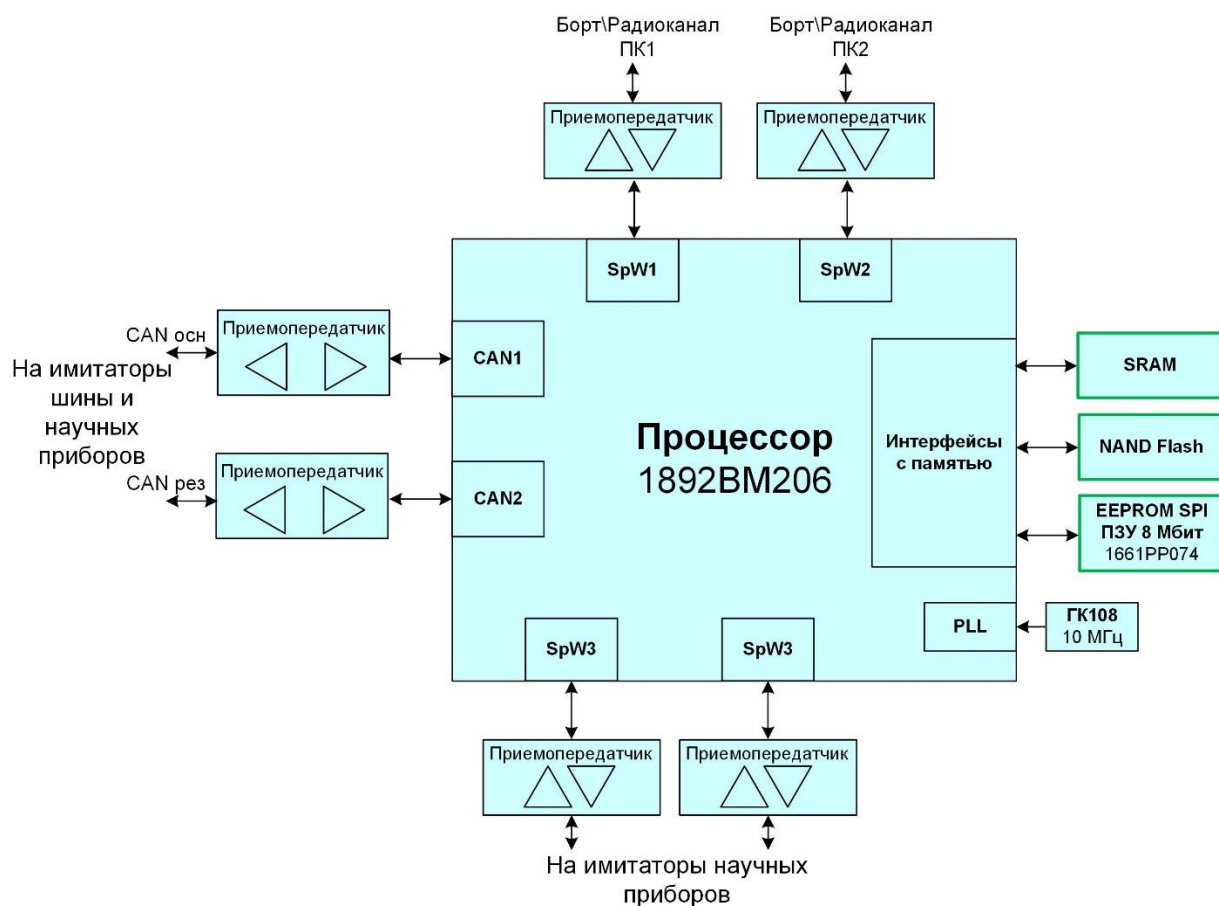


Рисунок 4.4 – Структурная схема тестовой системы сбора данных, построенной на процессоре

В связи с долгим сроком производства процессора и других компонентов отечественного производства отработка данной системы планируется в следующем году

Ожидаемые характеристики тестовой компактной системы сбора научных данных, построенной на процессоре, приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Ожидаемые характеристики тестовой компактной системы сбора научных данных, построенной на процессоре 1892BM206

Параметр	Значение
Количество полукомплектов	2
Служебные интерфейсы	2 резервированных SpaceWire с бортом;
Количество интерфейсов с научными приборами	2 резервированных SpaceWire с высокоинформативными научными приборами; Резервированная шина CAN для низкоинформативных научных приборов
Скорости интерфейсов	До десятков Мбит/с (высокоинформативные); До 1 Мбит/с
Объем Flash памяти	32 Гбайт

4.5 Перспективы компактной системы сбора, построенной на процессоре

Система сбора, построенная на процессоре, может являться перспективной для систем, построенных на отечественной компонентной базе. Дополнительные сложности, связанные с отсутствием гибкости в выборе интерфейсов (которая была при использовании ПЛИС) могут быть частично нивелированы использованием жестко-заданных стандартных интерфейсов для связи с научными приборами и бортовыми системами. Такая стандартизация и унификация является также перспективным направлением в условиях отсутствия широкого выбора компонентной базы.

Для проверки концепции была разработана тестовая система сбора данных, которую планируется протестировать и отработать в следующем году.

Дополнительно, одним из перспективных вариантов для использования в качестве ядра системы сбора является система на кристалле 5510TC018. Данное решение может быть построено и отработано после появления данной микросхемы в наличии.

4.6 Резервированная система управления вентиляционными двигателями для научной аппаратуры автоматических космических миссий

Вентильные двигатели (в англоязычной литературе – «BLDC motors») широко применяются в научной аппаратуре космического назначения, в том числе, и в малогабаритных аппаратах. Для управления двигателями такого типа потребовалось создание сложно-функциональной системы управления, учитывающей как базовые технические требования, так и требования к надежности с учетом ее применения в условиях космического пространства. Данная система была разработана и подробные результаты представлены в статье [1]. В статье приведена как структурная схема системы, учитывающая требования по резервированию и стойкости к единичному отказу, так и конкретные схемотехнические решения, позволяющие выполнить холодное резервирование. Решение было выполнено с учетом возможности масштабирования для управления как 1-2 приводами в небольших системах, так и большим (больше 4) количеством приводов. При этом система управления реализуется практически полностью на отечественной компонентной базе.

Для апробации структурных и схемотехнических решений был разработан и изготовлен макет. Проведена успешная проверка работоспособности макета и, соответственно, приведенных решений. Фотография макета приведена на рисунке 4.5.

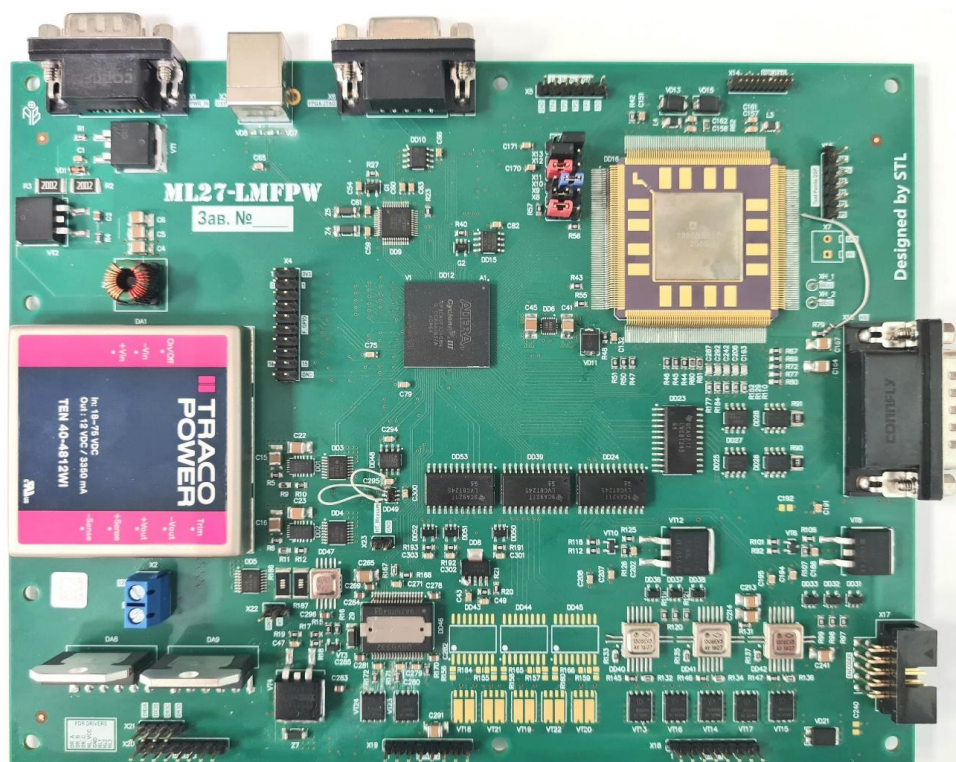


Рисунок 4.5 – Макет системы управления вентильным двигателем

4.7 Реализация протоколов UDP и TCP на ПЛИС для применения в контрольно-испытательной аппаратуре бортовых систем

В качестве основных сложно-функциональных элементов для построения узлов контрольно-испытательной аппаратуры 71 отдела используются ПЛИС. При этом, как правило, испытательная аппаратура подключается к компьютеру через USB интерфейс. Такое решение обеспечивает высокие скорости передачи, однако, иногда не позволяет разместить блок управления в непосредственной близости от блока интерфейсов контрольно-испытательной аппаратуры. По этой причине была произведена разработка, позволяющая использовать Ethernet интерфейс для связи между блоком интерфейсов и блоком управления. При этом для экономии места протоколы UDP и TCP были реализованы на ПЛИС. Описание разработки и отладки реализации протоколов приведены в статье [2].

В результате работы были реализованы модули приема и передачи протоколов UDP и TCP. Проведен ряд тестов для UDP и TCP с различными конфигурациями как в ПЛИС БИ, так и в программном обеспечении БУ, на основе которых выбран протокол TCP как надежный прокол для передачи данных. В перспективе стоит задача подключения БИ к БУ с использованием роутера и/или реализация беспроводного соединения с использованием WiFi-чипов.

Выводы

В 2022 году продолжались работы по созданию компактной системы сбора научных данных, с учетом возникшей задачи по переходу на отечественную элементную базу в связи с введенными против России санкциями. Рассмотрев 3 концепции построения, был выбран вариант на основе процессора с большим набором стандартных интерфейсов 1892ВМ206 производства АО НПЦ «ЭЛВИС». Отработка тестовой системы на данном процессоре запланировано на следующий год.

Кроме того, была разработана резервированная система управления вентильными бортовыми электродвигателями для различной научной аппаратуры автоматических космических миссий, удовлетворяющая заданным требованиям по надежности и стойкости к отказам. Макет системы построен практически полностью на отечественной элементной базе.

Для создания сложных распределенных систем контрольно-испытательной аппаратуры (КИА) бортовых приборов была рассмотрена реализация UDP и TCP IP протоколов на ПЛИС. Данная реализация позволяет значительно упростить обмен информацией между блоками КИА и повысить удобство и качество отработки бортовых приборов при наземных испытаниях.

Научные публикации

1. Дятлов Н.С., Глазкин Д.Н., Ануфрейчик К.В., Чулков И.В. и др. Резервированная система управления вентиляционными двигателями для научной аппаратуры автоматических космических миссий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы (подготовлена, в процессе рассмотрения).
2. Кадацкий Е.Ю., Никифоров А.В., Ануфрейчик К.В., Чулков И.В. Реализация протоколов UDP и TCP на ПЛИС для применения в контрольно-испытательной аппаратуре бортовых системы // (подготовлена)

Раздел 5. Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований

5.1 Цифровые каналы приема/передачи данных космических аппаратов

Исполнители: отв. исп.: д.т.н. А.С. Косов, н.с. В.В. Корогод, В.С. Рожков, Л.С. Рожков, Р.Э. Боровский

В данном разделе рассматриваются возможности по существенному сокращению сроков и стоимости разработки космической техники путем использования коммерчески широко доступных (off-the-shelf) электронных компонентов, а также свободно распространяемого некоммерческого программного обеспечения (ПО).

Канал приема/передачи данных является неотъемлемой частью любых космических аппаратов. Последние годы характеризуются интенсивным развитием цифровых технологий применительно к каналам передачи данных космических аппаратов. Это относится как к аппаратной части, так и к программной. Лидерами в создании аппаратной части являются известные производители микросхем: Analog Devices, Lime Microsystems, Maxim Integrated и другие. В настоящее время освоен серийный выпуск микросхем приемопередатчиков в диапазоне СВЧ, таких как AD9361, AD9166, LMS7002M, MAX2837, MAX5864. Эти микросхемы позволяют принимать и передавать аналоговые сигналы в СВЧ диапазоне.

В составе микросхем имеются аналогово-цифровой преобразователь (АЦП в канале приема) и цифра аналоговый преобразователь (ЦАП в канале передачи).

Для приема/передачи цифровых потоков чаще всего используются микросхемы программируемой логики ПЛИС (FPGA) такие как: Lattice ECP5 (Lattice Semiconductors), Intel MAX 10, Intel Cyclone IV, Xilinx CoolRunner-II, Xilinx Spartan-6, Xilinx Zynq-7000, Xilinx Artix7-35T.

ПЛИС может также выполнять функцию управляющего компьютера для канала приема/передачи данных, а именно в ПЛИС возможна поддержка интерфейса связи с бортовым компьютером космического аппарата, запись целевой информации в долговременную память. Перед передачей целевая информации обрабатывается: разбивается на пакеты, выполняется помехоустойчивое кодирование (дифференциальное, свёрточное, Рида-Соломона). Далее цифровой поток поступает на модулятор, который создает цифровую форму сигнала (waveform) и направляет цифровую форму на ЦАП в

передающем канале. В приемном канале описанные действия выполняются в обратном порядке.

Для выполнения отмеченных действий в необходим микрокомпьютер (МК), работающий под управлением операционная система (преимущественно ядро Linux). В МК устанавливается специальное ПО для обработки радио сигналов. Существует несколько таких ПО: свободно распространяемое GNU Radio, коммерческое LabVIEW от National Instruments и ряд других.

В МК преимущественно используются процессоры с архитектурой ARM, такие как: Broadcom BCM2711 или 1892BM15AФ производства Элвис (РФ).

5.1.1 Описание аппаратной части канала приема/передачи данных

Как было отмечено во введении, приемопередатчик может быть выполнен на различных микросхемах. Для иллюстрации рассмотрим устройство LimeSDR-mini 2.0, выполненное на микросхеме LMS7002M фирмы Lime Microsystems. На рисунке 5.1 изображена структурная схема платы приемопередатчика, основными элементами которой являются микросхема LMS7002M, ПЛИС Lattice LFE5U-45F, микросхема интерфейса USB 3.0 FTDI FT60x.

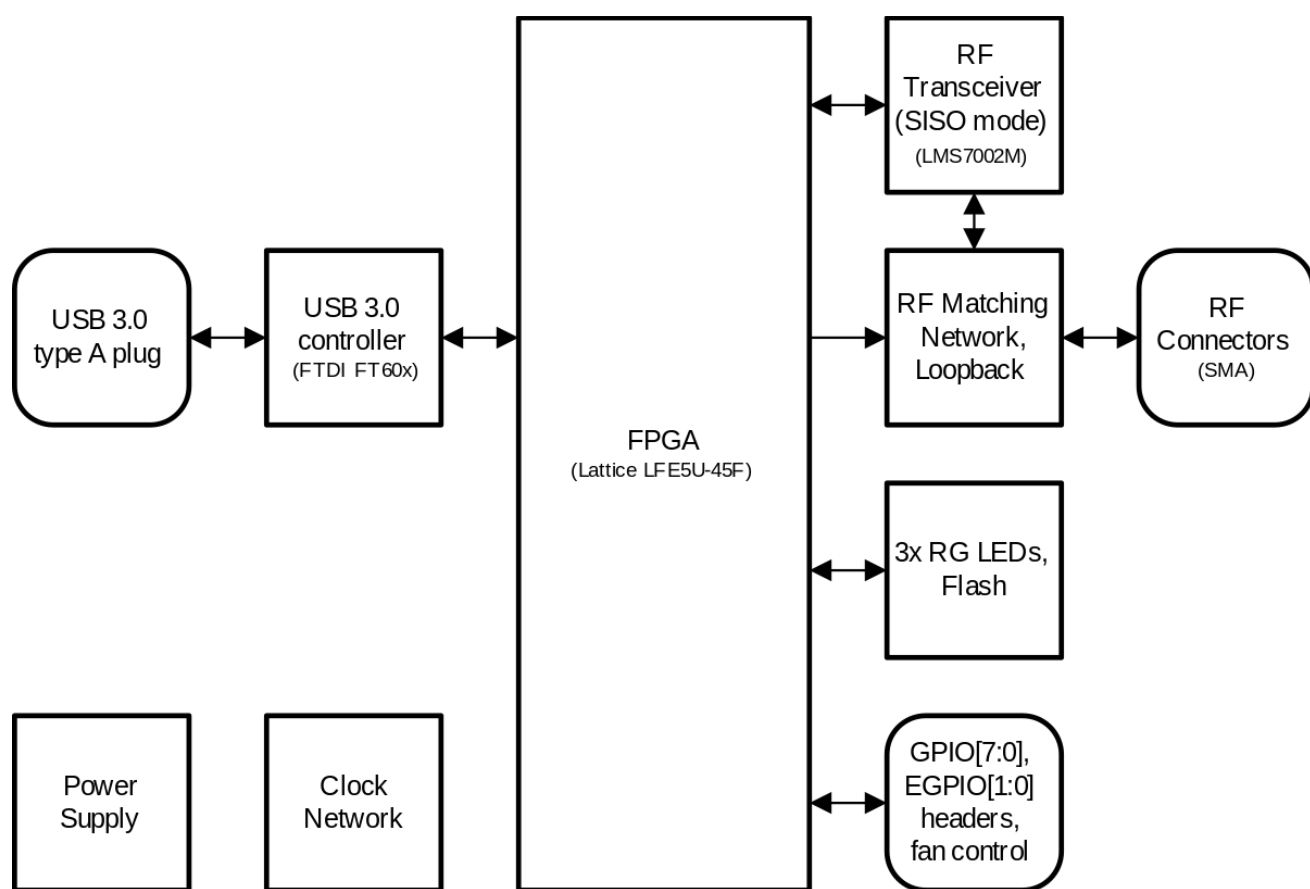


Рисунок 5.1 – Структурная схема платы приемопередатчика LimeSDR-mini 2.0

Плата имеет небольшие размеры 69x31,4 мм, два СВЧ соединителя типа SMA для входа приемника (RX) и выхода передатчика (TX). Управление и информационный обмен с внешними устройствами осуществляется через интерфейс USB-3.0. Фотография платы приемопередатчика LimeSDR-mini 2.0 на интегральной схеме LMS7002M приведена на рисунке 5.2.

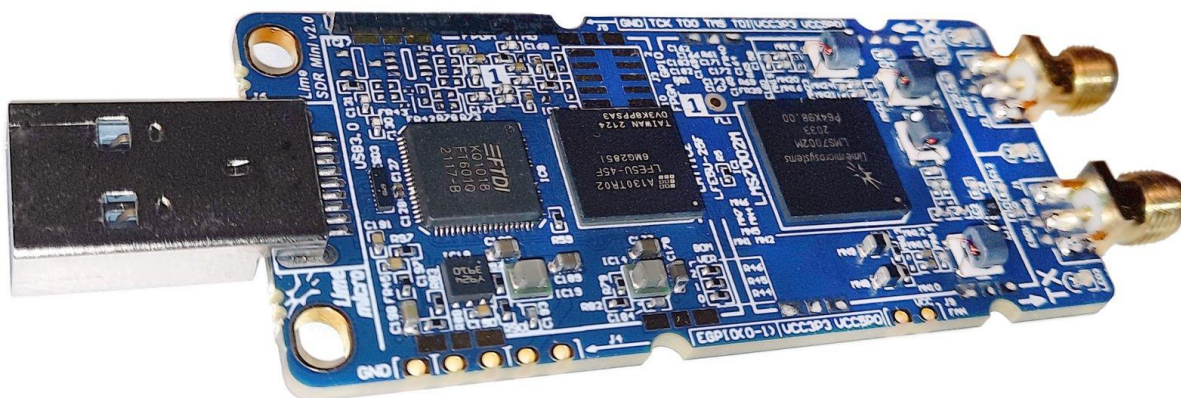


Рисунок 5.2 – Фотография платы приемопередатчика LimeSDR-mini 2.0

Имеется вариант исполнения приемопередатчика на IC LMS7002M с интерфейсом miniPCIe (XTRX). На рисунке 5.3 представлена фотография платы приемопередатчика с интерфейсом miniPCIe. Плата имеет небольшие размеры: 30 x 51 мм.

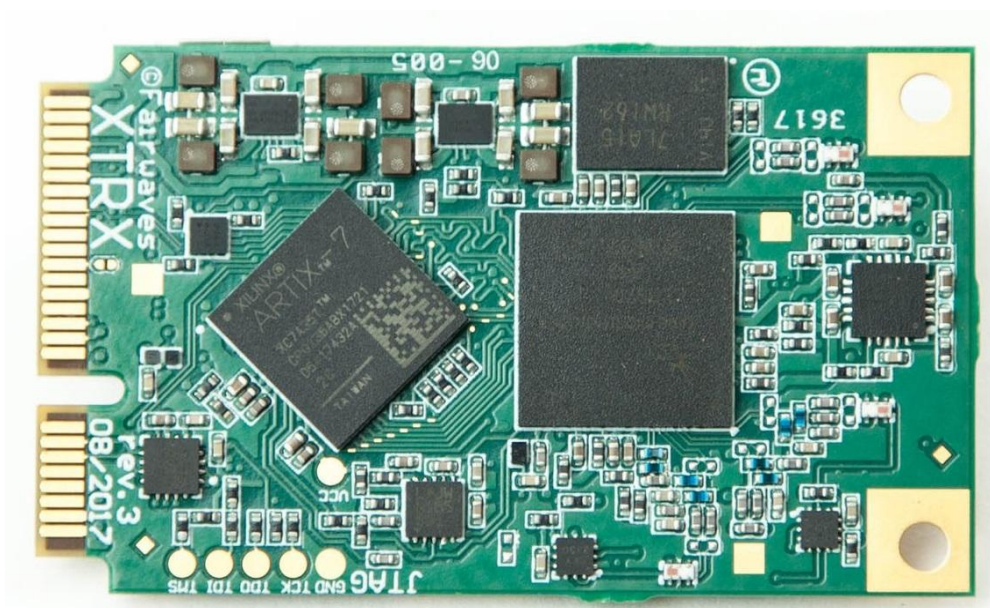


Рисунок 5.3 – Плата XTRX с интерфейсом miniPCle

Внутренняя структура платы XTRX изображена на рисунке 5.4. Шина данных FPGA и шина GPIO выводятся на соединитель mini PCIe и могут быть напрямую соединены с микрокомпьютером.

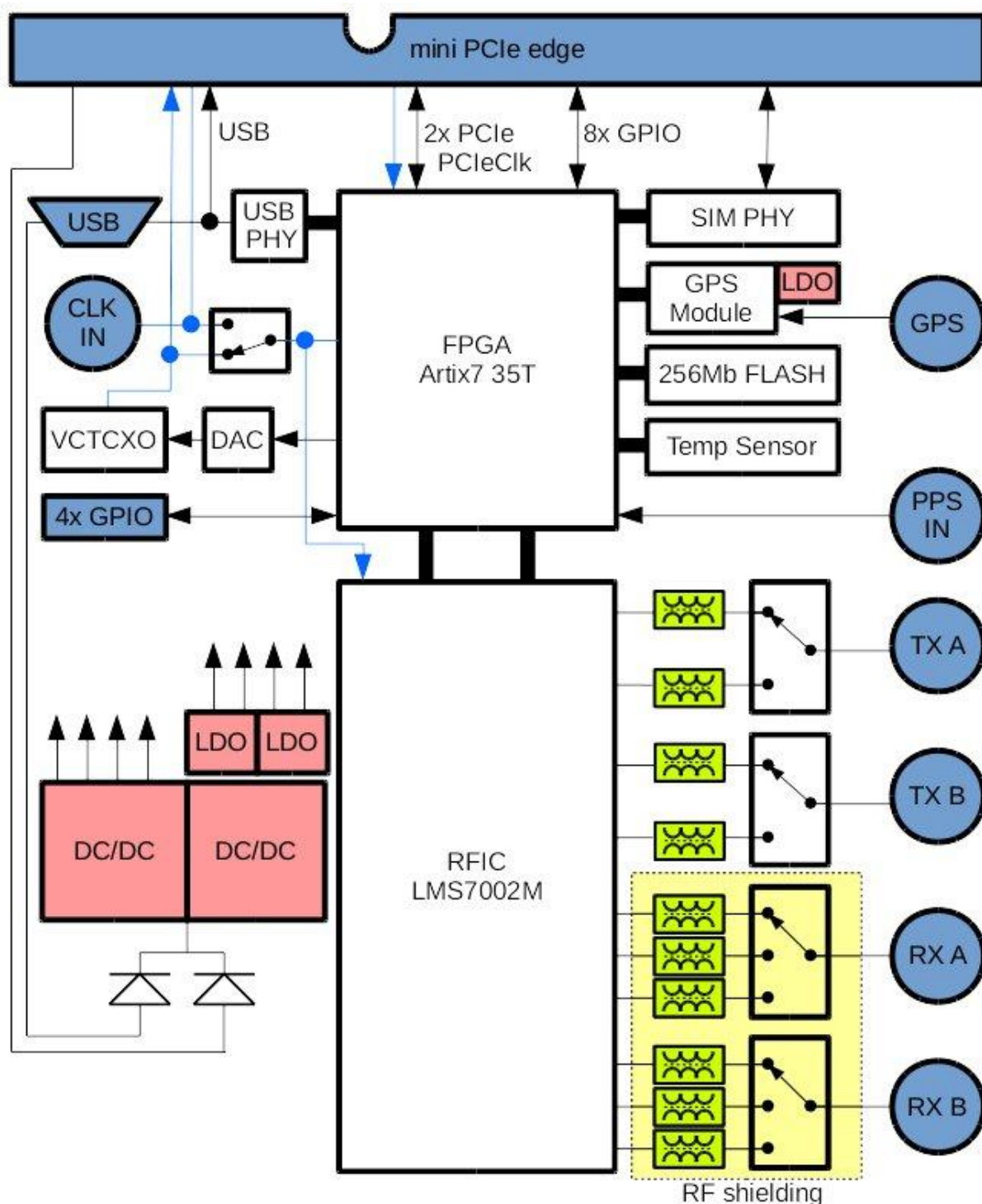


Рисунок 5.4 – Структурная схема платы XTRX

Одним из возможных вариантов исполнения микрокомпьютера может быть плата Raspberry PI, показанная на рисунке 5.5.



Рисунок 5.5 – Плата Raspberry Pi 4 управляющего компьютера канала приема/передачи данных

Плата Raspberry Pi 4 создана на базе процессора ARM Broadcom BCM2711. Размер оперативной памяти до 8 ГБ. Операционная система Linux записывается SD Card, размер которой не ограничен. Для использования платы в качестве управляющего компьютера канала приема/передачи данных будет достаточно иметь объем памяти SD Card в 32 ГБ. Плата имеет интерфейсы Ethernet, 2 USB2.0, 2 USB3.0. Имеется прямой доступ к выводам процессора (GPIO), используя который возможно реализовать другой тип интерфейса, если это необходимо, как например, в случае использования XTRX в качестве приемопередатчика. Размеры платы 85 x 56 мм.

5.1.2 Описание программной части канала приема/передачи данных

Как было отмечено выше для работы канала приема/передачи данных требуется программное обеспечение, задачей которого является подготовка и загрузка данных в приемопередатчик, управление приемопередатчиком, работа с бортовым компьютером КА. Такое ПО загружается в микрокомпьютер канала приема/передачи данных, который чаще всего работает под управлением операционной системы Linux. Существует несколько пакетов специального ПО, предназначенного для работы с рассмотренными выше приемопередатчиками. Рассмотрим ниже свободно распространяемый пакет GNU Radio, позволяющий решать задачи управления и работы канала приема/передачи данных.

Пакет GNU Radio имеет графический интерфейс, в котором различные подпрограммы изображаются прямоугольниками, связанными между собой. В качестве примера на рисунке 5.6 представлена программа приемной части канала приема/передачи данных, созданного на IC LMS7002M. Блок “Soapy LimeSDR-Source” контролирует работу приемной части преобразователя LimeSDR-mini. На выходе блока получается комплексный цифровой поток на близкой к нулю частоте. Блок “RMS AGC” выполняет функцию автоматического регулятора усиления. Блоки “Costas Loop” и “Symbol Sync” выполняют синхронизацию несущей частоты и символьной частоты. Далее с помощью блока “Constellation Decoder” сигнал демодулируется и преобразуется в поток символов. Затем из цифрового потока выделяются пакеты (Frames) определенной длины. В конце пакета находится синхромаркер, который используется для синхронизации пакетов в блоке “Sync and create packed PDU”. После синхронизации пакетов поток данных декодируется с помощью Viterby и Reed-Solomon декодеров. После декодирования выполняется проверка контрольной суммы и запись целевой информации в файл. Параметры программы устанавливаются в специальных блоках “Variable”.

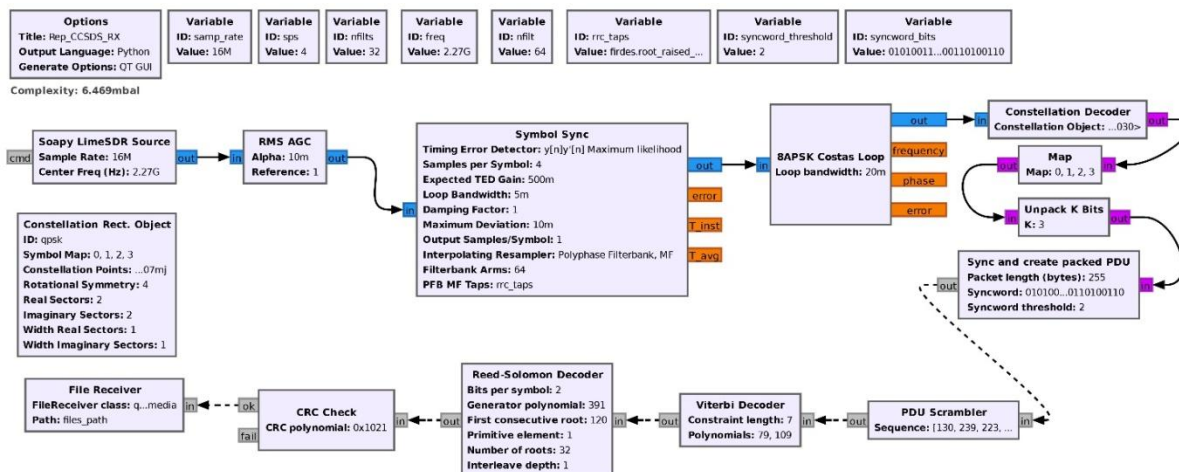


Рисунок 5.6 – Графическая диаграмма работы приемного цифрового канала

Передающий канал не требует синхронизации несущей, символов и пакетов. По этой причине графическая диаграмма программы передатчика является существенно проще. На рисунке 5.7 представлена графическая диаграмма работы передающего цифрового канала.

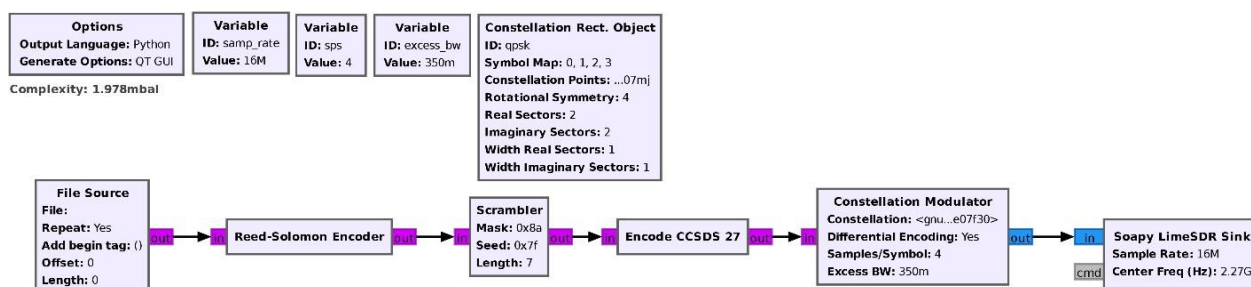


Рисунок 5.7 – Графическая диаграмма работы передающего цифрового канала

Полезная информация, записанная в файл, подготавливается для передачи блоком “File Source”. Затем цифровой поток проходит через блоки помехоустойчивого кодирования: “Reed-Solomon Encoder”, “Scrambler”, “Encode CCSDS 27”, и подается на “Constellation Modulator”. Комплексный цифровой сигнал, сформированный на нулевой частоте (Baseband), поступает на передающий канал приемопередатчика (блок “Soapy LimeSDR-Sink”), на выходе которого создается СВЧ сигнал, предназначенный для передачи.

5.1.3 Экспериментальные проверки канал приема/передачи данных

Для оценки работы цифрового канала приема/передачи данных космических аппаратов был использован спутниковый модем DMD-50 и цифровой канал, работающий в режиме транспондера. На рисунке 5.8 представлена графическая программа работы приемопередатчика LimeSDR-mini в режиме транспондера.

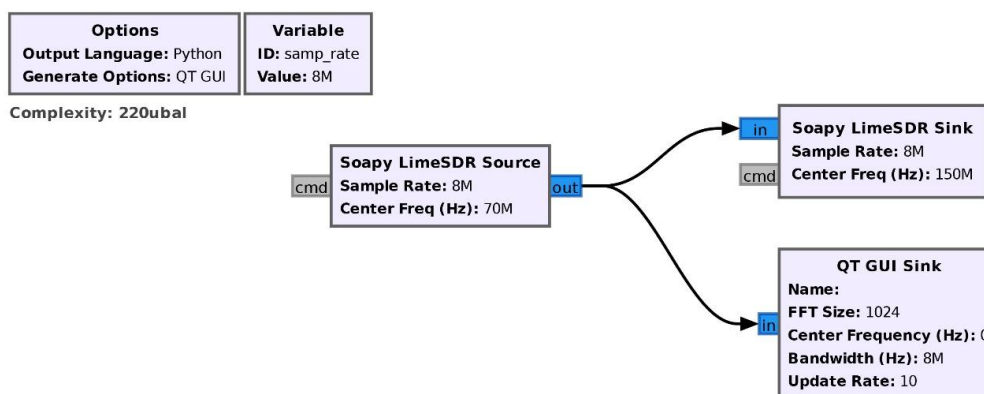


Рисунок 5.8 - Графическая диаграмма работы LimeSDR-mini в режиме транспондера

Для проведения проверки радиоканала микрокомпьютер Raspberry PI по интерфейсу USB был соединен с приемопередатчиком LimeSDR-mini, как показано на рисунке 5.9. Микрокомпьютер работал под управлением операционной системы Linux Ubuntu 22. В Raspberry PI был установлен пакет программ GNURadio 3.10 и графические управляющие программы, рассмотренные ранее.



Рисунок 5.9 – Соединение Raspberry PI и LimeSDR-mini для проведения проверки радиоканала

В качестве источника тестового сигнала и приемника сигнала испытываемого радиоканала использовался спутниковый модем DMD50, показанный на рисунке 5.10.



Рисунок 5.10 – Передняя панель спутникового модема DMD50

Выход передатчика модема был соединен с входом RX приемопередатчика LimeSDR-mini. Вход приемника модема был соединен с выходом передатчика TX модуля LimeSDR-mini. Для испытаний на модеме были установлены параметры сигнала, соответствующие Strap Code 176: частота передачи – 70 МГц; частота приема – 150 МГц; символьная скорость – 4 Msps; скремблер V35; сверточное кодирование R=1/2; дифференциальное кодирование; информационная скорость 4 Mbps. В качестве информационного сигнала использовалась псевдослучайная последовательность чисел.

В испытываемом радиоканале включался режим транспондера с входной частотой – 70 МГц, выходной частотой – 150 МГц. Графическая программа изображена на рисунке 5.8. Модем DMD50 имеет пользовательский интерфейс, позволяющий управлять параметрами передаваемых и принимаемых сигналов, контролировать ошибки, возникающие при приеме. На рисунке 5.11 представлено окно “Monitor” пользовательского интерфейса модема DMD50, которое показывает скорость ошибок (BER) при приеме сигнала от модуля LimeSDR-mini. При работе модуля в режиме

транспондера окно “Monitor” показывает отсутствие ошибок при приеме.

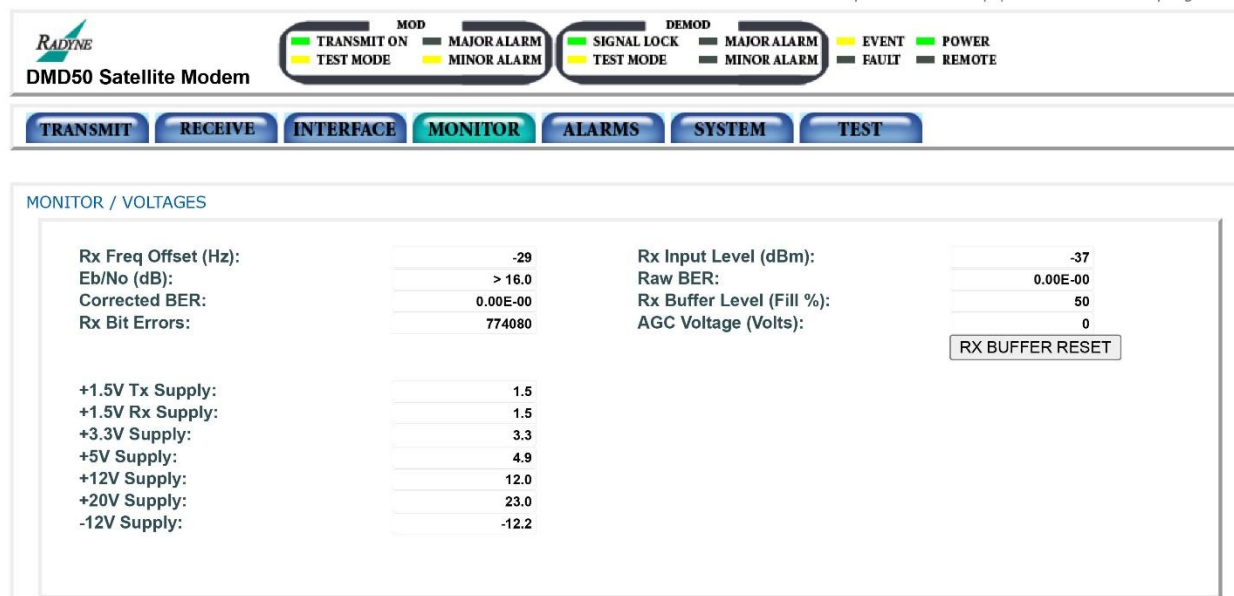


Рисунок 5.11 – Окно “Monitor” пользовательского интерфейса модема DMD50

Испытание показывает, что реализованный цифровой канал на узлах Raspberry PI и LimeSDR-mini не создает информационных ошибок в процессе приема/передачи тестового сигнала от модема DMD50.

Выводы

Проведенные исследования показали возможность и целесообразность использования при создании цифрового радиоканала для приема/передачи информации КА коммерчески широко доступных (off-the-shelf) электронных компонентов, а также свободно распространяемого некоммерческого программного обеспечения.

При создании бортовой аппаратуры должны быть использованы высоконадежные электронные компоненты космического уровня качества. Такие компоненты (СВЧ трансиверы, ПЛИС, память) созданы и могут быть поставлены из CASC (China Aerospace Science and Technology Corporation). Конференция CASC была в ИКИ в мае этого года.

По полученным результатам готовятся публикации.

Научные публикации

1. Полякова Т.В., Косов А.С. Конечно-элементное моделирование космических приборов в составе многокомпонентной механической системы // Авиакосмические технологии (АКТ-2022): Тезисы XXIII Международной научно-

технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. – Воронеж: ООО Фирма «Элист»; 2022. – 92 с. С.84-85

2. Полякова Т.В., Косов А.С. Разработка геометрической модели космического прибора в составе многокомпонентной механической системы // Труды XXIII Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов «Научные исследования и разработки в области авиационных, космических и транспортных систем» (АКТ-2022) – Воронеж, ООО Фирма «Элист», 2022. – 7 с. – принята к публикации

Раздел 6. Разработка исходных данных для проектирования термостабилизирующей бленды телескопа космического базирования

Исполнители: отв. исп.: с.н.с., к.ф.-м.н. Б.С. Жуков; г.н.с., д.т.н. Г.А. Аванесов, в.н.с., к.т.н. Н.Н. Брысин, М.А. Зайцев

6.1 Задачи и принципы построения термостабилизирующей бленды

6.1.1 Общие соображения

В космической технике не редкость, когда в условиях эксплуатации возникает угроза перегрева или переохлаждения прибора, связанная с внешними причинами, например, засветка Солнцем. Особенно часто такие ситуации складываются в орбитальном полете в результате переходов из зоны тени Земли на дневную часть витка или наоборот. В арсенале космической техники существует много способов решения такой задачи. Для парирования перегревов и переохлаждений используется экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), различные виды отражающих и поглощающих покрытий, направленные в холодный космос радиаторы, тепловые трубы и электронагреватели. При этом понятно, что парировать перегрев на борту КА всегда сложнее, чем парировать переохлаждение.

Крайне редко для стабилизации теплового режима используются тепловые аккумуляторы, использующие фазовый переход, возникающий при плавлении и при кристаллизации вещества.

Приведём, возможно, один из самых ранних в отечественном научном космическом приборостроении и очень успешных примеров применения тепловых аккумуляторов для термостабилизации режимов работы научных приборов. В начале 80-х годов в СССР стартовал международный проект «Вега» [1]. Одной из задач проекта была съемка ядра кометы Галлея, посещающей досягаемые для земных КА окрестности Солнца весьма редко – один раз в 76 лет. Для съемки ядра кометы на борту КА предполагалось установить две телевизионные камеры на основе ПЗС матриц, которые в то время являлись технологической новинкой. Матрицы того времени были далеки от совершенства. Они требовали охлаждения. При этом применить охладители для них на основе элементов Пельтье было невозможно из-за дефицита электроэнергии. Поэтому для охлаждения матриц планировалось использование радиаторов и тепловых труб. Однако при детальной проработке проекта неожиданно выяснилось, что в самый ответственный момент съемки при пролете на минимальном расстоянии от ядра кометы, радиаторы телевизионных камер будут засвечены Солнцем примерно на 40 минут. Выручили

маленькие тепловые аккумуляторы, принявшие на себя пришедший от радиатора бросок температуры. Миниатюрные тепловые аккумуляторы, содержащие по 2,5 см³ вещества с температурой плавления – 40 °С, были установлены непосредственно на корпуса ПЗС матриц. Предложил и реализовал идею Борис Николаевич Формозов, работавший в то время во Всесоюзном научно-исследовательском институте электронно-лучевых приборов [2].

Термовакuumные испытания, а позже и полет автоматических межпланетных станций «Вега – 1» и «Вега – 2» подтвердили правильность принятого решения. Установленные на обеих станциях камеры в марте 1986 года успешно провели запланированные съёмки на подлете, в перицентре и на отлете. После этого камеры больше не включались в связи с отсутствием необходимости.

Приведённый пример указывает на принципиальную возможность применения тепловых аккумуляторов в космосе. В наземных условиях тепловые аккумуляторы применяются сегодня в самых разных направлениях. Существует и весьма обширный список веществ, обладающих различными температурами и теплотой фазового перехода (например: https://wiki2wiki.ru/wiki/Phase-change_material). Вполне возможно, что некоторая часть из них окажется пригодна для бортового применения. Критерии их пригодности еще предстоит сформулировать. Предварительно назовем следующие: взрывобезопасность, пожаробезопасность, относительно низкая токсичность, химическая инертность, термическая и радиационная стойкость, большое число циклов плавления и отвердевания (не менее 50000).

6.1.2 Постановка задачи

Основные элементы конструкции телескопа располагаются внутри светозащитной бленды. Стабилизировать их температуру можно создав внутри нее равномерное тепловое поле.

Рассмотрим возможность разработки термостабилизирующей бленды на основе системы нагревателей и теплового аккумулятора для стабилизации температурного режима телескопа съёмочной системы высокого разрешения.

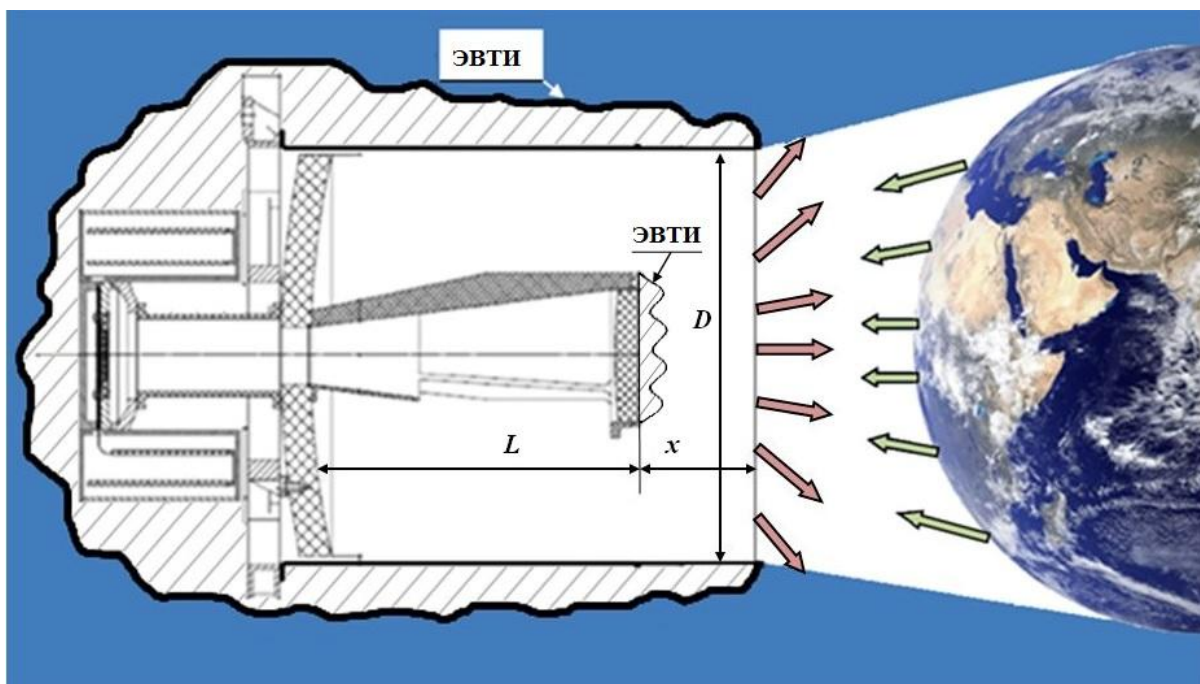


Рисунок 6.1 – Упрощенная схема телескопа съёмочной системы; стрелками схематично показано излучение Земли, падающее на апертуру прибора, и излучение самого прибора

На рисунке 6.1 показана схема телескопа съёмочной системы со светозащитной блендой, которая препятствует попаданию бокового освещения на внутренние оптические элементы телескопа. Идущие от Земли стрелки показывают основной поток падающего на прибор излучения. На ночной части витка это собственное тепловое излучение Земли. На дневной стороне витка к нему добавляется отраженное от ее подстилающей поверхности и рассеянное в атмосфере солнечное излучение. При этом внутренняя поверхность бленды открыта для её собственного теплового излучения, как в сторону Земли, так и в открытый космос. Размещенные в бленде нагреватели и тепловой аккумулятор должны поддерживать постоянной температуру расположенных в ней элементов конструкции телескопа.

Поставленная задача вполне реальна и весьма актуальна. Светозащитные бленды играют важную роль в формировании теплового режима телескопов. Сделанные, как правило, из тонкого листового материала с поглощающим свет покрытием внутренней частей, они быстро остывают при наблюдении удалённых космических объектов. Также быстро они разогреваются в случае, например, съёмки земной поверхности с низких околоземных орбит собственным и отраженным излучением Земли. При отсутствии термостабилизации температура бленды будет с некоторым запаздыванием повторять форму приходящего от Земли профиля потока излучения. Поскольку бленда находится в постоянном радиационном взаимодействии с внутренними элементами конструкции телескопа, она влияет на его настройки.

На самых больших космических телескопах, например, «Gaia», предназначенном для постоянного обзора небесной сферы, используются специальные тепловые экраны, исключающие любые изменения температуры телескопа [3].

На телескопах меньшей размерности, устанавливаемых на КА, предназначенных для наблюдения земной поверхности, тепловой режим бленды стабилизируется с помощью размещённой в ней системы тепловых труб, выходящих на теплообменник, поддерживающий постоянную температуру теплоносителя за счет использования электрических нагревателей и направленного в открытый космос радиатора.

Придать светозащитной бленде термостабилизирующие свойства, это значит сделать постоянной и независимой от внешних условий температуру теплового потока, поступающего от ее внутренней поверхности на элементы конструкции телескопа. Тепловое излучение бленды играет определяющую роль в формировании поля температур находящихся внутри нее элементов конструкции телескопа. Создаваемое блендой равномерное и постоянное поле теплового излучения позволит фиксировать настройки телескопа.

Для того чтобы придать бленде термостабилизирующие функции в ней надо разместить нагреватели, тепловой аккумулятор и термодатчики. Вместе с процессором, который может находиться вне бленды, все эти элементы образуют СОТР.

При решении модельной задачи в качестве дополнительных условий примем следующее:

- температура телескопа должна быть стабилизирована с максимальной высокой точностью, порядка ± 1 °С, в диапазоне температур, соответствующем нормальным климатическим условиям 25 ± 10 °С;
- вся конструкция съемочной системы за исключением входной апертуры телескопа, с помощью ЭВТИ изолирована от теплопритоков со стороны КА и Солнца, а также от теплопотерь за счет излучения в космос;
- поддержание теплового режима съемочной системы обеспечивается подсистемой терморегулирования путем электроподогрева элементов конструкции при угрозе переохлаждения и парирования перегрева с помощью тепловых аккумуляторов;
- подсистема терморегулирования функционирует непрерывно в течение всего времени полета независимо от включений и выключений съемочной системы.
- система управления движением КА постоянно поддерживает положение визирной оси в направлении земной поверхности, допуская лишь кратковременные ее развороты в направлении звезд небесной сферы для выполнения калибровочных работ;

– бленда представляет собой каркас цилиндрической формы диаметром 0,4 м и длиной 0,6 м, образованный 12 стрингерами и 3 шпангоутами, обтянутый листовым алюминием и имеет массу около 5 кг.

Для определения диапазона температур, в котором должна работать система терморегулирования, выполним оценку дефицита и профицита тепловой мощности, поступающей от земной поверхности.

6.1.3 Оценка величин дефицита и профицита тепловой мощности в орбитальном полете

6.1.3.1 Тепловой баланс прибора как целого

Если считать, что прибор теплоизолирован от КА и от прямых солнечных лучей, то единственным внешним источником его нагрева является отраженное и собственное излучение Земли. Тогда уравнение баланса тепловой мощности прибора W имеет вид:

$$W = \varepsilon FS - \sigma T^4 S \quad (6.1)$$

Первый член справа – поглощенный поток излучения Земли, где $F = F_S + F_{IR}$ – плотность потока падающего на апертуру телескопа излучения Земли, F_S и F_{IR} – ее компоненты, характеризующие отраженное солнечное и собственное излучения Земли, S – площадь апертуры телескопа, ε – коэффициент поглощения прибора. Поток отраженного и собственного излучения Земли попадает на входную апертуру бленды в телесном угле, в котором видна ее поверхность. Например, для высоты КА 400 км это конус с углом при вершине 140° . Вне этого угла бленда «видит» холодный космос.

Второй член справа – мощность собственного излучения прибора, где $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{К}^4 \cdot \text{м}^2)$ – постоянная Стефана-Больцмана, T – средняя температура телескопа. Предполагается, что бленда излучает в пределах всей передней полусферы. Избыточная мощность W расходуется на нагревание или охлаждение бленды, отвод или накопление тепла и другие процессы.

Модель (6.1) является упрощенной. В частности, реальное распределение температуры и коэффициента поглощения прибора заменяется их некоторыми средними значениями. Кроме того, предполагается, что коэффициент поглощения одинаков для падающего и собственного излучения, хотя их спектральный состав различен.

Тем не менее, такую упрощенную модель удобно использовать для приближенных оценок теплового баланса прибора и для оценки реализуемости предлагаемой системы терморегулирования. Она, конечно, не заменяет точного теплового расчета съёмочной системы.

Среднее значение интегрального альбедо Земли при наблюдении из космоса –

$A = 0,3$ при типичном диапазоне его изменения от 0,05 над океаном до 0,6 над облачностью и снегом [4]. Поток отраженного солнечного излучения на апертуре прибора F_s изменяется при движении КА по орбите в зависимости от альбедо Земли и местной высоты Солнца. На ночной стороне он равен 0. На дневной стороне, например, при среднем альбедо видимого с КА участка Земли $A = 0,3$ на орбите высотой 400 км, проходящей через подсолнечную точку, около экватора получим максимальное значение плотности потока отраженного излучения $F_{s,max} = 360 \text{ Вт/м}^2$. В предельном случае при $A = 0,6$, когда вся видимая поверхность Земли закрыта облаками, $F_{s,max}$ может достигать 680 Вт/м^2 . В другом предельном случае, когда наблюдение ведется в безоблачных условиях и вся видимая поверхность Земли покрыта океаном, $F_{s,max} = 55 \text{ Вт/м}^2$.

Пространственные и сезонные вариации плотности потока собственного излучения Земли на орбите низкоорбитальных КА составляют примерно $\pm 100 \text{ Вт/м}^2$ относительно среднего значения 230 Вт/м^2 [4]. При этом суточные вариации F_{IR} над океаном малы, а над пустынями могут достигать 20 %.

Плотность потока излучения, падающего на апертуру прибора, определяется интегрированием яркости Земли B по телесному углу, в котором видна Земля. При замене B ее средним значением в поле видимости КА

$$F = \pi \bar{B} \varphi, \quad (6.2)$$

где $\varphi = \int_{\Omega} \cos \theta d\Omega$ - угловой коэффициент Земли, получаемый интегрированием по телесному углу Ω , в котором видна Земля,

θ – угол наблюдения, отсчитываемый от оптической оси прибора.

Аналитические выражения для углового коэффициента Земли в зависимости от ориентации прибора приведены в работе [23]. В частности, если камера смотрит в надир, то

$$F = \pi \bar{B} \sin^2 \vartheta_0, \quad (6.3)$$

где ϑ_0 - угол полураствора конуса, в котором видна Земля с КА

80 – 85 % падающего на апертуру излучения Земли попадает на бленду, остальное - на главное зеркало и на светоотражающее торцевое покрытие вторичного зеркала. Поэтому термостабилизация бленды является важным элементом системы теплорегулирования всего прибора. Кроме того, за счет лучистого теплообмена с другими частями телескопа, термостабилизированная бленда может помочь стабилизировать и их температуру. Поэтому далее в оценках параметров теплового режима бленды будем исходить из полного потока приходящего в прибор излучения.

Важным являются определение как средних, так и пиковых нагрузок на систему терморегулирования бленды на орбите. Для их оценки проводилось моделирование временной зависимости потока как отраженного, так и собственного излучения Земли при движении КА.

Для расчета реальных вариаций плотности потока излучения Земли при движении КА по орбите использовались данные сканирующего радиометра «CERES» (Clouds and the Earth's Radiant Energy System) на КА Terra, который проводит измерения распределения яркости коротковолнового (0,2 - 5 мкм) и интегрального (0,2 - 100 мкм) излучения Земли от горизонта до горизонта с разрешением 20 км в надире, которые затем пересчитываются в плотность потока излучения на верхней границе атмосферы [5]. КА Terra находится на солнечно-синхронной орбите высотой 705 км со временем пересечения экватора 10^h:30^m. Данные CERES на КА Terra и его аналогов на других КА на протяжении нескольких десятилетий используются для изучения компонентов радиационного баланса Земли. Они также хорошо подходят для анализа влияния излучения Земли на тепловой режим космических приборов. В этом случае результаты яркостных измерений «CERES» должны использоваться для расчета потоков излучения на апертуре прибора в соответствии с соотношениями (6.2) и (6.3).

Для данного анализа использовались результаты суточных измерений «CERES», полученные 2 раза в месяц в течение 2021 г. (<https://terra.nasa.gov/data/ceres-data>).

На рисунке 6.2 показаны примеры временных профилей плотности отраженного, собственного и полного потоков излучения Земли в течение суток на апертуре прибора на орбите Terra, рассчитанные путем усреднения интенсивности отраженного и собственного излучения Земли на участке видимости КА и использования соотношения (6.3). Для орбит другой высоты потоки излучения изменяются обратно пропорционально квадрату расстояния до центра Земли, т.е. в типичном интервале высот низкоорбитальных КА 400 - 800 км могут отличаться от приведенных значений не более 10 %. С другой стороны, плотность потока отраженного излучения зависит от распределения локального зенитного угла Солнца ϑ_s . Расчет по соотношению (6.2) показывает, что распределение F_s на круговой орбите примерно пропорционально косинусу угла между направлением на Солнце и плоскостью орбиты. В таблице 6.1 приведены значения плотности потоков излучения, наблюдавшиеся в течение года, для орбит с высотой 400 - 800 км и со временем пересечения экватора 9^h:30^m, как у КА «Метеор-3М», 10^h:30^m, как у КА «Terra», и для 12-часовой орбиты, где потоки излучения максимальны.

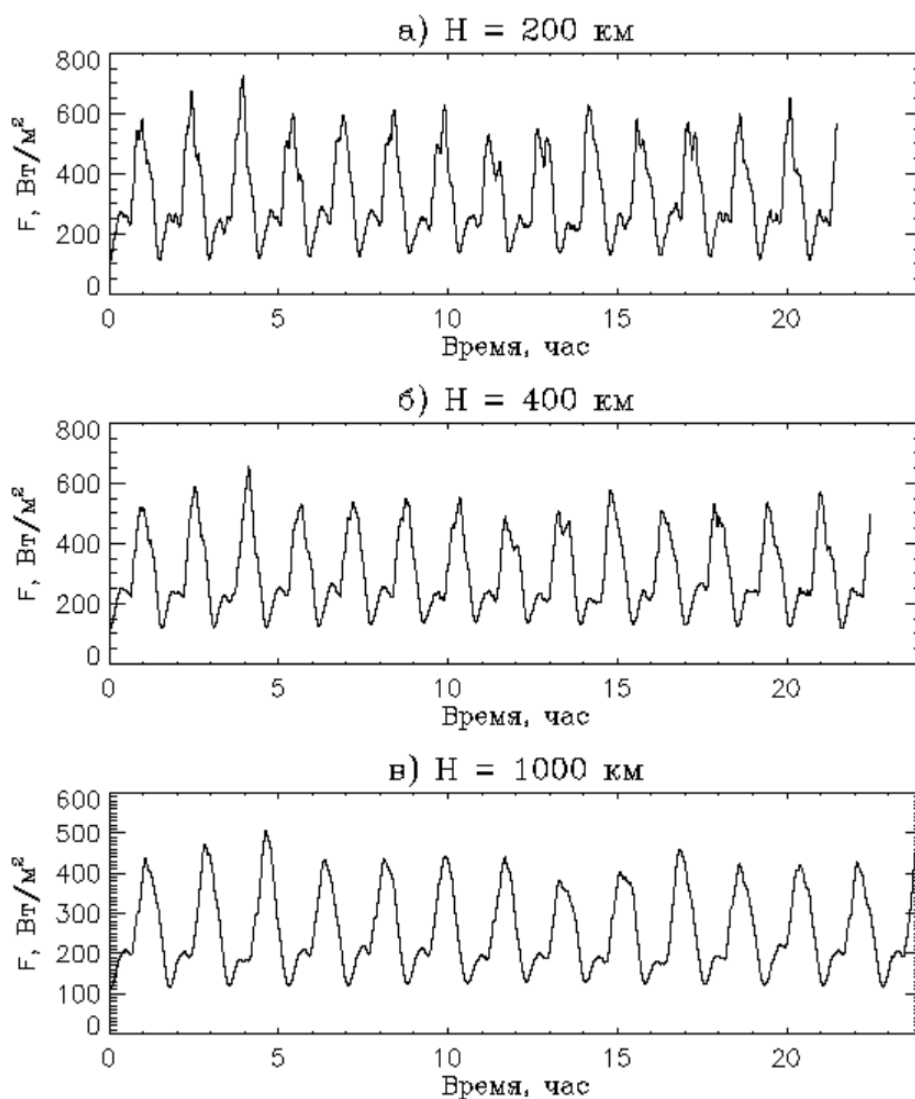


Рисунок 6.2 – Изменение плотности потока излучения Земли на апертуре прибора в течение суток 01.01.2021, рассчитанное по данным радиометра «CERES» на КА «Terra»:
а – плотность потока отраженного излучения F_S ; б – плотность потока теплового излучения F_{IR} ; в – плотность полного потока излучения F

Таблица 6.1 – Диапазоны изменения параметров потока излучения на апертуре прибора, рассчитанные по данным CERES за 2021 г. для диапазона высот 400 – 800 км

Время пересечения экватора	9:30	10:30	12:00
Минимальная плотность потока излучения Земли в течение суток, $Вт/м^2$	от 90 до 165	от 90 до 165	от 90 до 165
Максимальная плотность потока излучения Земли в течение суток, $Вт/м^2$	от 443 до 594	от 481 до 659	от 502 до 697
Среднесуточная плотность потока излучения Земли, $Вт/м^2$	от 253 до 301	от 264 до 315	от 270 до 324
Среднесуточная эквивалентная температура излучения, $^{\circ}C$	от минус 14,7 до минус 3,3	от минус 11,9 до минус 0,1	от минус 10,4 до 1,8

Максимальные значения плотности потока отраженного излучения, наблюдаемые в экваториальной области, примерно соответствуют среднему альбедо Земли $A = 0,3$. Это говорит о том, что в проанализированных данных при пролете наиболее критичной для тепловых потоков экваториальной области весь видимый с КА участок поверхности Земли, имеющий размер около 4 тыс. км, никогда не был покрыт сплошной облачностью (хотя такую возможность в принципе не следует исключать). Разброс значений плотности потока связан как с пространственными вариациями излучения Земли, так и (в пределах 10 % от значения плотности потока) - с влиянием вариации высоты КА.

Приведённые результаты расчетов согласуются с данными справочника [6], где для расчета теплового режима приборов с одинаковым коэффициентом поглощения для коротковолнового и длинноволнового излучения на низкоорбитальных КА рекомендуется использовать максимальное значение плотности потока излучения Земли около 700 Вт/м^2 .

Отметим, что в гипотетическом случае, когда весь видимый с КА участок Земли покрыт облаками, должны были бы наблюдаться значительно более высокие потоки излучения, достигающие $\sim 900 \text{ Вт/м}^2$ с высоты 400 км.

Распределение излучения, падающего на апертуру прибора, по направлениям падения в реальности не изотропно и зависит от положения Солнца, распределения облачности, состояния атмосферы и типов подстилающей поверхности. Наибольший перепад потоков на полярной орбите «Терра» наблюдается между передней и задней частей полусферы, причем в северной части витка, где Солнце находится впереди КА, выше поток, приходящий из передней части полусферы, а в южной – из задней (рисунок 6.3б). На высоких широтах отношение потоков может достигать 2 - 2.5. На низких широтах и ночью отношение поток из передней и задней части полусферы близко к 1. В среднем по витку оно отличается от 1 менее чем на 5 % - это отличие носит статистический характер.

Перепад потоков между левой и правой частями полусферы на орбите «Терра», где Солнце находится слева, не велик (рисунок 6.3в). Вариации их отношения не превышают 20 %, а в среднем их отношение отличается от 1 не более чем на 1 %.

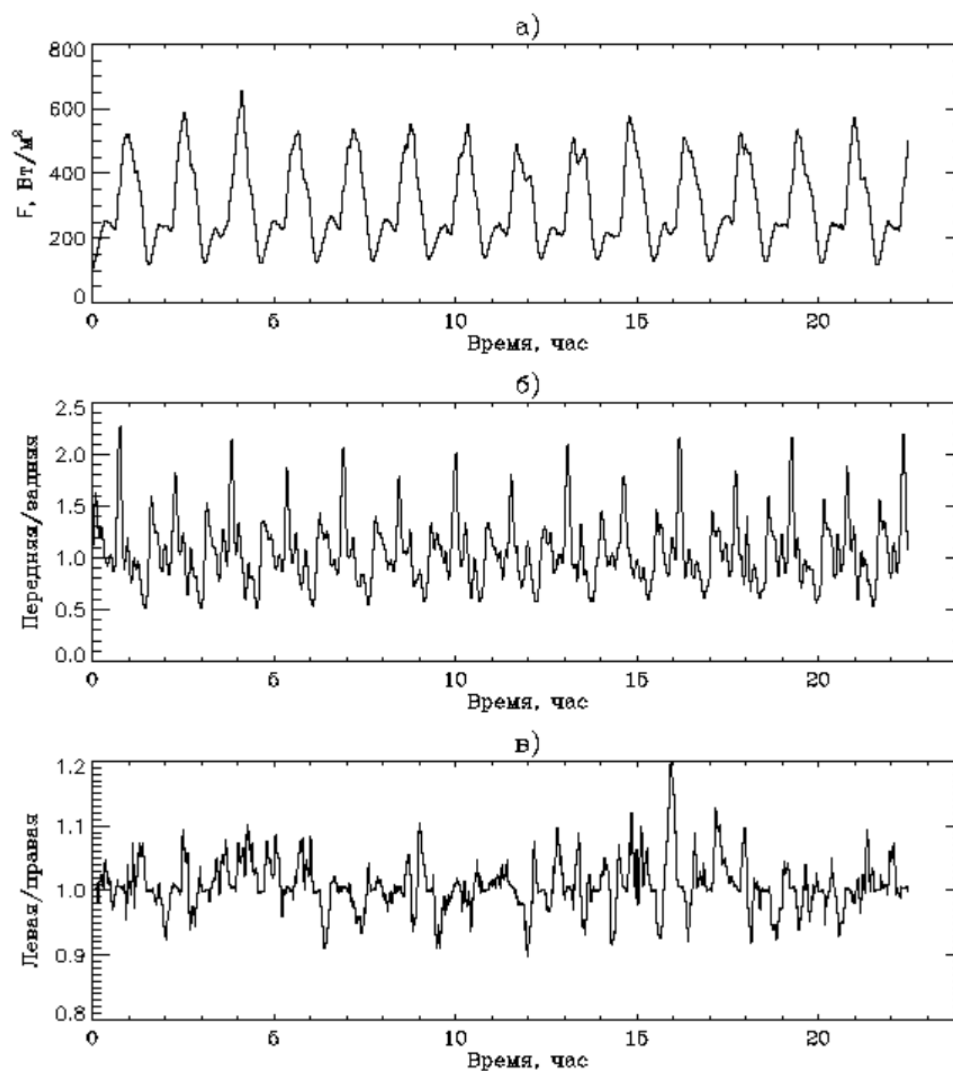


Рисунок 6.3 – Изменение плотности потока излучения Земли на апертуре прибора в течение суток 15.06.2021, рассчитанное по данным радиометра «CERES» на КА «Terra» для высоты 400 км (а) и отношения плотностей потока, приходящих из передней и задней частей полусферы (б) и из левой и правой частей полусферы (в)

Как следствие, система нагревания бленды должна парировать различие потоков излучения в разных частях бленды, в том числе по азимуту. Однако, при определении характеристик теплового аккумулятора, которые зависят от суммарного профицита энергии на витке, азимутальную зависимость можно не учитывать.

При ориентации прибора «в космос», когда на его аперттуру не падает излучение Земли и Солнца, а излучением других объектов можно пренебречь, мощность излучения прибора с его аперттуры при температуре стабилизации составит $F = \sigma T^4 S = 51$ Вт. Эти потери тепла должны быть компенсированы нагреванием прибора.

Далее рассматривается радиационное взаимодействие основных элементов телескопа: бленды, спайдера и главного зеркала. На каждый элемент телескопа падает излучение Земли и отраженное и переизлучённое излучение остальных элементов

телескопа. Излучение Земли, падающее на бленду и спайдер, в основном, поглощается, а падающее на главное зеркало – в основном отражается через вторичное зеркало и приходит на фотоприёмную матрицу. Излучение, поглощенное в элементах телескопа, преобразуется в тепловую энергию, переизлучается в тепловом ИК диапазоне и облучает остальные элементы телескопа. При тепловом равновесии температура и интенсивность излучения всех элементов телескопа должны были бы быть одинаковыми. Однако, с одной стороны, прибор с открытой апертурой не является замкнутой системой, а с другой стороны внешние потоки излучения, приходящие в прибор, не являются стационарными. Поэтому температура элементов телескопа изменяется при движении по орбите. Поскольку на бленду падает примерно 80 % попадающего в прибор излучения Земли, целесообразно стабилизировать, прежде всего, ее температуру. За счет лучистого теплообмена она поможет стабилизировать температуру и других частей телескопа.

6.1.3.2 Облучённость спайдера

Будем моделировать спайдер цилиндром диаметром 130 мм, расположенным внутри бленды диаметром 400 мм.

Распределение облученности участков поверхности спайдера излучением Земли определяется численным интегрированием яркости Земли в пределах телесного угла видимости Земли Ω_E с учетом косинуса угла падения i

$$E_C = \int_{\Omega_E} (I_S + I_{IR}) \cos i d\Omega \quad (6.4)$$

Для простоты, а также учитывая небольшое влияние анизотропности излучения на накопленный профицит тепловой энергии на витке, будем считать распределение интенсивности излучения Земли изотропным в пределах телесного угла Ω_E .

$$\text{Тогда } E_C = \frac{F}{\pi} \int_{\Omega_E} \cos i d\Omega = \phi_{EC} F$$

где F – плотность потока излучения Земли на апертуре, ϕ_{EC} – локальный угловой коэффициент излучения от Земли на заданный участок поверхности спайдера.

Кроме того, на спайдер падает излучение бленды в телесном угле Ω_B и главного зеркала в телесном угле Ω_3 . В телесном угле Ω_3 спайдер видит «холодный» космос. Все эти телесные углы зависят от расстояния h участка спайдера до конца бленды. Их сумма равна 2π .

Если температура бленды и главного зеркала стабилизирована и равна T , то полная плотность потока излучения, падающего на спайдер, равна

$$F = E + \frac{\varepsilon}{\pi} \int_{\Omega_B} \sigma T^4 \cos i d\Omega + \frac{\varepsilon}{\pi} \int_{\Omega_3} \sigma T^4 \cos i d\Omega = \phi_{EC} F + \phi_{BC} \varepsilon \sigma T^4 + \phi_{3C} \varepsilon \sigma T^4$$

где $\phi_{БС}$ и $\phi_{ЗС}$ – локальные угловые коэффициенты излучения от бленды и зеркала на заданный участок спайдера.

Локальные угловые коэффициенты излучения Земли, бленды и зеркала характеризуют вклад излучения этих объектов в облученность спайдера. Если учесть также аналогично определяемый локальный угловой коэффициент излучения «холодного» космоса, то их сумма для каждого участка поверхности спайдера равна 1. Зависимость указанных угловых коэффициентов излучения от расстояния h участка спайдера до переднего края бленды показана на рисунке 6.4.

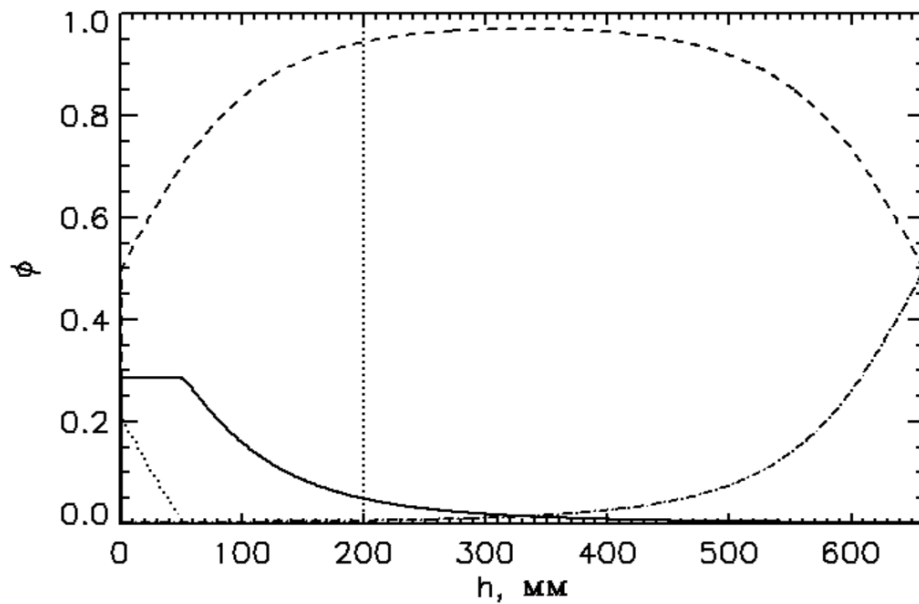


Рисунок 6.4 – Зависимость локальных угловых коэффициентов излучения от Земли на спайдер $\phi_{ЗС}$ (сплошная линия), от бленды на спайдер $\phi_{БС}$ (штриховая линия), от главного зеркала на спайдер $\phi_{ЗС}$ (штрихпунктирная линия) и от холодного космоса на спайдер $\phi_{КС}$ (пунктирная линия) от расстояния h участка спайдера до переднего края бленды; вертикальная пунктирная линия показывает конец спайдера, участки кривых левее этой линии приведены для справки

Реально спайдер начинается на глубине примерно 200 мм. Его торец закрыт ЭВТИ. Поэтому холодный космос он «не видит».

Вклад бленды в облученность центральной части спайдера достигает 95 %. При приближении к главному зеркалу вклад бленды уменьшается, но возрастает вклад главного зеркала.

Если спайдер поддерживается при температуре стабилизации T , то он излучает с единицы поверхности спайдера поток $\varepsilon\sigma T^4$.

Поэтому баланс плотности потока излучения на поверхности спайдера равен

$$W = \phi_{ЗС}F + \phi_{БС}\varepsilon\sigma T^4 + \phi_{ЗС}\varepsilon\sigma T^4 - \varepsilon\sigma T^4 = (F - \varepsilon\sigma T^4)\phi_{ЗС} - \varepsilon\sigma T^4\phi_{КС} = (F - \varepsilon\sigma T^4)\phi_{ЗС}$$

Поэтому при условии термостабилизации бленды и главного зеркала тепловой

баланс плотности потока излучения на спайдере определяется балансом потока на апертуре телескопа с коэффициентом ϕ_{EC} . Здесь учтено, что при данной геометрии телескопа спайдер космос «не видит» ($\phi_{KC} = 0$).

Поэтому и профицит плотности тепловой энергии на спайдере, накопленной при пролете участка орбиты, где эквивалентная температура излучения выше температуры стабилизации, также получается из профицита плотности тепловой энергии на апертуре с коэффициентом пропорциональности ϕ_{EC} (рисунке 6.5б).

Предполагаем, что спайдер сделаны из титана и имеют толщину 2,5 мм. Тогда теплоемкость 1 см² площади спайдера равна $0,25\text{см} \times 4,54\text{г/см}^3 \times 0,531\text{Дж/г/град}$ $d = 0,6\text{ Дж/см}^2/\text{град}$. В результате при отсутствии теплопроводности спайдера было бы получено показанное на рисунке 6.5в распределение максимального увеличения температуры спайдера относительно температуры стабилизации. Если край спайдера отступает от края бленды на 200 мм, увеличение температуры на его конце может достигать 2,5 °С.

Теплопроводность спайдера приведет к выравниванию его температуры по длине. Если рассмотреть другой крайний случай, когда температура спайдера в результате теплопроводности полностью выравнивается, то максимальное увеличение средней температуры спайдера составит 0,6 °С по отношению к температуре стабилизации.

Таким образом, влияние излучения Земли на температуру спайдера невелико. Основную роль в поддержании температуры спайдера играет бленда, а также главное зеркало. Именно их температура фактически является для спайдера температурой стабилизации при отсутствии нагрева спайдера.

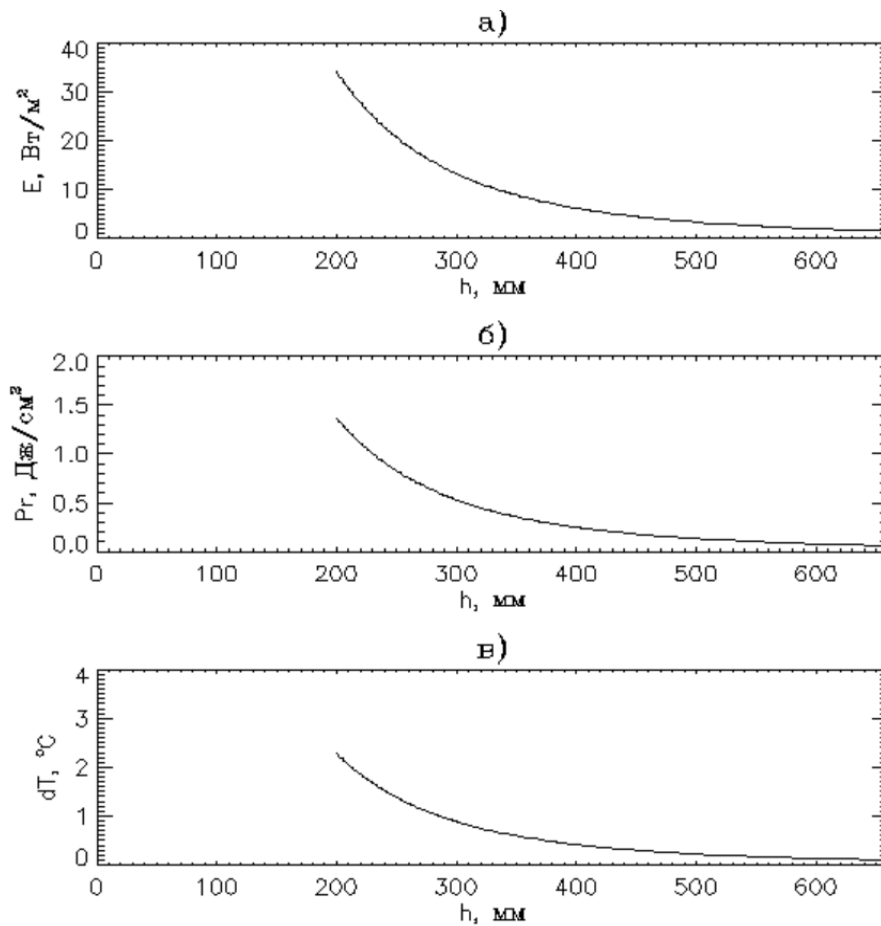


Рисунок 6.5 – Распределение облученности спайдера излучением Земли в подсолнечной точке (а), профицита плотности тепловой энергии на витке (б) и максимального увеличения температуры относительно температуры стабилизации (в) в зависимости от расстояния h до переднего края бленды; расчет проведен для полуденной орбиты высотой 400 км

В условиях, когда дефицит тепловой мощности бленды покрывается нагреванием, термоаккумуляцию нужно проводить по всей поверхности бленды. Расчеты показывают, что в случае, когда часть бленды остается незащищенной тепловым аккумулятором, она будет нагревать спайдер на участке орбиты, где тепловой баланс прибора положителен. На участке, где тепловой баланс прибора отрицателен, этот участок бленды будет поддерживать температуру стабилизации за счет нагревания, и препятствовать охлаждению спайдера до температуры стабилизации, поскольку поток излучения Земли, падающий на спайдер, на 1 - 2 порядка меньше потока, падающего на спайдер со стороны бленды.

6.1.3.3 Облучённость бленды

Распределение по глубине облученности бленды излучением Земли и профицит тепловой энергии на бленде рассчитываются аналогично соответствующим параметрам для спайдера. В этом случае нужно использовать аналогичные угловые коэффициенты

излучения для бленды, учитывающие вклад излучения Земли (ϕ_{EB}), космоса (ϕ_{KB}), главного зеркала ($\phi_{ЗБ}$) и остальных частей бленды ($\phi_{ББ}$) (рисунок 6.6). При их расчете экранированием излучения Земли спайдером и вторичным зеркалом пренебрегалось, а вклад их теплового излучения не отделялся от излучения остальных частей бленды.

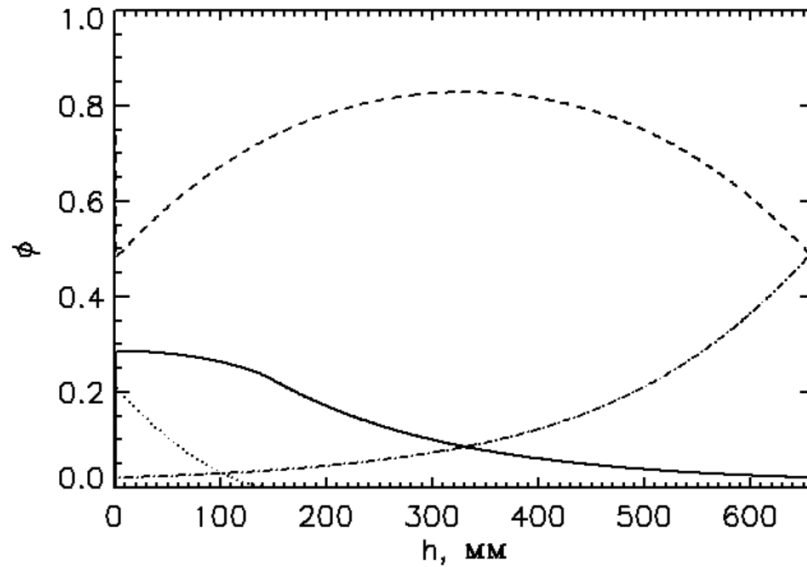


Рисунок 6.6 - Зависимость локальных угловых коэффициентов излучения от Земли на бленду ϕ_{EB} (сплошная линия), от бленды на бленду $\phi_{ББ}$ (штриховая линия), от главного зеркала на бленду $\phi_{ЗБ}$ (штрихпунктирная линия) и от холодного космоса на бленду $\phi_{КБ}$ (пунктирная линия) от расстояния h участка спайдера до конца бленды

Бленда видит холодный космос только на ее начальном участке глубиной 150 мм. Влияние излучение Земли на бленду сильнее, чем на спайдер, т.к. на бленду приходит излучение Земли с полной апертуры. Влияние излучения других частей бленды слабее, чем в случае спайдера, но остается доминирующим.

Если все внутренние части телескопа находятся при температуре стабилизации, то полная плотность потока излучения, падающего на участок бленды, равна:

$$F = \phi_{EB} F + \phi_{ББ} \sigma T^4 + \phi_{ЗБ} \sigma T^4$$

а баланс плотности потока излучения на поверхности бленды равен

$$W = \phi_{EC} F + \phi_{ББ} \sigma T^4 + \phi_{ЗБ} \sigma T^4 - \sigma T^4 = (F - \sigma T^4) \phi_{EB} - \sigma T^4 \phi_{КБ}$$

т.е. определяется балансом потока на апертуре телескопа с коэффициентом ϕ_{EC} и потерями тепла в космос на переднем участке бленды, где $\phi_{КБ} \neq 0$. В данном расчете влияние излучения спайдера на облученность бленды учитывается в коэффициенте $\phi_{ББ}$ наряду с излучением других частей бленды.

На рисунке 6.7а показано распределение по бленде облученности Землей в дневных условиях (при прохождении подсолнечной точки), в ночных условиях, а также (условно со

знаком «минус») распределение плотности потока излучения, уходящего с поверхности бленды наружу через апертуру прибора. Получаемый в результате баланс плотности потока излучения в дневных условиях положителен и имеет выраженный максимум на глубине около 150 мм, где кончается влияние холодного космоса (рисунке 6.7б). В ночных условиях и в условиях, когда прибор отвернут от Земли, баланс по всей бленде отрицателен и требуется ее подогрев.

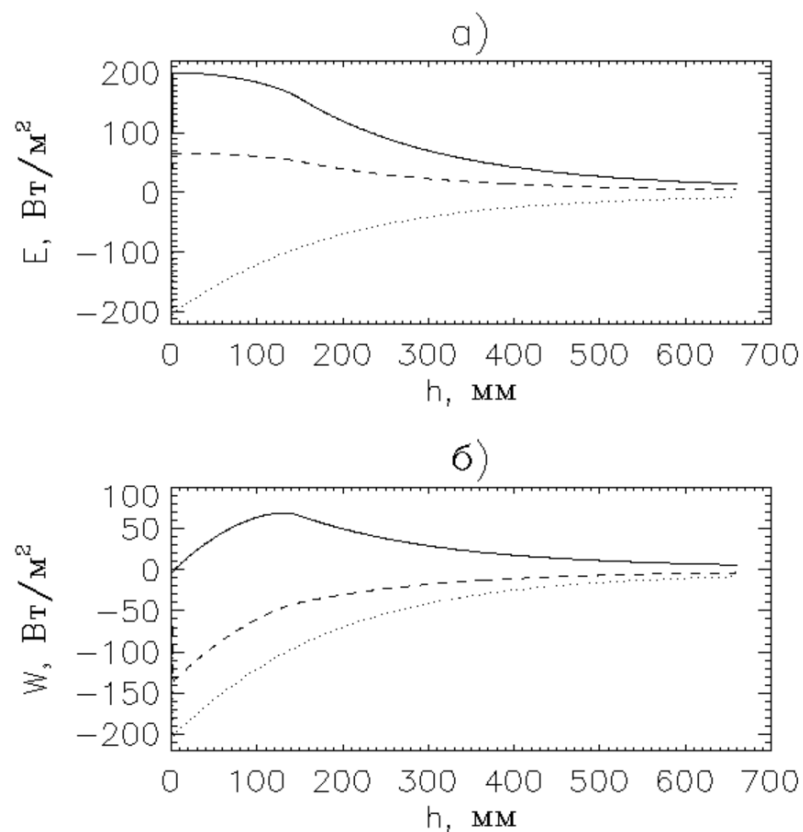


Рисунок 6.7 – Распределение по глубине облученности бленды излучением Земли днем (сплошная кривая) и ночью (штриховая кривая) и плотность потока собственного излучения бленды при температуре стабилизации, выходящая наружу (пунктирная кривая) (а); баланс плотности потока излучения на бленде при наблюдении Земли днем (сплошная кривая), ночью (штриховая кривая) и при наблюдении космоса (пунктирная кривая) (б)

На рисунке 6.8а показаны ожидаемые реальные и гипотетические баланс плотности потока излучения, профицит тепловой энергии на витке и необходимое количество теплоаккумулирующего вещества. В реальной ситуации необходимо обеспечить максимальную плотность вещества $0,04 \text{ г/см}^2$, с учетом гипотетического случая сплошной облачности – $0,08 \text{ г/см}^2$. Эти значения слабо зависят от высоты орбиты. Хотя при снижении высоты увеличиваются потоки излучения Земли, одновременно уменьшается период обращения КА, т.е. время накопления профицита тепловой энергии.

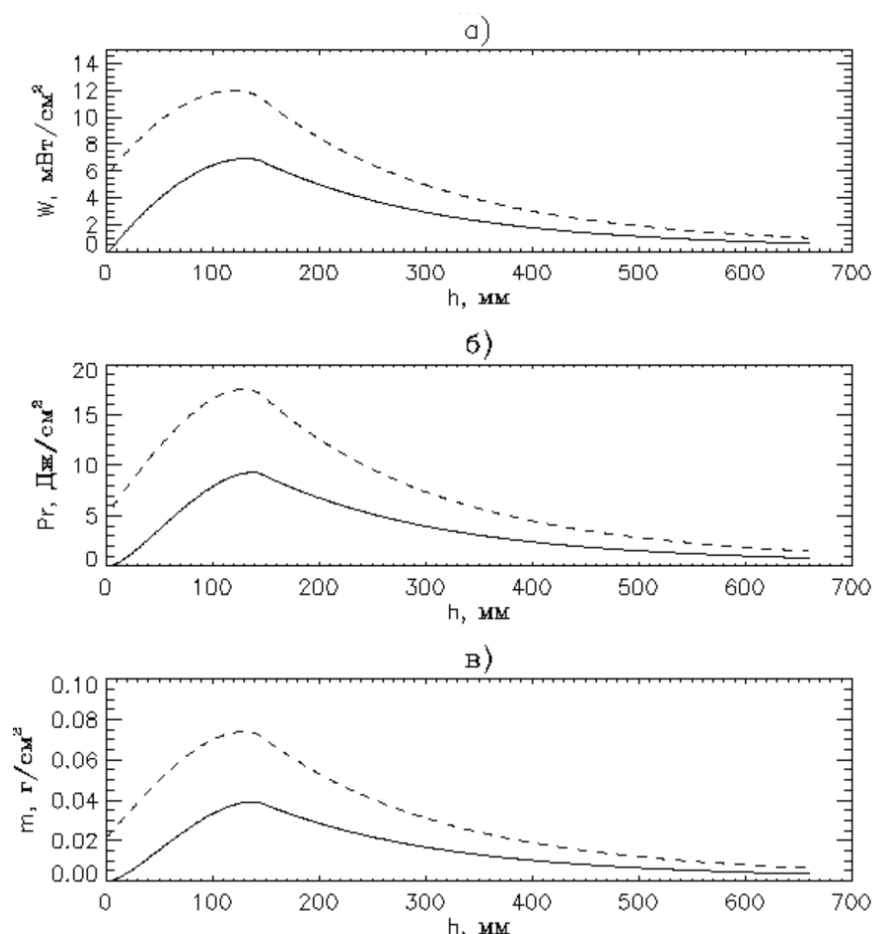


Рисунок 6.8 – Распределение по бленде баланса плотности потока излучения при прохождении подсолнечной точки (а), профицита плотности тепловой энергии на витке (б) и необходимого количества активного вещества (в); сплошные кривые соответствуют реальным потокам излучения, штриховые – гипотетическим при сплошной облачности

6.1.4 Прикидочный расчет основных параметров теплового аккумулятора

Как было показано в предыдущих подразделах:

- плотность приходящего от Земли теплового потока за время каждого пролета по орбите (~90 минут) меняется примерно от 100 до 700 Вт/м^2 , что соответствует изменению температуры эквивалентного черного тела от минус 70 °С до + 60 °С;
- блenda телескопа, по своей сути, представляет собой радиатор, принимающий идущий от земной поверхности тепловой поток и реагирующий на него изменением температуры.

Изложенное говорит о том, что наиболее эффективно температуру внутреннего пространства бленды можно стабилизировать путём рекуперации приходящей от земной поверхности тепловой энергии с использованием электронагревателей и теплового аккумулятора на температуре фазового перехода вещества.

Наиболее близкую к комнатным условиям температуру плавления имеют два вещества: глицерин – 17,7 °С и цетан – 18,1 °С. Но глицерин очень гигроскопичен. Совсем

небольшая доля влаги радикально меняет его свойства (см. подраздел 6.4.1.1). Цетан (гексадекан) более стабилен. Он имеет удельную теплоту плавления 237,34 кДж/кг [7, 8]. В твердом состоянии вещество имеет молекулярную кристаллическую решётку.

Во время плавления вещества поступающая энергия расходуется на разрушение межмолекулярных связей в кристаллической решётке. Во время отвердевания вещества энергия, выделяющаяся при восстановлении межмолекулярных связей, используется для компенсации дефицита тепловой энергии. Оба процесса идут без изменения температуры, но только при условии, что весь объём вещества прогрет или охлажден равномерно. В любом другом случае из-за неравномерного прогрева в режим фазового перехода большой объём вещества вступает по частям. Соответственно, температурные границы фазового перехода в реальных условиях для всего объема вещества расширяются.

В практических системах современных теплообменников для улучшения теплового контакта между средами широко используются микроканальные конструкционные профили. Сделанные из алюминиевых сплавов и обладая высокой теплопроводностью, они позволяют приблизить к идеальным условия фазового перехода находящегося в нем вещества.

Сечения и число каналов внутри микроканальной пластины могут варьироваться в широких пределах. Минимальные значения сечения лежат в пределах от 0,5 мм² до 5 мм². Число «микроканалов» в одной пластине обычно не превышает 20. Пластины объединяются в пакеты практически любого размера. С учетом высокой теплопроводности алюминия при толщине стенок порядка 0,3 мм создаются условия для равномерного прогрева и охлаждения вещества. Соответственно, оптимизируются условия теплообмена находящейся в микроканальной пластине жидкости с внешним источником тепла или холода.

Проведём прикидочный расчет основных параметров размещаемых в бленде телескопа тепловых аккумуляторов, ориентируясь на рабочее вещество – цетан. Предположим также, что цетан находится внутри труб или микроканальных пластин, закрепленных на внутренних стенках бленды. Там же расположены электронагреватели. Коэффициент поглощения внутренних поверхностей бленды примем равным $k = 1$. Внешняя поверхность бленды закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией.

При диаметре апертуры бленды 0,4 м ее площадь составит 0,126 м². Тогда для того же набора наблюдений, что и в таблице 6.1, получим параметры теплового баланса бленды, приведенные в таблице 6.2. Здесь дефицит/профицит тепловой энергии на витке определяется относительно температуры стабилизации как интеграл от баланса тепловой мощности прибора (6.1) на части витка, где W отрицательна/положительна. Баланс

тепловой энергии равен интегралу W на всём витке, т.е. сумме дефицита и профицита тепловой энергии на витке.

При увеличении высоты полета КА поток излучения на апертуре прибора уменьшается из-за уменьшения телесного угла, в котором видна Земля, в соответствии с соотношениями (6.2) и (6.3). Однако профицит, дефицит и баланс тепловой энергии на витке слабо зависят от высоты в типичном диапазоне высот низкоорбитальных КА 400 - 800 км, поскольку уменьшение потока излучения с высотой частично компенсируется увеличением периода обращения КА, т.е. времени нахождения на дневной и ночной стороне. Зависимость потока отраженного излучения и профицита тепловой энергии от времени пересечения экватора более существенна.

Таблица 6.2 – Параметры теплового баланса прибора на витке при температуре стабилизации 18,1 °С для диапазона высот 400 - 800 км

Время пересечения экватора	9:30	10:30	12:00
Профицит тепловой энергии, кДж	от 0 до 18	от 0 до 29	от 0 до 35
Дефицит тепловой энергии, кДж	от минус 141 до минус 59	от минус 136 до минус 57	от минус 133 до минус 55
Баланс тепловой энергии, кДж	от минус 141 до минус 42	от минус 136 до минус 28	от минус 133 до минус 20
Средняя электрическая мощность подогрева, Вт	от 8 до 23	от 5 до 22	от 4 до 22
Пиковая электрическая мощность подогрева, Вт	от 30 до 39	от 30 до 39	от 30 до 39

Среднеорбитальная температура бленды, при которой обеспечивается баланс между количеством тепловой энергии, приходящей на её апертуру, и собственным тепловым излучением прибора, варьирует в пределах нескольких градусов около 0 °С на высоте 400 км и в диапазоне от минус 15 до минус 10 °С на высоте 800 км. При массе бленды ~5 кг и ее средней теплоемкости 930 Дж/кг·К (алюминий) вариации потока излучения Земли приведут к вариациям средней температуры бленды примерно на ± 10 °С и, как следствие, к существенной дефокусировке прибора. Отсюда следует необходимость стабилизации температуры прибора.

При стабилизации прибора на уровне температуры плавления цетана 18,1 °С его тепловой баланс смещается в отрицательную сторону.

Профицит тепловой энергии прибора, который может достигать 35 кДж на дневной стороне витка, должен покрываться теплоаккумуляцией в бленде. Как показано в подразделе 6.1.3.3, максимальная концентрация цетана на единицу площади бленды для компенсации профицита тепловой энергии на бленде в реальных условиях должна составлять 0,04 г/см², а в гипотетическом случае сплошной облачности на всем витке – 0,08 г/см². Далее учтем, что на бленду приходится около 80 % потока излучения Земли

проходящего через апертуру прибора, а оставшиеся 20 % приходятся на главное и вторичное зеркала и на спайдер. Если не принимать специальные меры по их охлаждению, то эту задачу будет частично решать термостабилизированная бленда путем радиационного теплообмена с ними, в ходе которого бленда от них будет получать дополнительное тепло, для аккумуляции которого потребуется дополнительная масса теплового аккумулятора. С учетом этого, требование на максимальную концентрацию цетана нужно повысить до $0,1 \text{ г/см}^2$.

Дефицит тепловой энергии прибора на ночной, утренней и вечерней частях витка, где эквивалентная температура потока излучения Земли ниже $18,1 \text{ }^{\circ}\text{C}$, может достигать 140 кДж. Частично этот дефицит будет покрываться выделением тепла при кристаллизации теплоагента. Остаток, который равен балансу тепловой энергии прибора, должен покрываться электроподогревом прибора. Для этого требуется среднее энергопотребление на витке не более 25 Вт без учета КПД источника питания. Пиковая мощность электрического подогрева, которая может потребоваться при пролете в ночное время над Антарктидой, достигает 40 Вт также без учета КПД.

6.1.5 Циклограмма работы системы термостабилизации бленды

Рисунок 6.9 иллюстрирует работу системы термостабилизации бленды телескопа. На верхнем графике показан поступающий на бленду тепловой поток. На среднем графике показана реакция вещества теплового аккумулятора, как на него, так и на подогрев, идущий от нагревателей. На нижнем графике показаны включения нагревателей. Цифрами на среднем графике показаны точки, где меняется температура вещества.

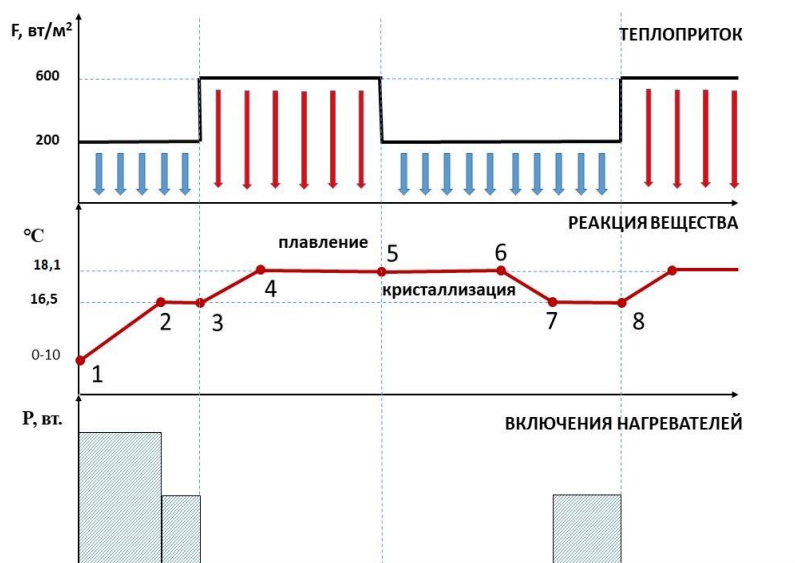


Рисунок 6.9 – Иллюстрация работы системы термостабилизации на основе теплового аккумулятора

1) Момент начала работы системы терморегулирования после выведения КА на орбиту. Будем считать, что к этому времени на бленде установилась равновесная температура от минус 15 до 3 °С в зависимости от орбиты. Начинается подогрев вещества теплового аккумулятора.

2) Система терморегулирования переходит к поддержанию постоянной температуры вещества на уровне 16,5 °С.

3) Начинается подъем температуры за счет идущего от Земли теплового потока. Нагреватели выключаются.

4) Начинается плавление вещества при температуре 18,1 °С.

5) Большой теплоприток завершился. Начинается кристаллизация вещества.

6) Кристаллизация вещества завершилась.

7) Система терморегулирования зафиксировала падение температуры и включилась в режим ее поддержания на уровне 16,5 °С.

8) Начинается новый орбитальный цикл.

Показанная на рисунке 6.8 диаграмма предполагает, что регистрирующие температуру вещества термодатчики, находятся внутри него. Теоретически, это возможно, но трудно реализуемо. Проще установить их на микроканальных пластинах или на трубе, где находится вещество. При этом следует понимать, что в показаниях термодатчиков будет отражена теплопроводность материала, в котором находится вещество, а также то, что его плавление и кристаллизация не будут одномоментными. Диаграмма изменится. Датчики покажут, что в реальной конструкции температура трубы будет несколько выше температуры плавления вещества. Тоже самое произойдет с температурой трубы при кристаллизации вещества. Она будет ниже ожидаемой. Соответственно, снизится точность стабилизации температуры бленды. Можно предположить, что достижимой окажется точность стабилизации не ниже $18,1 \pm 2$ °С.

Рисунок 6.10 иллюстрирует циклическое попеременное изменение массы M расплавленного рабочего вещества в режиме рекуперации тепловой энергии и мощности подогрева W при дефиците тепловой энергии при движении КА по орбите в течение суток.

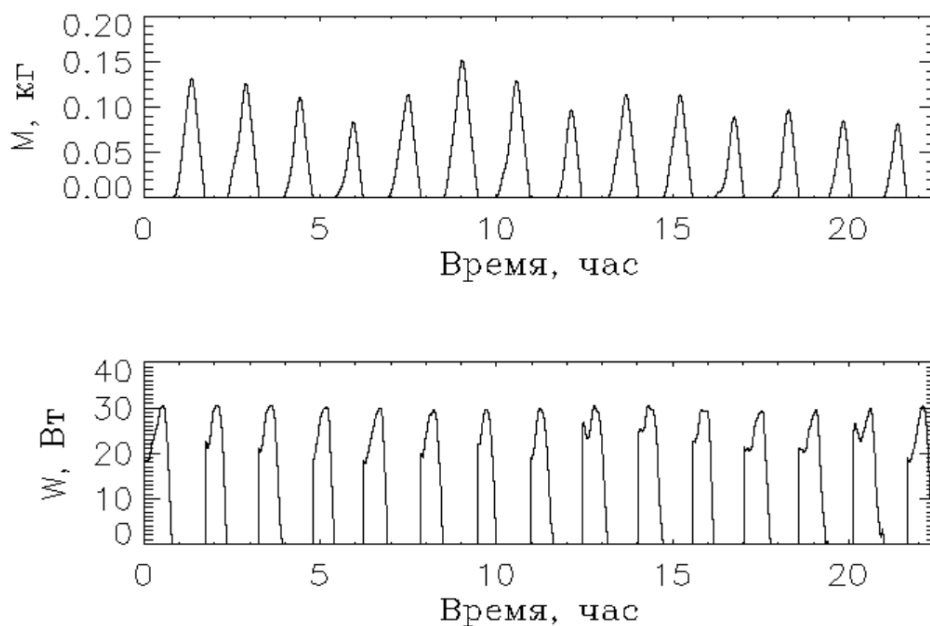


Рисунок 6.10 – Пример изменения массы расплавленного рабочего вещества M и мощности подогрева W в течение суток в системе терморегулирования бленды, рассчитанное для орбиты высотой 400 км со временем пересечения экватора 12 час по измерениям «CERES» 01.01.2021

Таким образом, задача системы терморегулирования заключается в том, чтобы поддерживать температуру вещества вблизи температуры плавления до того момента, когда оно начнется за счет внешнего источника тепловой энергии. Все время, пока вещество будет находиться в расплавленном состоянии и до завершения его перехода снова в кристаллическое состояние нагреватели должны быть выключены. Нагреватели должны включиться, когда температура вещества опустится несколько ниже температуры кристаллизации. При отсутствии нагревателей тепловой аккумулятор сможет парировать только перегрев бленды.

6.2 Разработка исходных данных для проектирования основных элементов теплового аккумулятора

6.2.1 Распределение плотности теплового потока и вещества по внутренней поверхности бленды

Баланс плотности потока излучения, а значит и профицит тепловой энергии, накопленной на витке, и необходимое количество теплоаккумулирующего вещества распределяются по поверхности бленду неравномерно (см. рисунок 6.8): они сначала увеличиваются вглубь бленды вследствие уменьшения влияния холодного космоса, а затем уменьшаются вследствие уменьшения потока излучения Земли.

Обеспечить заданное графиком на рисунке 6.8 распределение вещества по

внутренней поверхности бленды можно разными способами. Один из них заключается в том, чтобы уложить внутри бленды свитую из трубы диаметром 6 – 8 мм спираль. Другой вариант – использовать для тех же целей микроканальные пластины. Рассмотрим оба варианта.

Предприятия АО «РУСАЛ» выпускают широкую номенклатуру труб из различных алюминиевых сплавов. В нашем случае наиболее привлекательными представляются тонкостенные, 1 мм трубки малых диаметров 6,35, 8,0, 9,52 и 12,7 мм из сплава АД0. Содержание алюминия в нем составляет 99,5 % (см. раздел 6.4.1.2). Трубки этого типа широко используются при монтаже холодильного оборудования. Эластичность материала позволяет легко изгибать трубку без заломов. Конец трубки надежно герметизируется путем сплющивания при давлении 15 атмосфер. Трубки хорошо паяются при температуре около 500 °С с припоем Castolin 192FBK (для алюминия, прутки 500 мм с флюсом).

Трубка может быть уложена в спираль с переменным шагом, которая с некоторым приближением позволит выполнить требуемый характер распределения вещества. Шаги спирали могут задаваться впаиваемыми вставками. В этом случае спираль может превратиться в прочный каркас, и стать основой конструкции бленды.

Номенклатура производимых в мире АМКП весьма широка. АМКП используются в теплообменниках различного типа, включая и автомобильные радиаторы. На рисунке 6.11 показан набор АМКП, выпускаемых одной из немецких фирм (<https://www.hailiangstock.com/en/web/index.php/product/index/38.html>).

К сожалению, в нашей стране АМКП не производятся, но их можно купить по доступным ценам в Китае.



Рисунок 6.11 – Микроканальные пластины фирмы Hailiang
<https://www.hailiangstock.com/en/web/index.php>

АМКП изготавливаются из алюминиевых сплавов. Стенки между каналами образуют ребра жесткости, препятствующие изгибам. В конструкции бленды АМКП могут использоваться в качестве накладных панелей, прикрепляемых к ее каркасу. В таблице 6.3 приведены данные о трубках и АМКП, характеризующие их пригодность для использования в качестве емкости для вещества теплового аккумулятора.

Таблица 6.3 – Основные параметры трубок и АМКП

Трубка Диаметр, см		Толщина стенки, см	Масса проекции на 1 см ² , г		Примечание
Внешний	Внутренний		Цетан	Метал	
0,635	0,435	0,1	0,234	1,109	Требуемая максимальная концентрация цетана 0,1 г/см ²
0,8	0,6	0,1	0,342	0,917	
0,952	0,752	0,1	0,3614	0,7503	
1,27	1,03	0,12	0,400	0,716	
АМКП 60Wx2.5Tx10H			0,1199	0,2531	

Из таблицы 6.3 следует, что для теплового аккумулятора подходит трубка диаметром 6,35 мм. Остальные трубки имеют избыточный диаметр. Параметры приведенной в таблице АМКП также соответствуют требованию по концентрации цетана на 1 см².

6.2.2 Особенности практического применения алюминиевых трубок и микроканальных пластин в качестве емкости для вещества теплового аккумулятора

Как следует из предыдущих разделов данной работы, цель стабилизации температуры бленды заключается в формировании стабильного и однородного теплового потока внутри нее, в зоне расположения конструктивных элементов телескопа в условиях вариации теплопритоков от Земли и из открытого космоса. Для решения этой задачи внутри бленды располагается тепловой аккумулятор, емкость которого определяется размерами алюминиевых трубок и АМКП. Осредненное распределение приходящих на внутреннюю поверхность бленды внешних тепловых потоков показано на рисунке 6.7. Соответствующее ему распределение вещества теплового аккумулятора показано на рисунке 6.8.

С учетом того, что мгновенные значения приходящих на внутреннюю поверхность бленды тепловых потоков могут значительно отличаться от средних величин, вся она должна быть защищена тепловым аккумулятором.

6.2.2.1 Конструкция теплового аккумулятора на основе алюминиевой трубки $6,35 \times 1,0$ мм

Из алюминиевой трубы можно сделать спираль, которая может стать несущим каркасом бленды. Спираль может быть намотана виток к витку. Витки могут быть спаяны между собой. В случае использования трубки диаметром 6,35 мм потребуется 95 витков. Такая плотная намотка хороша для открытого участка бленды, размером в 10 см. На него приходится максимальный тепловой поток от Земли. Далее, плотность потока быстро падает. Потребность в теплоаккумулирующем веществе снижается. Соответственно, шаг спирали может быть увеличен. Расчет величины допустимых межвитковых расстояний приведен в подразделе 6.2.3 Использование спирали с переменным шагом, рисунок 6.12 позволяет более чем в два раза уменьшить число витков и массу теплового аккумулятора.



Рисунок 6.12 – Спираль из алюминиевой трубы с переменным шагом

Массовые характеристики спирали с намоткой виток к витку и с переменным шагом показаны в таблице 6.4.

Таблица 6.4 – Основные параметры двух вариантов конструкции теплового аккумулятора

Вид намотки	Число витков	Длина трубы, м	Масса трубы, г	Масса цетана, г	Сумма, г
Виток к витку	95	112,5	5287	1980	7267
С переменным шагом	40	50	2350	880	3230

Напомним, что расчёт теплового аккумулятора (подраздел 6.1) требует обеспечения концентрации цетана в $0,1 \text{ г/см}^2$ лишь в максимуме. Намотка виток к витку дает почти 6-кратное превышению массы цетана по отношению к расчетному значению. Намотка спирали с переменным шагом в соответствии с требуемым распределением цетана по поверхности бленды позволит значительно уменьшить массу бленды.

В обоих вариантах витки спирали спаиваются между собой в 6 – 8 местах. При намотке виток к витку припой ложится непосредственно на трубки. При намотке с переменным шагом расстояние между витками регулируется впаиваемыми алюминиевыми вставками.

После заливки цетана трубка должна быть надежно герметизирована. Предполагается, что герметизация трубки будет выполняться с помощью гидравлического пресса. Возможность использования такого способа герметизации подтверждена экспериментом, описанным в подразделе 6.4.

Одно из полезных свойств цетана заключается в том, что при переходе из жидкого состояния в кристаллическое, это вещество не увеличивается в объеме, а уменьшается (подраздел 6.4).

6.2.2.2 Конструкция теплового аккумулятора АМКП

В случае использования АМКП возможностей для оптимизации распределения цетана по внутренней поверхности бленды гораздо меньше. Здесь мы будем опираться на имеющийся в наличии образец пластины АМКП 60Wx2.5Tx10H. Предполагается, что пластины должны закрыть всю внутреннюю поверхность бленды. При ширине пластины 6 см для этого потребуется 20 пластин длиной по 60 см.

Как видно из таблицы 6.3 и рисунка 6.8, масса содержащегося в пластине цетана достаточна для парирования перегрева. Массовые характеристики такой сборки приведены в таблице 6.5.

Таблица 2.5 – Массовые характеристики теплового аккумулятора на основе АМКП

Размер пластины АМКП, см	Число пластин	Площадь пластин, см ²	Масса пластин, г	Масса цетана, г	Сумма, г
6x60	20	7200	1822	863	2685

Таким образом, на данный момент существуют 2 варианта конструкции теплового аккумулятора на основе АМКП, состоящий из 20 пластин размером 6 x 60 см с общей массой цетана 863 г.

Проблему герметизации АМКП предполагается решать путем расплющивания (пластической деформации) законцовок между твердосплавными стержнями подходящего диаметра с помощью гидравлического пресса при силе давления в несколько десятков т/см² (при необходимости, нагревая законцовки горячим воздухом для снижения предела текучести материала). Для большей надёжности предполагается наклеивать термостойким эпоксидным компаундом на места обжатия колпачки подходящей формы с последующей металлизацией стыков между колпачками и АМКП методом холодного газодинамического напыления.

Приведенные здесь варианты реализации теплового аккумулятора на основе АМКП не являются единственно возможными. Они лишь позволяют судить о массовых характеристиках устройства на их основе.

В Китае можно заказать АМКП с нужными параметрами: длина, ширина, толщина стенок, размеры каналов. Максимальная предлагаемая ширина пластин 150 мм. Поскольку пластины имеют плоскую форму, бленда может быть исполнена, в виде многогранника.

При размере пластин АМКП 15 x 60 см и толщине стенок 0,5 мм масса теплового аккумулятора увеличится до ~ 4000 г.

Пластины АМКП целесообразно укладывать в алюминиевые рамки. В них же предлагается укладывать нагреватели и термодатчики, а также ЭВТИ.

6.2.2.3 Сравнение вариантов теплового аккумулятора на основе алюминиевой трубки и АМКП

Будем рассматривать два варианта теплового аккумулятора на основе трубки 6,35 мм с переменным шагом намотки (40 и 20 витков), и два варианта на основе АМКП на 20 пластин (АМКП-40), приведенные в таблице 6.6.

В нижней строке таблицы приведены ожидаемые параметры теплового аккумулятора на основе заказной АМКП 150 x 600 мм с увеличенной до 0,5 мм толщиной стенок.

Таблица 6.6 – Сравнение массовых характеристик вариантов теплового аккумулятора на основе алюминиевой трубки и АМКП

Вариант исполнения	Масса цетана, г	Масса металла, г	Сумма, г	Число герметизаций
Трубка 6,35мм	880 440	2350 1175	3230 1615	2
АМКП-20	1151	2429	3580	40
Заказная АМКП	1600	3400	5000	16

Из таблицы следует, что варианты на основе трубки 6,35 мм емкостью 880 г цетана, и на основе АМКП-20 близки друг к другу по массовым характеристикам. Уменьшение емкости варианта на трубке в 2 раза делает его конкурентоспособным по массовым характеристикам по отношению к АМКП. Однако укладка 20 витков в бленду вряд ли обеспечит равномерность теплового поля в ее внутреннем объеме.

При выборе варианта исполнения теплового аккумулятора необходимо учитывать следующее:

- тепловой аккумулятора на основе 40 спаянных между собой витков трубки 6,35 мм образует весьма прочный каркас, который может стать конструкционной основой бленды, что может снизить ее массу;

- АМКП из-за особенностей своей конструкции и хрупкости материала не могут рассматриваться в качестве элементов несущей конструкции. Они должны

крепиться к конструкционно прочному каркасу, берущему на себя все механические нагрузки;

- благодаря тонким стенкам и большому числу каналов малого сечения при равных количествах цетана АМКП лучше «держит полку», чем это получается у трубки диаметром 6,35 мм;

- проблема герметизации для двух концов трубки 6,35 мм решается относительно просто: концы трубок длиной несколько сантиметров вначале сжимают в тисках с алюминиевыми нагубниками до соприкосновения поверхностей внутренних стенок, а затем – подвергают пластической деформации до полного разъединения фрагментов (отрезания) между твердосплавных стержней подходящего диаметра с помощью гидравлического пресса (при силе давления в несколько т/см²). При этом с обеих сторон из обращения выходит по 2 – 3 см трубки, что не имеет принципиального значения (длину отторгаемого участка можно снизить до 0,5 – 1 см);

- герметизацию АМКП предполагается выполнять тем же способом, что и трубку, но число герметизаций возрастает до 40. Потеря 0,5 – 1 см с каждой стороны вряд ли окажется принципиально важной;

- вариант теплового аккумулятора на трубке потребует много оснастки. Вариант на основе АМКП по сегодняшним представлениям кажется в этом смысле более простым.

- трубка 6,35 мм выпускается отечественной промышленностью. АМКП надо будет приобретать в Китае.

Несмотря на перечисленные проблемы, оба варианта теплового аккумулятора представляются реализуемыми. Соответственно, с учетом сжатых сроков имеет смысл возможно скорее остановить свой выбор на одном из них.

Представление о конструкции бленды с тепловым аккумулятором на основе АМКП дает рисунок 6.13.

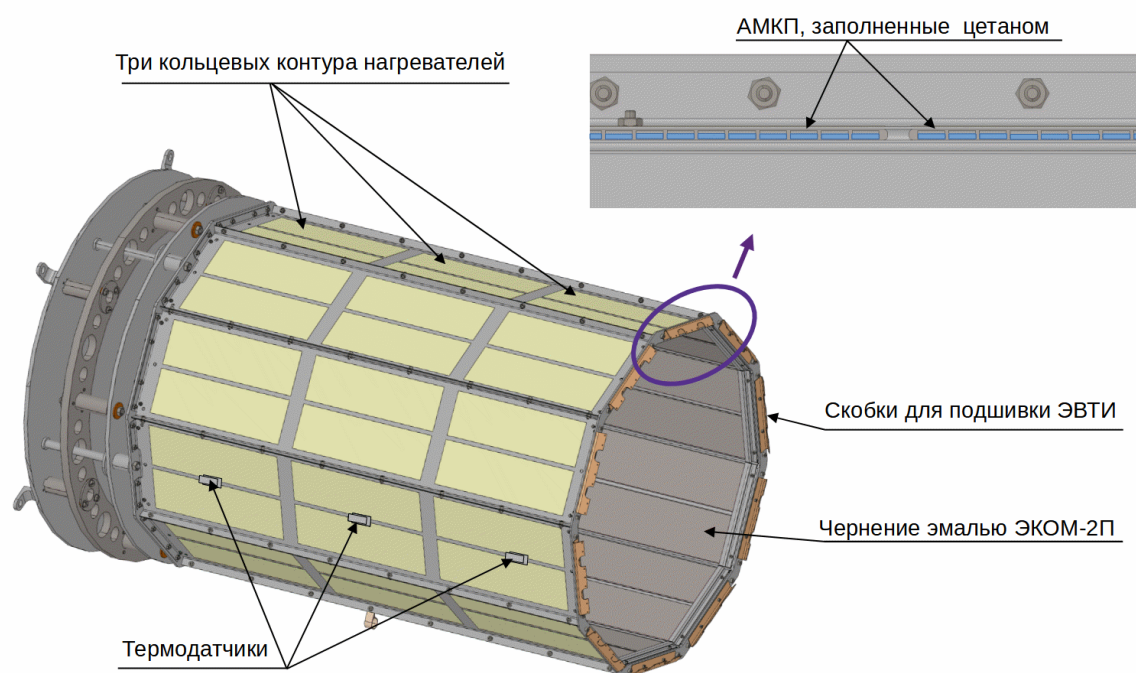


Рисунок 6.13 – Конструкция бленды на основе АМКП

6.3 Эксперименты в воздушном термостате

6.3.1 Описание термостата и принципов организации экспериментов

Для экспериментального исследования теплофизических свойств цетана, помещённого в алюминиевые трубки различного размера и АМКП, использовали термостат газового хроматографа «Хроматэк-Кристалл 5000.2».

Образцы трубок и АМКП, загерметизированные с одной стороны и заполненные цетаном практически доверху, устанавливали вертикально в штатив для пробирок и помещали в термостат (см. рисунок 6.14). Для экспериментов использовали цетан (гексадекан) квалификации «чистый для анализа», изготовленный АО «ЭКОС-1» 12.2021 г. (партия № 5) по ТУ 2631-186-44493179-2014.

В термостат были помещены 4 испытуемых образца-ёмкости с цетаном. Описание образцов приведено в таблице 6.7:

Таблица 6.7 – Описание образцов, использованных для экспериментов в воздушном термостате

№ п/п	Наименование образца	Материал образца	Длина образца (необжатой части), мм	Масса незаполненных образцов, г	Масса заполненных цетаном образцов, г	Масса цетана, г
1	Трубка 6,35 × 1,0 мм	АД0	200	9,31	11,67	2,36
2	Трубка 9,52 × 1,0 мм	АД0	200	15,50	23,48	7,98
3	Трубка 12,7 × 1,2 мм	АД0	200	22,84	35,53	12,69
4	Микроканальная пластина 60Wx2.5Tx10H	ЗФ03	230	43,60	58,37	14,77

Все испытываемые образцы снабжены термодатчиками. Термодатчики были наклеены на трубки и АМКП в их центре с помощью алюминиевого скотча и изолированы от воздействия внешней среды несколькими слоями материала «Спанбонд-40». Кроме того, один термодатчик использовали для контроля температуры окружающей среды. Показания датчиков регистрировали с помощью контроллера, присоединённого к персональному компьютеру. Образцы в термостате во время эксперимента активно обдувались воздухом, температуру которого задавали в соответствии с введенной в систему управления термостатом программой.



Рисунок 6.14 – Термостат с размещёнными в нём образцами и термодатчиками

6.3.2 Обработка результатов эксперимента

На рисунке 6.15 черной линией показана реализованная в термостате циклограмма изменения температуры. Цветными линиями показана реакция вещества в образцах на изменение температуры.

До начала циклограммы в термостате была установлена температура 0 °С. Соответственно, цетан во всех испытуемых образцах находится в кристаллическом состоянии. С момента включения циклограммы температура начинает расти со скоростью 10 °С /мин. До температуры 18 °С температура образцов растет со скоростью изменения температуры окружающей среды. При температуре несколько выше 18 °С во всех испытуемых образцах начинается плавление цетана. Рост температуры образцов резко замедляется, хотя температура окружающей среды продолжает расти до 22 °С.

Спустя некоторое время, свое для каждого образца, и в зависимости от количества цетана в нём, рост температуры образцов возобновляется, и цетан в них переходит в жидкую фазу. Вскоре после этого, в соответствии с циклограммой, температура среды в термостате начинает падать со скоростью 10 °С/мин.

После начала падения температуры среды температура образцов следует за ней, но при температуре несколько ниже 18 °С падение температуры образцов замедляется. Затем, с задержкой по времени, пропорциональной количеству цетана в образце, скорость падения температуры снова увеличивается. Цетан во всех образцах снова перешёл в кристаллическое состояние.

Далее цикл плавления и кристаллизации повторяется.

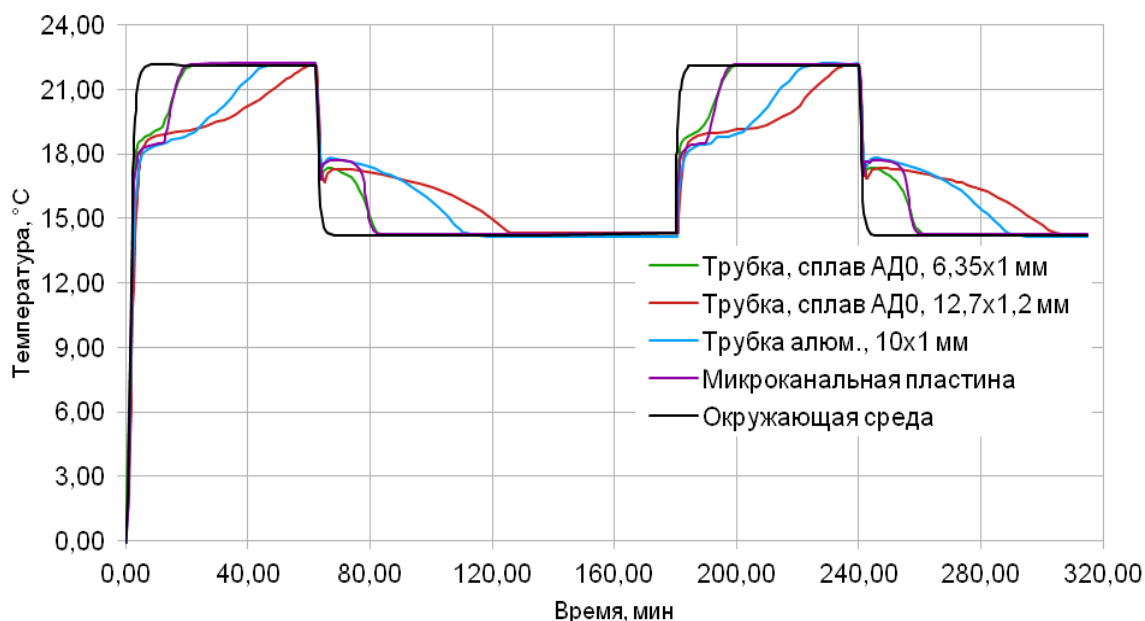


Рисунок 6.15 – Циклограмма изменения температуры среды в термостате и реакция на нее цетана в испытуемых образцах

Увеличенный фрагмент циклограммы, показанный на рисунке 6.16, позволяет

лучше рассмотреть поведение образцов при изменении температуры. Дольше всех «держит полку» трубка диаметром 12,7 мм. За ней следует трубка диаметром 9,52 мм (на графике обозначена 10×1 мм), АМКП и трубка 6,35 мм.

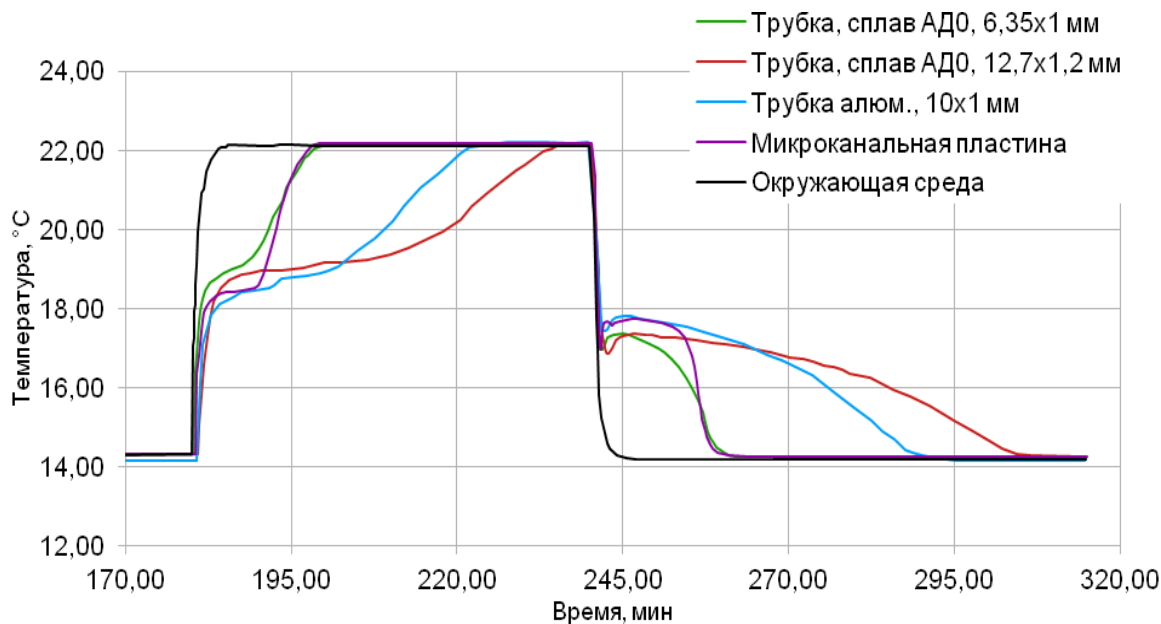


Рисунок 6.16 – Увеличенный фрагмент циклограммы

Одной из проблем проведения эксперимента в термостате была сложность сравнения величины теплового потока, поступающего на образцы при конвективном теплообмене в нем с тепловым потоком при радиационном теплообмене. Отчасти эта задача решена в разделе 6.3.3, где сравнение производится путем расчета необходимой плотности радиационного потока исходя из знания количества вещества в одном из испытуемых образцов и времени, которое на это потребовалось в термостате. Исходя из результатов этого расчета, можно сделать вывод, о том, что количество цетана в трубках диаметром 9,52 и 12,7 мм избыточно для данного проекта.

На рисунке 6.17 в еще более увеличенном виде показаны только два удовлетворяющих условиям проекта образца: АМКП и трубка диаметром 6,35 мм.

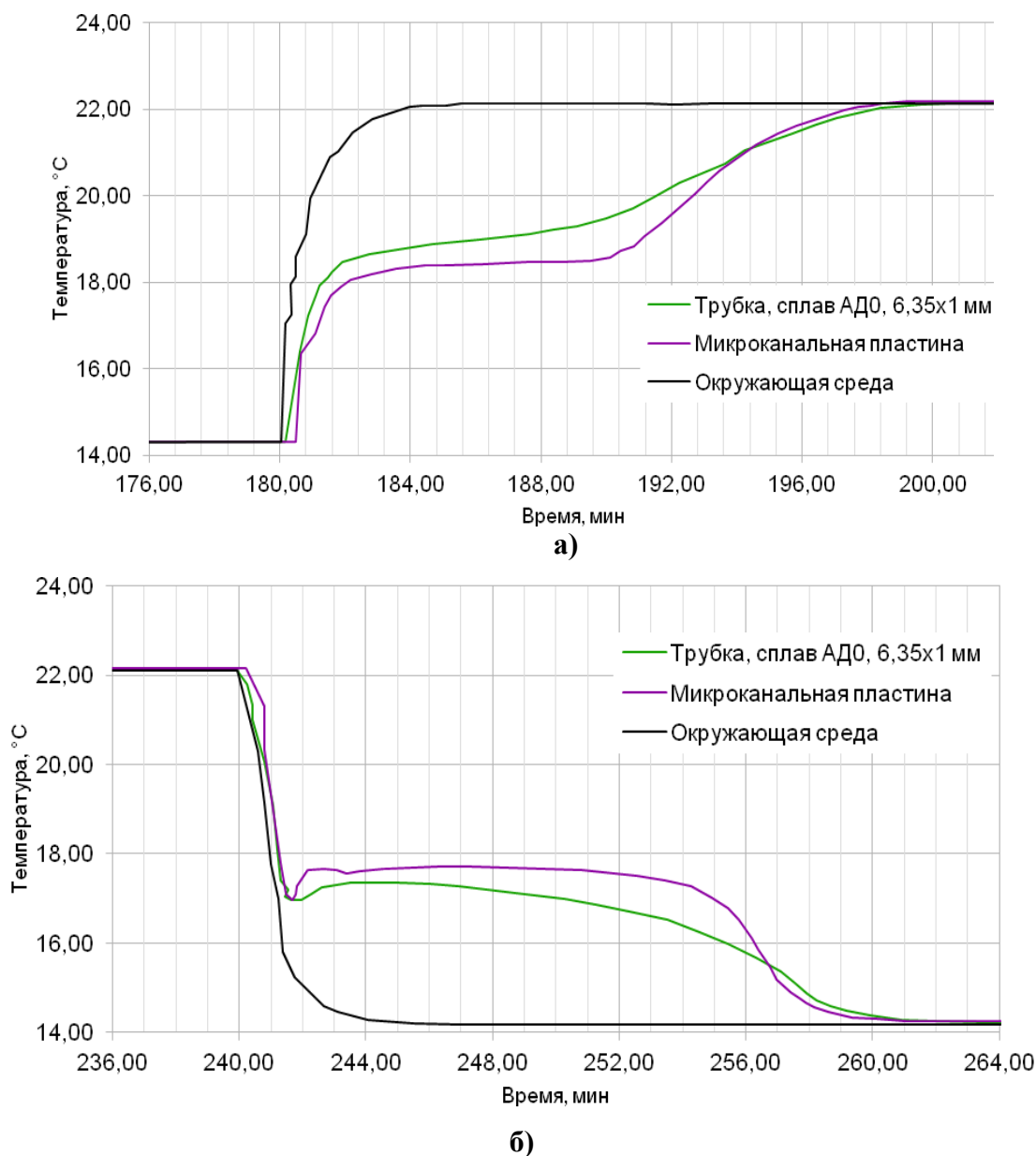


Рисунок 6.17 – Временная диаграмма фазового перехода цетана в образцах под воздействием изменения температуры окружающей среды: а) из кристаллического состояния в жидкое, б) из жидкого состояния в кристаллическое

На рисунке 6.18 графики фазовых переходов совмещены друг с другом путем сдвига шкалы времени. Здесь видно, что процессы плавления вещества и его кристаллизации несколько асимметричны. Плавление происходит быстрее, чем кристаллизация. Видна и причина: температура внешней среды выше температуры плавления вещества на 4,2 °C, а температура внешней среды при кристаллизации вещества ниже нее на 3,6 °C.

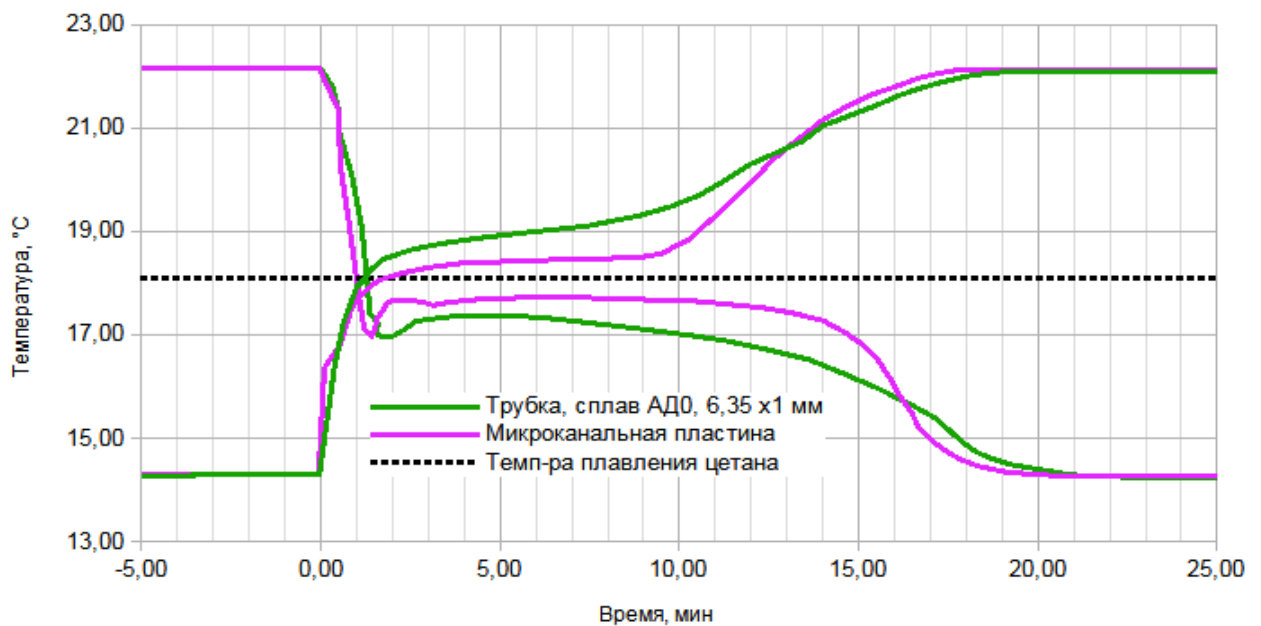


Рисунок 6.18 – Совмещенная циклограмма плавления и кристаллизации цетана в исследуемых образцах

Хорошо видно, что благодаря более тонким стенкам и большому числу каналов АМКП лучше «держит полку», чем трубка диаметром 6,35 мм. Видно и то, что фазовый переход во всех случаях происходит при температуре 18,1 °С. Отличие показаний датчиков от этой величины объясняется толщиной стенок и тем, что датчики закреплены на поверхности образцов, а не внутри них.

Эксперимент в целом подтверждает возможность построения термостабилизирующей бленды на основе теплового аккумулятора. Чтобы получить достаточные основания для определения достижимой точности стабилизации температуры необходим эксперимент в ТВК.

6.3.3 Оценка величины теплового потока в термостате по сравнению с ожидаемым в полете

При внешнем диаметре трубки 6,35 мм и внутреннем диаметре 4,35 мм объём вещества на 1 см длины трубки равен $3,1416/4 \times 0,435^2 = 0,149 \text{ см}^3$,

его масса: $0,149 \times 0,7734 = 0,115 \text{ г}$,

количество аккумулируемой тепловой энергии: $0,115 \times 237 = 27,2 \text{ Дж}$.

Площадь бленды, покрываемая трубкой длиной 1 см, равна $0,635 \text{ см}^2$.

Энергия, аккумулируемая на единице площади, равна $27,2/0,635 = 43 \text{ Дж/см}^2 = 430 \text{ кДж/м}^2$.

В эксперименте вещество расплавилось примерно за 10 минут. Следовательно,

приток тепла равен $43/10/60 = 0,072 \text{ Вт/см}^2 = 720 \text{ Вт/м}^2$.

В полёте максимальный профицит энергии прибора на витке W_0 по данным «CERES» составит 35 кДж, а в гипотетическом случае, когда весь виток закрыт облаками – 120 кДж. Т.к. распределение освещённости бленды Землей в дневных и ночных условиях отличается мало, считаем, что распределение профицита тепловой энергии dW на элементе площади бленды dS подобно распределению освещённости бленды E

$$dW = \frac{EdS}{P} W_0,$$

где P – поток излучения на апертуре (произведение плотности потока на площадь апертуры). В дневных условиях при прохождении подсолнечной точки по данным «CERES» $P = 74 \text{ Вт}$.

На единицу площади бленды приходится профицит энергии

$$dW/dS = \frac{E}{P} W_0$$

В начале бленды $E = 182 \text{ Вт/м}^2$. Тогда при $W_0 = 35 \text{ кДж}$ получаем $dW/dS = 182/74 \times 35 = 86 \text{ кДж/м}^2$, а при $W_0 = 120 \text{ кДж}$ получаем $dW/dS = 182/74 \times 120 = 295 \text{ кДж/м}^2$.

Учитывая, что трубка позволяет аккумулировать 430 кДж/м^2 , этого достаточно даже в гипотетическом случае.

Т.к. в эксперименте вещество расплавилось за 10 мин, а в реальном полёте профицит тепловой энергии набирается примерно за 45 мин, потоки тепла в эксперименте превышают реальные (средние на освещённой части витка) в $45/10 \times 430/86 = 22,5$ раз, а гипотетические - в $45/10 \times 430/295 = 6,5$ раз.

Причина того, что длительность «полки» у трубки, оказалась раной с АМКП, где цетана меньше в 1,5 раза, видимо, заключается в геометрии этих сосудов.

6.4 Свойства и особенности применения материалов теплового аккумулятора

6.4.1 материалы: цетан, материал трубок, материал АМКП

6.4.1.1 Физико-химические свойства рабочих веществ теплового аккумулятора. Обоснование выбора цетана

Цетан выбрали в качестве рабочего вещества теплового аккумулятора из-за близости температуры его фазового перехода к требуемой температуре термостабилизации оптики проектируемого космического телескопа, высокой химической стойкости (в т.ч. по отношению к кислороду воздуха) и инертности (в т.ч. по отношению к конструкционным материалам разрабатываемого теплового аккумулятора), быстрой доступности в довольно чистом состоянии и невысокой стоимости, относительно низкой

токсичности и благоприятным характеристикам пожароопасности. В качестве альтернативы цетану рассматривали также низкомолекулярный полиэтиленгликоль (ПЭГ-600), который имеет ещё более благоприятные токсикологические свойства и характеристики пожароопасности и также изготавливается в России. Однако, предварительные эксперименты в термостате хроматографа показали, что ПЭГ-600 имеет достаточно широкий интервал температур плавления (предположительно вследствие довольно широкого молекулярно-массового распределения) и не даёт чёткой «полки» в отличие от цетана. Для этих испытаний использовали ПЭГ-600, изготовленный ООО «НТЦ «НОРКЕМ» (г. Дзержинск, Россия) 09.2021 г. (партия № 7) по ТУ 20.16.40-007-71150986-2019.

Для справки физико-химические свойства цетана и других веществ, которые предположительно могли бы быть использованы в качестве рабочего тела в разрабатываемом тепловом аккумуляторе, приведены в таблице 6.8.

Таблица 6.8 – Физико-химические свойства веществ, которые предположительно могли бы быть использованы в качестве рабочего тела в тепловом аккумуляторе термостабилизируемой бленды (данные взяты из источников [9-17])

№ п/п	Наименование вещества/ CAS #	Молеку- лярная формула	$M \cdot 10^3$, кг/ моль	$t_{пл}$, °C [1]	$t_{кип}$, °C [1]	ρ , °C, кг/м ³	$\Delta H_{пл}$, кДж/ моль [1]	$\Delta H_{пл}$, кДж/ кг// кДж/дм ³ (расч.)	λ , °C, Вт/м·К [1]	η , °C, мПа·с [1]		$t_{всп}$, °C	$t_{воспл}$, °C [7]	$t_{самовоспл}$, °C	ПДК _{р.з.} , мг/м ³	Класс опас- ности [8]
1	Гексадекан (цетан)/ 544-76-3	C ₁₆ H ₃₄	226,44	18,18 (0,02)	286,9 (0,7)	0,7734 ²⁰ 0,7701 ²⁵ 0,7528 ⁵⁰ (расч.) 0,7179 ¹⁰ 0 (расч.)	53,36	235,6// 182,2	0,140 ²⁵ 0,135 ⁵⁰ 0,130 ⁷⁵ 0,125 ¹⁰⁰	3,03 ²⁵ 1,879 ⁵⁰ 1,260 ⁷⁵ 0,899 ¹⁰ 0	1,4345 ² 0 1,4329 ² 5	136 [9] 128 [15]	-	202[9] 207 [15]	300 [17]	-
2	Гептадекан/ 629-78-7	C ₁₇ H ₃₆	240,47	21,97 (0,05)	303 (2)	0,7780 ²⁰	40,16	167,0// 129,9	-	-	1,4369 ² 0	137 (расч.) [15]	-	202 (расч.) [15]	-	-
3	Додекан-1-ол (додециловый спирт, лауриновый спирт)/ 112-53-8	C ₁₂ H ₂₆ O	186,33	24,2 (0,3)	264,1 (0,3)	0,8309 ²⁴	40,2	215,7// 179,3	0,167 ⁵⁰	-	-	127 [9] 112[3] 131 [15]	139	275 [9] 245 [15]	10 (смесь паров и аэрозоля) [16]	3
4	Додекан-2-ол/ 10203-28-8	C ₁₂ H ₂₆ O	186,33	19	249 (11)	0,8286 ²⁰	-	-	-	-	1,4400 ² 0	-	-	-	-	-
5	Полиэтилен- гликоль 600 (ПЭГ 600)/ 25322-68-3	H(OC ₂ H ₂) _n ·OH	~600	20-25	-	1,126 ²⁰	87,9	146,5// 165,0	-	-	-	154 (открыты й тигель) [15]	162	338 [15]	-	-
6	Октановая кислота (каприловая) кислота/ 124-07-2	C ₈ H ₁₆ O ₂	144,21	16,51 (0,02)	240(1)	0,9106 ²⁰ 0,9073 ²⁵	21,35	148,0// 134,8	0,146 ²⁵ 0,143 ⁵⁰	5,02 ²⁵ 2,66 ⁵⁰	1,4285 ² 0	128 (закрыты й тигель) 133 (открыты й тигель) [15]	136	245 [15]		
7	Пропантриол- 1,2,3 (глицерин)/ 56-81-5	C ₃ H ₈ O ₃	92,09	18,2 (0,4)	289 (3)	1,2613 ²⁰	18,3	198,7// 250,6	0,285 ²⁵ 0,288 ⁵⁰	1450 ²⁰ 934 ²⁵ 152 ⁵⁰	1,4746 ² 0	199 [9] 198 [15]	203	370 400 [15]	-	-
8	Ундекан-1-ол (ундециловый спирт)/112-42-5	C ₁₁ H ₂₄ O	172,31	16,6 (0,2)	246 (2)	0,8334 ²⁰ 0,8298 ²⁰	-	-	0,169 ²⁵ 0,165 ⁵⁰	-	1,4392 ² 0	>110 [5] 116 [15]	124	250 [15]	10 (смесь паров и аэрозоля) [16]	3

Примечания:

CAS # – уникальный численный идентификатор химических соединений, полимеров, биологических последовательностей нуклеотидов или аминокислот, смесей и сплавов, внесённых в реестр Chemical Abstracts Service;

M – молярная масса;

$t_{пл}$ – температура плавления (число в скобках после значения температуры плавления – суммарная расширенная неопределённость);

$t_{кип}$ – температура кипения при нормальном атмосферном давлении (число в скобках после значения температуры кипения – суммарная расширенная неопределённость);

$\rho^{°C}$ – плотность при температуре, выраженной в °C и приведённой в виде надстрочного индекса;

$\Delta H_{пл}$ – удельная энтальпия плавления;

$\lambda^{°C}$ – коэффициент теплопроводности при температуре, выраженной в °C и приведённой в виде надстрочного индекса;

$\eta^{°C}$ – динамическая вязкость при температуре, выраженной в °C и приведённой в виде надстрочного индекса;

– показатель преломления вещества для D-линии спектра натрия (589,3 нм) при температуре, выраженной в °C и приведённой в виде надстрочного индекса;

$t_{всп}$ – температура вспышки – самая низкая температура горючего вещества, при которой в условиях специальных испытаний над его поверхностью образуются пары или газы, способные вспыхивать от источника зажигания, но скорость их образования еще недостаточна для возникновения устойчивого горения. По температуре вспышки из группы горючих жидкостей выделяют легковоспламеняющиеся. Легковоспламеняющимися называются горючие жидкости с температурой вспышки не более 61 °C в закрытом тигле или 66 °C в открытом тигле [15];

$t_{воспл}$ – температура воспламенения – наименьшая температура горючего вещества, при которой в условиях специальных испытаний вещество выделяет горючие пары или газы с такой скоростью, что после их зажигания возникает устойчивое пламенное горение [15];

$t_{самовоспл}$ – температура самовоспламенения – самая низкая температура вещества, при которой в условиях специальных испытаний происходит резкое увеличение скорости экзотермических реакций, заканчивающихся пламенным горением. В реальных условиях температура самовоспламенения может быть ниже указанной в справочнике, поскольку на её величину оказывают влияние: объем реакционного сосуда, материал стенок и другие факторы [15].

Далее приведено описание свойств, особенностей получения и применения веществ в дополнение к данным, приведённым в таблице 6.8.

Гексадекан (цетан) $\text{CH}_3(\text{CH}_2)_{14}\text{CH}_3$ – бесцветные кристаллы, горючее вещество. Нерастворим в воде, малорастворим в спирте, растворим в четырёххлористом углероде, смешивается с диэтиловым эфиром. Устойчив до 500 °С. Содержится в нефти. Получают гидрированием гексадецена над никелем. Входит в состав дизельного топлива, которое, в отличие от бензинов, должно сгорать с взрывом. Поэтому «способность гексадекана к воспламенению» играет большую роль. Применяется также в качестве эталона при оценке качества дизельного топлива («цетановое число»).

Токсическое действие. Опасен при попадании на кожные покровы. При работе требуется защита кожи и глаз.

Следует отметить также, что цетан отвердевает с заметным уменьшением объёма. Это наблюдается, в частности при охлаждении запаянных стеклянных трубок с цетаном (см. рисунок 6.19). Таким образом, кристаллизация цетана не будет приводить к разрыву содержащих его сосудов, включая алюминиевые трубы и АМКП.

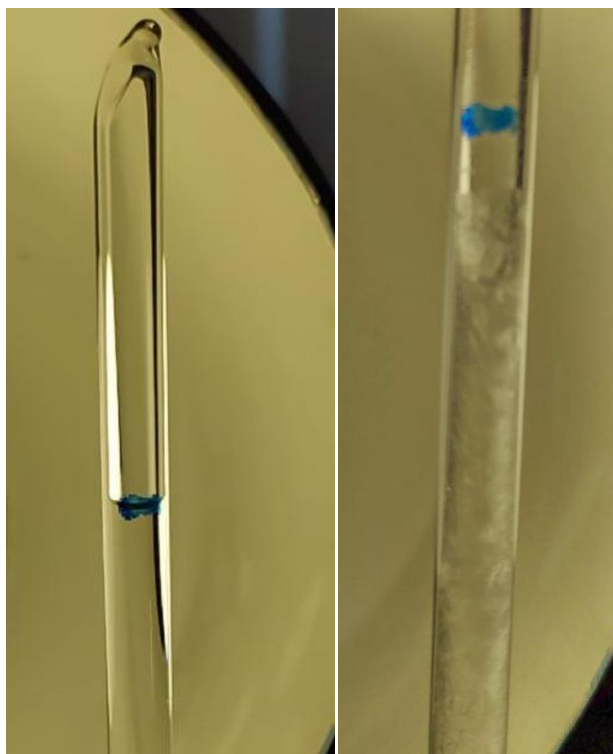


Рисунок 6.19 – Жидкий и кристаллический цетан в запаянной стеклянной трубке 6,2×1,0 мм с газовой подушкой

Плотность жидкого цетана при абсолютной температуре T и стандартном давлении P_{ref} в диапазоне абсолютных температур 293-490К (от 20 до 217 °С) со среднеквадратичным отклонением 0,035 % определяется [14, 1] по формуле

$$\rho(T, P_{ref}) = \rho_c \left[1 + \sum_{i=1}^{N_p} a_i \left(1 - \frac{T}{T_c} \right)^{\left(\frac{i}{3} \right)} \right],$$

где $\rho_c = 241,00 \text{ кг/м}^3$ (плотность цетана при критической температуре);

$T_c = 722,00 \text{ К}$ (критическая температура цетана);

$a_1 = 2.61306$;

$a_2 = -1.99964$;

$a_3 = 2.40011$.

Данные о плотности цетана, помеченные в таблице 6.8 как расчётные, вычислены по данной формуле.

Гептадекан $\text{CH}_3(\text{CH}_2)_{15}\text{CH}_3$ – бесцветные кристаллы, горючее вещество. Нерастворим в воде, малорастворим в спирте, четырёххлористом углероде, растворим в диэтиловом эфире.

Характер токсического действия, судя по всему близок к таковому для его низкомолекулярного гомолога – гексадекана.

Додекан-1-ол (додecilовый спирт, лауриновый спирт) $\text{CH}_3(\text{CH}_2)_{10}\text{CH}_2\text{OH}$ – бесцветная вязкая горючая жидкость со слабым «жирным» запахом, застывающая при охлаждении; т. кип. $150^\circ\text{C}/20 \text{ мм рт. ст.}$; пороговая концентрация восприятия запаха $5,37 \cdot 10^{-8} \text{ г/л}$; растворим в этаноле, диэтиловом эфире, пропиленгликоле, минеральных маслах, умеренно растворим в бензоле, не растворяется в воде и глицерине. В промышленности получают восстановлением этилового эфира лауриновой кислоты натрием в спиртово-толуольном растворе. Додеканол и его эфиры – душистые вещества в парфюмерии и пищевой промышленности, эфиры с H_2SO_4 – компоненты моющих средств.

Токсическое действие. Благодаря низкому давлению паров практически неопасен. Кожу не раздражает, хотя и проникает через неё. При работе требуется защита кожи и глаз.

Октановая кислота (каприловая кислота) $\text{CH}_3(\text{CH}_2)_6\text{CH}_2\text{OH}$ – бесцветная горючая жидкость. Малорастворима в воде, смешивается со спиртом, хлороформом, ацетонитрилом. Содержится в виде глицерида в коровьем масле, найдена в лимбургском сыре, в сивушном масле (в виде изоамилового эфира) и свекловичной патоке, содержится в растительных маслах. Образуется при сухой перегонке олеиновой кислоты и при окислении нормального октилового спирта.

Полиэтиленоксид (полиоксиэтилен, **полиэтиленгликоль**, **ПЭГ**, карбовакс, полиокс, алкокс), полимеры этиленоксида общей формулы $[-\text{OCH}_2\text{CH}_2-]_n$. Для низкомолекулярного полиэтиленоксида (полиэтиленгликоля, карбовакса) молекулярная

масса 200 - 40000, для высокомолекулярного (полиокс, алкокс) $10^5 - 10^7$. Вязкие жидкости (молекулярной массой до 400), воскообразные вещества или кристаллические термопластичные полимеры (молекулярной массой ≥ 2000) с температурой стеклования от минус 100 °С для низкомолекулярного до минус 65 °С для высокомолекулярного полиэтиленоксида. Растворим в бензоле, ацетонитриле, тетрахлорметане, хлороформе, диметилформамиде и многих других органических растворителях, при повышенных температурах – в спиртах, ацетоне, анизоле, диоксане; не растворяется в парафинах, гликолях, глицерине. Неограниченно растворим в воде, но выпадает в осадок из водных растворов выше 100 °С, а также при введении неорганических солей.

Подвержен термоокислительной и термической (выше 310 °С) деструкции, разрушается под действием высокоскоростного перемешивания и других сдвиговых воздействий, а также литийорганических и других металлоорганических соединений, озона, пероксидов, галогенов. Образует комплексы с HgCl_2 , солями щелочных и щелочноземельных металлов, тиомочевинной, а также с некоторыми полимерами, например – с полиакриловой кислотой.

Низкомолекулярный полиэтиленоксид получают полиприсоединением рассчитанного количества этиленоксида к т.н. стартовому веществу, обычно гликолю, реакцию которого с катализатором NaOH , KOH , Na_2CO_3 или др. проводят в условиях, позволяющих максимально удалить образующуюся при этом воду (повышенная температура, вакуум, продувка инертным газом, азеотропная отгонка). Молекулярная масса определяется соотношением количеств этиленоксида и гликоля, поскольку полимеризация протекает без обрыва цепи. Важной задачей является предотвращение агрегации частиц полиэтиленоксида в ходе синтеза.

Низкомолекулярный полиэтиленоксид применяют как текстильно-вспомогательное вещество, загуститель (например, в гидравлических жидкостях), основу для специальных жидкостей в тормозных системах, в фармакопее и косметике – как связующее для таблеток, кремов, суппозиториях, как пищевую добавку (E1521), стабилизатор в аэрозолях; при формовании (керамика, порошковая металлургия, литье). Как олигомер применяют в производстве полиуретанов, в т.ч. уретановых эластомеров, и некоторых других полимеров. Водорастворимые пленки из полиэтиленоксида используют для упаковки пищевых продуктов, красок и чернил, агрохимикатов и проч. Кроме того, полиэтиленоксид – агент, повышающий эффективность вторичной нефтеотдачи, связующее и загуститель в латексах и красках, основа для ионопроводящих композиций; его сшиванием получают гидрогели.

Пропантриол-1,2,3 (глицерин) $\text{CH}_2\text{OHCH}_2\text{OHCH}_2\text{OH}$ – бесцветная вязкая горючая

жидкость сладкого вкуса без запаха; кипит со слабым разложением. Смешивается в любых соотношениях с водой, этанолом, метанолом, ацетоном, не растворяется в хлороформе и эфире, растворяется в их смесях с этанолом.

Весьма гигроскопичен. Поглощает влагу из воздуха до 40 % мас. При смешении с водой выделяется тепло и происходит уменьшение объема (контракция); водные растворы замерзают при низких температурах. Образует азеотропные смеси с нафталином, рядом его производных и некоторыми другими соединениями.

Считают, что точка замерзания чистого глицерина лежит приблизительно при +18 °С, но редко можно наблюдать глицерин в кристаллическом состоянии. Отчасти это обусловлено выраженной способностью глицерина к переохлаждению, а отчасти – его чрезвычайно сильной гигроскопичностью. Присутствие уже небольших количеств воды значительно понижает точку замерзания глицерина и препятствует его кристаллизации. Глицерин смешивается с водой в любых соотношениях при температуре выше 0 °С. Он растворяется также в водных растворах многих электролитов и неэлектролитов и сам по себе служит хорошим их растворителем. Точки замерзания растворов с различными концентрациями глицерина определены в работе [21]. Эти растворы имеют сильно выраженную способность к переохлаждению. Если концентрация глицерина меньше 66,7 % мас., то внесение в раствор кристалла льда обеспечит выпадение кристаллов льда при точке замерзания раствора. Самая низкая температура, при которой система содержит воду, лёд и глицерин, составляет минус 46,5 °С. Это – эвтектическая точка раствора, состоящего из 66,7 % мас. глицерина и 33,3% мас. воды. Без внесения кристалла глицерина вряд ли удастся вызвать выпадение кристаллов глицерина из раствора в эвтектической точке или при более низких температурах или же из растворов, содержащих более 66,7 % мас. глицерина. Скорее глицерин и в присутствии льда останется в состоянии переохлаждения. Если даже процесс кристаллизации глицерина и наступит при температуре минус 46,5 °С и ниже, он будет протекать очень медленно. Скорость кристаллизации переохлажденного глицерина в пробирке диаметром 10 – 12 мм при температуре ниже минус 43 °С не превышает 0,0001 мм в 1 мин. Выше 0 °С переохлажденный глицерин отличается высокой вязкостью, которая достигает $\sim 10^{13}$ мПа·с по мере падения температуры до минус 89 °С, когда он затвердевает. В работе [21] также приведены данные о вязкости глицерина при различных температурах и вязкости его водных растворов различной концентрации при температурах ниже минус 40 °С. Высокие величины вязкости позволяют предполагать, что в присутствии глицерина при низких температурах диффузия происходит очень медленно, и соответственно понижается скорость физико-химических процессов. Растворы с высокой

концентрацией глицерина не теряют текучести, несмотря на наличие в них кристаллов льда, при температуре минус 41,5 °С. Превращение вязкой жидкости в твердую стекловидную массу происходит только тогда, когда чистый глицерин переохлажден до температуры ниже минус 83 °С. Не установлено, влияет ли присутствие электролитов или неэлектролитов на образование «стекловидного» глицерина.

Глицерин образует три ряда металлических производных – глицератов, причем они получаются даже при взаимодействии с оксидами тяжелых металлов, например, CuO. Это свидетельствует о том, что кислотные свойства у глицерина выражены значительно сильнее, чем у одноатомных спиртов. При взаимодействии глицерина с галогеноводородными кислотами или галогенидами фосфора образуются моно- и дигалогенгидрины, с йодом и фосфором – нестойкий 1,2,3-трийодпропан, с неорганическими и карбоновыми кислотами – полные и неполные сложные эфиры, при дегидратации – акролеин. Как и все спирты, окисляется; в зависимости от природы окислителя и условий можно получить глицериновый альдегид, глицериновую кислоту, тартроновую кислоту, дигидроксиацетон, мезоксалевою кислоту; под действием перманганата или бихромата калия окисляется до CO₂ и H₂O.

Глицерин содержится в природных жирах и маслах в виде смешанных триглицеридов карбоновых кислот. В промышленности получают омылением пищевых жиров, расщепляющихся на глицерин и жирные кислоты в присутствии различных катализаторов (кислот, щелочей, ферментов). Из синтетических методов промышленное применение получил хлоргидринный метод. Известны бесхлорные методы синтеза, также основанные на использовании в качестве исходного сырья пропилена.

Хранят в герметичных емкостях из алюминия или нержавеющей стали *под азотной подушкой*. Транспортируют в алюминиевых или стальных ёмкостях.

Используют для производства нитроглицерина, глифталевых смол, как мягчитель для тканей, кожи, бумаги, компонент эмульгаторов, антифризов, смазок, кремов для обуви, мыл и клеев, парфюмерных и косметических препаратов, медицинских мазей, как пищевую добавку (E422), а также в качестве флюса при пайке.

Ундекан-1-ол (ундециловый спирт) CH₃(CH₂)₉CH₂OH – бесцветная жидкость со слабым цветочным запахом; т. кип. 123 - 125 °С/6 мм рт. ст.; хорошо растворяется в диэтиловом эфире, умеренно – в этаноле, не растворяется в воде. Содержится в небольших количествах в некоторых эфирных маслах. Получается каталитическим гидрированием эфиров ундециловой кислоты. Применяется при составлении парфюмерных композиций.

6.4.1.2 Состав и механические свойства материалов трубок и АМКП для изготовления теплового аккумулятора

В таблице 6.9 приведён состав сплава АД0 по ГОСТ 4784-2019, из трубки 6,35×1,0 мм на основе которого изготавливали образцы для экспериментов в термостате и в ТВК.

Таблица 6.9 – Состав сплава АД0 согласно ГОСТ 4784-2019.

Обозначение марки сплава		Химический состав, % мас. (по ГОСТ 4784-2019)											Al, не менее
		Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	V	Ti	Прочие элементы		
Букв.	Цифр.										Каждый	Сумма	
АД0	1011	0.25	0.40	0.05	0.05	0.05	-	0.07	-	0.05	0.03	-	99.50

В таблице 6.10 приведён химический состав сплавов, из которых изготавливают АМКП (по данным <http://hlcoppertube.ru/5-1-aluminum-multiport-extrusion/>).

Таблица 6.10 – Химический состав сплавов, из которых изготавливают АМКП (по данным <http://hlcoppertube.ru/5-1-aluminum-multiport-extrusion/>)

Класс сплава	Химический состав, % мас.									
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	V	Ti	
1050	≤ 0,25	≤ 0,25	≤ 0,05	≤ 0,05	≤ 0,05	-	≤ 0,05	-	≤ 0,03	
1100	≤ 0,95 (Si + Fe)		0,05 ~ 0,20	≤ 0,05	-	-	≤ 0,10	-	≤ 0,05	
1197	≤ 0,15	≤ 0,20	0,40 ~ 0,20	0,10 ~ 0,30	≤ 0,03	-	≤ 0,05	-	≤ 0,05	
3102	≤ 0,40	≤ 0,70	≤ 0,10	0,05 ~ 0,40	-	-	≤ 0,30	-	≤ 0,05	
3F03	≤ 0,15	≤ 0,20	≤ 0,05	0,90 ~ 1,10	≤ 0,03	-	≤ 0,05	-	≤ 0,05	

В таблице 6.11 приведён фактический химический состав сплава, из которого изготовлен опытный образец АМКП. Фактический состав был установлен методом атомно-эмиссионной спектроскопии с индуктивно связанной плазмой (ИСП-АЭС). Анализ проводили в ЦКП ИХА РТУ МИРЭА на спектрометре «Avio 200». Образец сплава предварительно растворяли в смеси концентрированных кислот HNO₃ и HCl в соотношении 1:3 («царской водке»). Согласно полученным данным, материал АМКП – сплав марки 3F03 (см. таблицу 6.10) с небольшим превышением содержания меди.

Таблица 6.11 – Фактически определённый химический состав сплава, из которого изготовлен опытный образец АМКП

Класс сплава	Химический состав, % мас.								
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	V	Ti
3F03	0,052	0,102	0,073	0,96	0,002	0,002	0,018	0,011	0,015

6.4.2 Наполнение трубок и АМКП цетаном и их герметизация. Газовая подушка

Как было описано выше проблема герметизации трубок 6,35 мм из материала АД0 решается относительно просто: концы трубок длиной несколько сантиметров вначале сжимают в тисках с алюминиевыми нагубниками до соприкосновения поверхностей

внутренних стенок, а затем – подвергают пластической деформации до полного разъединения фрагментов (отрезания) между двумя стержнями подходящего диаметра (изготовленными из твёрдой стали или специального сплава) с помощью гидравлического пресса («Bachman P16» или аналогичного) при давлении в несколько т/см² (рисунок 6.20). Рекомендуется использовать стержни диаметром 10 мм (хвостовики свёрл) из быстрорежущей инструментальной стали или вольфрамо-кобальтовых сплавов (победитов) типа ВК-6 или ВК-8 (ГОСТ 3882-74) или аналогичных.



Рисунок 6.20 – Внешний вид гидравлического пресса для обжима трубок и АМКП (для наглядности верхняя платформа и защитный экран пресса удалены)

Проблему герметизации АМКП предполагается решать аналогичным образом, но без предварительного обжатия законцовок в тисках. Требуемая сила давления для обжатия (с отрезанием законцовок) должна обеспечивать превышение пределов текучести и прочности материала на сжатие (см. таблицу 6.12) и составлять ≈ 10 т при площади обжатия $\sim 2 - 2,5$ см² (для АМКП-60). Для снижения предела текучести материала АМКП предполагается подогревать законцовки АМКП во время обжима горячим воздухом (до температуры ≈ 200 °С). Для обжима АМКП необходимо использовать стержни диаметром 10 - 12 мм, например – шлифованные прутки или хвостовики свёрл из вольфрамо-кобальтовых сплавов (победитов) типа ВК-20, ВК-20ВК или аналогичных

(ГОСТ 3882-74), имеющих высокую твёрдость и предел прочности на изгиб, что будет, соответственно, обеспечивать качественное обжатие законцовок АМКП и препятствовать постепенному выкрашиванию материала твердосплавных стержней с краёв.

Таблица 6.12 – Механические свойства сплавов, из которых изготавливают АМКП (по данным <http://hlcoppertube.ru/5-1-aluminum-multiport-extrusion/>)

Класс сплава	Состав	Механические свойства		
		Предел прочности, МПа	Предел текучести, МПа	Относительное удлинение, %
1050	H112	≥ 65	≥ 20	≥ 25
1100/1197/3102	H112	≥ 75	≥ 25	≥ 25
3F03	H112	≥ 80	≥ 30	≥ 20

Длина отторгаемого участка АМКП при вышеописанном способе герметизации составляет примерно 5 - 10 мм с каждой стороны, масса ~ 0,5 г, как приблизительно и для трубок.

Необходимое условие обеспечения качества обжима трубок и АМКП – тщательная предварительная очистка внутренних поверхностей – ультразвуковое обезжиривание смесью 1:1 об. пропанола-2 и гексана (или гептана), затем – чистым изопропанолом с последующей продувкой заготовок сжатым воздухом и сушкой в вакуумном сушильном шкафу. Для обезжиривания следует использовать растворители квалификации не хуже «чистый для анализа».

Важным показателем качества герметизации трубок и АМКП под прессом является полное отделение (отрезание) фрагментов заготовки друг от друга и отсутствие между ними даже самых тонких перемычек. Отламывание перемычек не допускается.

Для контроля герметичности обжатых с одной стороны трубок и АМКП предполагается проводить их опрессовку гелием, подаваемым под давлением 5 - 10 бар. Трубки для этого предполагается присоединять к редуктору баллона с гелием через металлические капилляры с обжимными фитингами, а АМКП – специальными гибкими муфтами, снабжёнными хомутами для крепления на открытых законцовках АМКП. После продувки гелием и создания внутри трубки/АМКП требуемого давления газа трубки и АМКП следует либо погружать в дистиллированную воду или пропанол-2 (изопропиловый спирт) и контролировать визуально отсутствие даже самых мелких пузырьков в месте обжима, а также по всей длине заготовок, либо, что более надёжно, контролировать отсутствие течей с помощью гелиевого масс-спектрометрического течеискателя (типа Phoenix L300i Modul или аналогичного), работающего в режиме «щупа». Допускается использовать также течеискатель Agilent G3388B Leak Detector (или аналогичный).

Для большей надёжности предполагается наклеивать термостойким эпоксидным компаундом (К-300, К-400, ВК-9) на места обжатия колпачки подходящей формы с последующей пескоструйной очисткой и металлизацией стыков между колпачками и трубкой/АМКП методом холодного газодинамического напыления.

После герметизации с одной из сторон, а также наклейки и металлизации колпачков следует приступить к заполнению трубок/АМКП цетаном.

Цетан следует использовать квалификации не хуже «чистый для анализа» с паспортом качества, а также прошедший входной контроль содержания основного вещества и примесей в нём с помощью газовой хроматографии (ГХ) или газовой хроматографии в сочетании с масс-спектрометрией, т.к. наличие примесей может ощутимо повлиять на кривую плавления цетана. Не допускается хранение цетана в пластиковой таре из-за возможности загрязнения продукта экстрагированными из материала тары мономерами и пластификаторами.

Цетан следует вводить в трубку/каналы АМКП с помощью стеклянного шприца подходящего объёма с фторопластовым уплотнением поршня, снабжённого длинной иглой. Попадания цетана на верхнюю часть трубки/АМКП следует избегать, чтобы это не отразилось на качестве последующей герметизации. По этой же причине нельзя заполнять трубки/АМКП доверху. Высота технологического зазора над жидкостью (после обжатия) должна составлять не менее 25 - 30 мм. Указанный технологический зазор (газовая подушка) необходим также для компенсации эффектов, вызываемых повышением давления при термическом расширении цетана в герметичном объёме.

Примечание – В ходе экспериментов по кристаллизации и плавлению цетана в запаянной стеклянной трубке наблюдали пузырьки газа, высвобождающиеся из кристаллического цетана при его плавлении. Данный эффект связан с выделением газов воздуха, растворённых в жидком цетане, при его последующей кристаллизации. Эффект можно считать полезным для теплового аккумулятора, т.к. газовые пузыри, распределённые в объёме затвердевшего цетана, могут служить своеобразными демпферами, компенсирующими избыточное давление (в каналах АМКП или в трубке), связанное с объёмным расширением цетана при повышении температуры. Таким образом наличие газовой подушки при заполнении теплового аккумулятора рабочим веществом необходимо также и для реализации вышеописанного эффекта.

Чтобы убедиться в том, что наличие воздушной подушки в тепловом аккумуляторе не окажет существенного влияния на положение центра масс, характеристики виброустойчивости бленды и телескопа в целом, необходимо провести предварительное программное моделирование, учитывающее самые неблагоприятные с указанных точек зрения распределения газовых пузырей в объёме трубок и АМКП.

Контроль степени заполнения следует вести с помощью электронных весов с погрешностью взвешивания не более $\pm 0,01$ г.

После заполнения трубок/АМКП цетаном их следует загерметизировать вышеуказанным способом, избегая отклонения от вертикального положения свыше 45° во избежание попадания цетана на внутренние стенки трубок/АМКП в местах, подвергаемых пластической деформации. Для этого следует применять наклонный стол или наклонную плоскость для надёжной установки гидравлического пресса под требуемым углом.

Далее следует провести контрольное взвешивание заправленных и загерметизированных трубок/АМКП с погрешностью не превышающей по крайней мере $\pm 0,01$ г. Для испытания на герметичность заправленные трубки/АМКП следует поместить в вакуумный сушильный шкаф, нагреть до температуры не ниже $+ 120^\circ\text{C}$ и провести несколько (по крайней мере 10) циклов откачки (до остаточного давления по крайней мере в несколько десятков Торр) и напуска атмосферы. После проведения вышеуказанной процедуры следует провести визуальный осмотр (на наличие следов утечки цетана) и контрольное взвешивание трубок/АМКП с вышеуказанной точностью. Результаты контрольного взвешивания до и после выдержки в вакуумном сушильном шкафу должны отличаться друг от друга не более чем на погрешность взвешивания.

6.4.3 Изготовление опытных образцов тепловых аккумуляторов для экспериментов в ТВК

Для изготовления опытных образцов тепловых аккумуляторов для испытаний в ТВК на основе трубок $6,35 \times 1,0$ мм и отрезка АМКП была применена вышеописанная технология, за исключением наклеивания защитных колпачков на обжатые законцовки АМКП и трубок. Чертёж используемой модели АМКП приведён на рисунке 6.21.

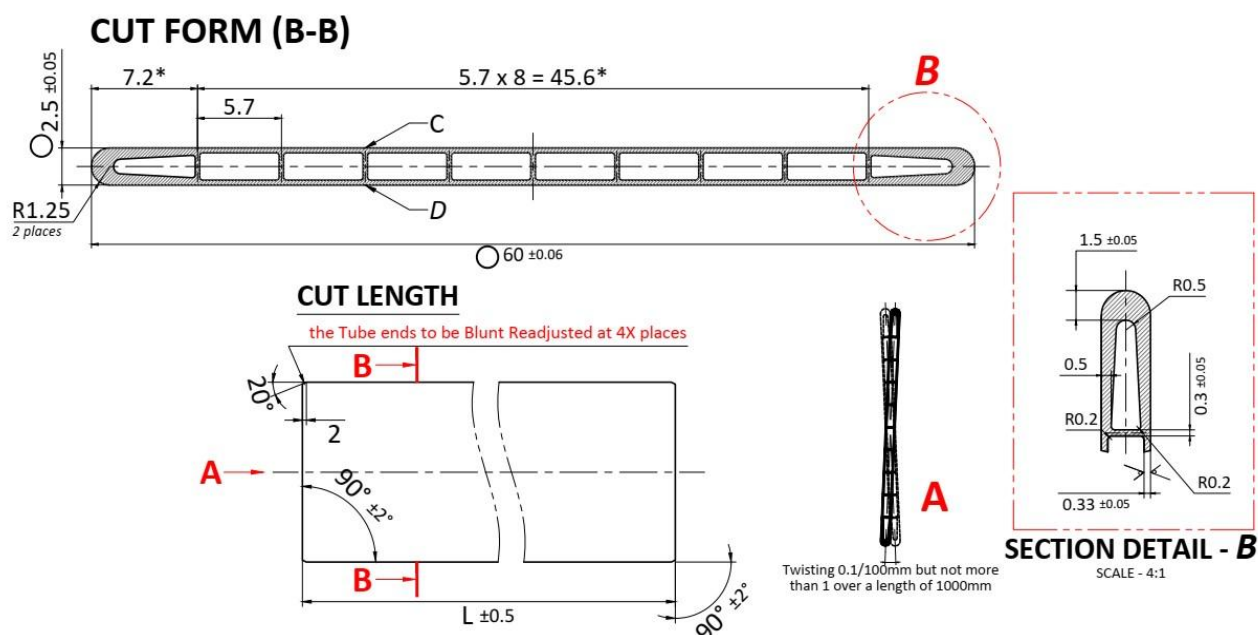


Рисунок 6.21 – Чертёж АМКП, использованный для изготовления образцов тепловых аккумуляторов для экспериментов в ТВК

Удельная масса пустой АМКП, определённая экспериментально перед обжатием составляет 1,83 г/см.

После обжатия одной из сторон АМКП был определён объём каждого из каналов путём последовательного заполнения каналов водой доверху с взвешиванием. Различия в массе воды, потребовавшейся для заполнения каналов одного и того же типа, не превышали погрешность взвешивания ($\pm 0,01$ г), что позволяет судить о довольно высокой точности изготовления АМКП. На основе полученных данных рассчитан удельный объём восьми центральных, двух краевых каналов и удельный объём АМКП. Результаты приведены в таблице 6.13.

Таблица 6.13 – Результаты определения ёмкостных характеристик АМКП 60Wx2.5Tx10H для изготовления опытного образца теплового аккумулятора для испытаний в ТВК

Номер канала	1 (краевой)	2	3	4	5	6	7	8	9	10 (краевой)
Ёмкость канала, см ³	1,69	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	1,68
Удельная ёмкость канала, см ³ /см	0,0735	0,087 0	0,087 0	0,087 0	0,087 0	0,087 0	0,087 0	0,087 0	0,08 70	0,0730
Удельная ёмкость канала средняя, см ³ /см	0,0733	0,0870								0,0733
Удельная ёмкость АМКП, см ³ /см	0,8422									

Степень заполнения трубок и каналов АМКП цетаном (по объёму) составляла $\approx 0,84$. Результаты взвешивания приведены в таблицах 6.14 и 6.15. Длина необжатого

участка трубок и АМКП – 200 мм. Фото загерметизированных трубок и АМКП приведены на рисунке 6.22. Одна из сторон АМКП была дополнительно промазана клеем К-400 (без наполнителя).



Рисунок 6.22 – Внешний вид заправленных и загерметизированных трубок, АМКП и отделённых хвостовиков

Таблица 6.14 – Результаты заполнения трубок АД0 6,35×1,0 мм цетаном для изготовления опытного образца для испытаний в ТВК

№ трубки	Начальная масса обжаты с одной стороны пустой трубки, г	Расчётный объём цетана, добавляемого в п-ю трубку, см ³	Расчётная масса цетана, добавляемого в п-ю трубку, г	Масса добавленного цетана, г	Масса трубки с цетаном, г	Масса наполненной и загерметизированной трубки конечная, г	Масса отделённого хвостовика, г	Масса наполненной и загерметизированной трубки с приложенным хвостовиком, г	Результаты контрольного взвешивания до установки на пластину, г
1	11,42	2,50	1,93	1,93	13,35	12,48	0,87	13,35	12,48
2	11,36	2,50	1,93	1,93	13,29	12,47	0,82	13,29	12,47
3	11,45	2,50	1,93	1,93	13,38	12,45	0,94	13,38	12,45
4	11,46	2,50	1,93	1,93	13,39	12,48	0,90	13,38	12,48
5	11,57	2,50	1,93	1,93	13,50	12,41	1,10	13,50	12,41
6	11,50	2,50	1,93	1,93	13,43	12,53	0,90	13,43	12,52
Итого	-	14,97	11,58	11,58	-	74,82	-	-	74,83
7 (контроль)	11,48	2,50	1,93	1,93	13,41	12,44	0,94	13,38	12,44

Таблица 6.15 – Результаты заполнения АМКП 60Wx2.5Tx10H цетаном для изготовления опытного образца для испытаний в ТВК

№ канала АМКП	Начальная масса обжаты с одной стороны АМКП, в которой заполнены каналы, не включая п-й, г	Расчётный объём цетана, добавляемого в п-й канал, см ³	Расчётная масса цетана, добавляемого в п-й канал, г	Масса добавленного цетана в п-й канал, г	Масса АМКП с цетаном, залитым в каналы до п-го включительно, г	Масса наполненной и загерметизированной АМКП конечная, г	Масса отделённого хвостовика, г	Масса наполненной и загерметизированной АМКП с приложенным хвостовиком, г	Результаты контрольного взвешивания до установки на пластину, г
1	37,57	1,23	0,95	0,95	38,52	48,02	0,46	48,48	48,02
2	38,52	1,46	1,13	1,13	39,65				
3	39,65	1,46	1,13	1,13	40,78				
4	40,78	1,46	1,13	1,13	41,91				
5	41,91	1,46	1,13	1,13	43,04				
6	43,04	1,46	1,13	1,13	44,17				
7	44,17	1,46	1,13	1,13	45,30				
8	45,30	1,46	1,13	1,13	46,43				
9	46,43	1,46	1,13	1,13	47,56				
10	47,56	1,23	0,95	0,95	48,51				
Итого	-	14,16	10,94	10,94	48,51				

Заправленные и загерметизированные трубки и АМКП были приклеены к пластинам из АМг6 (размером 238×60,5×1,0 мм) клеем К-400 с наполнителем из алюминиевой пудры (для обеспечения тепло- и электропроводности). Склеиваемые детали были предварительно обезжирены смесью изопропанола и гексана (1:1 по об.). После нанесения клея сборки оклеены поперёк двумя полосками полиимидного скотча для фиксации трубок и АМКП и предотвращения их соскальзывания с пластин. Сборки размещены на горизонтальной плите и сверху на пластинках из фторопласта размещены грузы массой по 10 кг на каждую сборку. Через 24 часа нагрузка снята, удалён скотч, излишки клея срезаны ножом, удалены с помощью бормашины с проволоочной насадкой и ватного тампона, смоченного метиленхлоридом. Внешний вид трубок и АМКП, наклеенных на пластины из АМг6, приведён на рисунке 6.23.

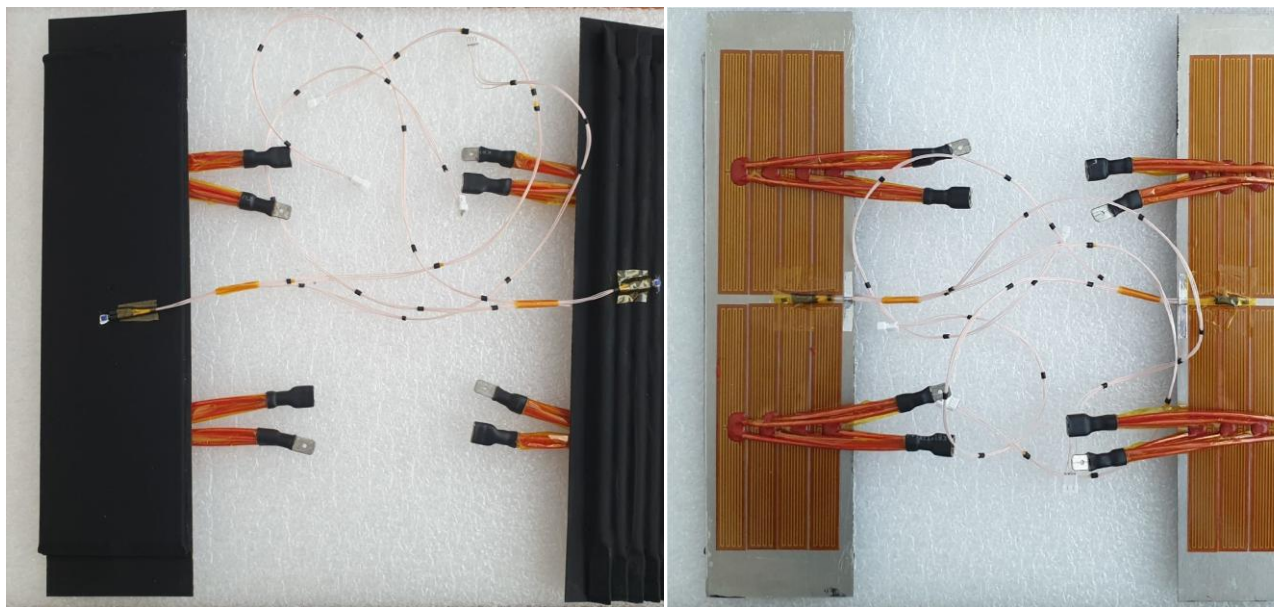


Рисунок 6.23 – Внешний вид трубок и АМКП, наклеенных на пластины из АМг6

Для окончательного отверждения, дегазации клея и проверки образцов на герметичность они помещены в вакуумный сушильный шкаф, где выдержаны при остаточном давлении ~ 10 Торр в течение 72 часов при температуре 85 °С. Следов утечки цетана не обнаружено.

Далее – образцы покрыли эмалью ЭКОМ-2П в два слоя с промежуточной сушкой в сушильном шкафу при 60 °С. На образцы с тыльной стороны наклеили плёночные нагреватели. На каждый образец наклеили также по два платиновых термодатчика. Один датчик в центре наружной стороны необходим для регистрации температуры внешней поверхности теплового аккумулятора. На этот термодатчик была наклеена отражающая алюминиевая фольга для снижения влияния внешнего радиационного потока на показания термодатчика. Датчик в центре обратной стороны образца необходим для функционирования обратной связи нагревательной системы теплового аккумулятора. Внешний вид образцов показан на рисунке 6.24.

Для окончательного отверждения клеев, дегазации клеев и эмали, проверки образцов на герметичность они помещены в вакуумный сушильный шкаф, где выдержаны при остаточном давлении ~ 10 Торр в течение 72 часов при температуре 85 °С. Проведено 10 циклов откачки и напуска атмосферы. Визуально следов утечки цетана не обнаружено. Контрольное взвешивание не показало отличий в массе образцов до и после дегазации.



а)

б)

Рисунок 6.24 – Внешний вид образцов тепловых аккумуляторов для экспериментов в ТВК: а) – вид спереди, б) – вид сзади

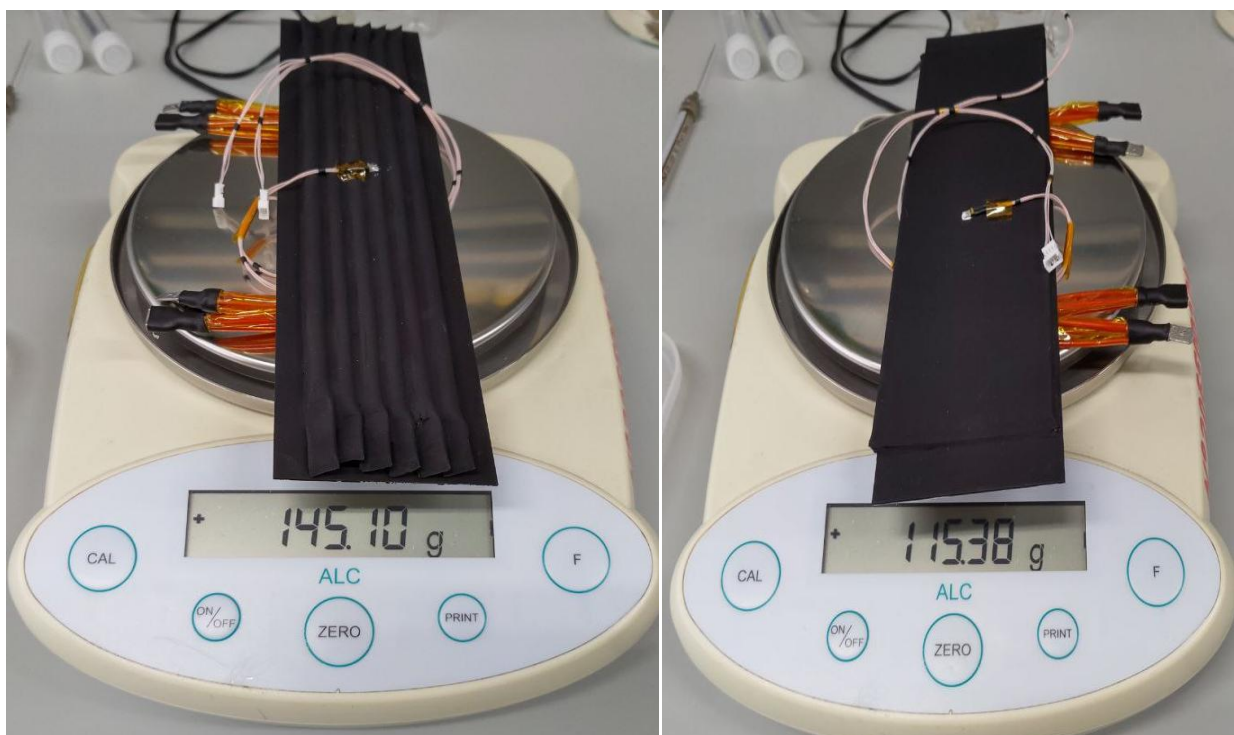


Рисунок 6.25 – Внешний вид процедуры взвешивания готовых образцов тепловых аккумуляторов для проведения экспериментов в ТВК

После получения новой партии АМКП для изготовления теплового макета телескопа для испытаний в ТВК определены их ёмкостные характеристики (таблица 6.16).

Таблица 6.16 – Результаты определения ёмкостных характеристик новой партии АМКП 60Wx2.5Tx10H (для создания теплового макета телескопа для испытаний в ТВК)

Номер канала	1 (краевой)	2	3	4	5	6	7	8	9	10 (краевой)
Ёмкость канала, см ³	4,48	6,59	6,65	6,64	6,61	6,62	6,63	6,63	6,57	4,46
Удельная ёмкость канала, см ³ /см	0,0678	0,099 7	0,100 6	0,100 5	0,100 0	0,100 2	0,100 3	0,100 3	0,09 94	0,0675
Удельная ёмкость канала средняя, см ³ /см	0,0676	0,1001								0,0676
Удельная ёмкость АМКП, см ³ /см	0,9362									

Примечание – Ввиду заметных различий в массовых и ёмкостных характеристиках между АМКП разных партий (см. таблицы №№ 6.13 и 6.16) рекомендуется проводить измерение габаритов и взвешивание всех пластин из каждой новой партии с определением удельной массы в расчёте на единицу длины (г/см), а также контроль ёмкости нескольких (не менее двух) пластин весовым методом по заполнению водой каналов пластин, обжаты с одной стороны и определением элементного состава выбранных для контроля пластин методом ИСП-АЭС (см. раздел 6.4.1).

Фактический химический состав сплава, из которого изготовлена новая партия АМКП 60Wx2.5Tx10H для создания теплового макета телескопа для испытаний в ТВК приведён в таблице 6.17. Состав был установлен методом ИСП-АЭС (см. раздел 6.4.1).

Таблица 6.17 – Фактический состав сплава, из которого изготовлена новая партия АМКП 60Wx2.5Tx10H (для создания теплового макета телескопа для испытаний в ТВК)

Класс сплава	Химический состав, % мас.								
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	V	Ti
ЗФ03	0,14 1	0,211	0,097	1,161	0,003	0,003	0,005	0,00 6	0,01 2

Класс сплава данного образца совпадает с классом сплава АМКП, использованного для изготовления опытного образца теплового аккумулятора для эксперимента в ТВК (см. таблицу 6.11). Наблюдаются лишь незначительные различия в составе.

6.4.4 Контроль качества цетана с помощью ГХ/МС

Контроль содержания основного вещества и примесей в цетане, используемом для заправки теплового аккумулятора, следует проводить с помощью газовой хроматографии или газовой хроматографии в сочетании с масс-спектрометрией. Методика ГХ/МС-анализа описана в подразделе 6.7.

С помощью указанной методики проанализирован цетан «чистый для анализа», изготовленный АО «ЭКОС-1» 12.2021 г. (партия № 5) по ТУ 2631-186-44493179-2014, который использовали при изготовлении образцов для экспериментов в термостате и ТВК. Содержание основного вещества в исследованном образце составляет 99,4 % мас., что соответствует данным, приведённым в паспорте качества (99,5 %) с учётом погрешности метода. Допустимое содержание основного вещества должно составлять не менее 99,0 % согласно ТУ 2631-186-44493179-2014. Основные примеси, присутствующие в цетане – более лёгкие (начиная с C12) и более тяжёлые предельные углеводороды, в основном неразветвлённого строения. На рисунке 6.26 приведена хроматограмма цетана, полученная в одном из анализов.

RT: 11,98 - 35,06

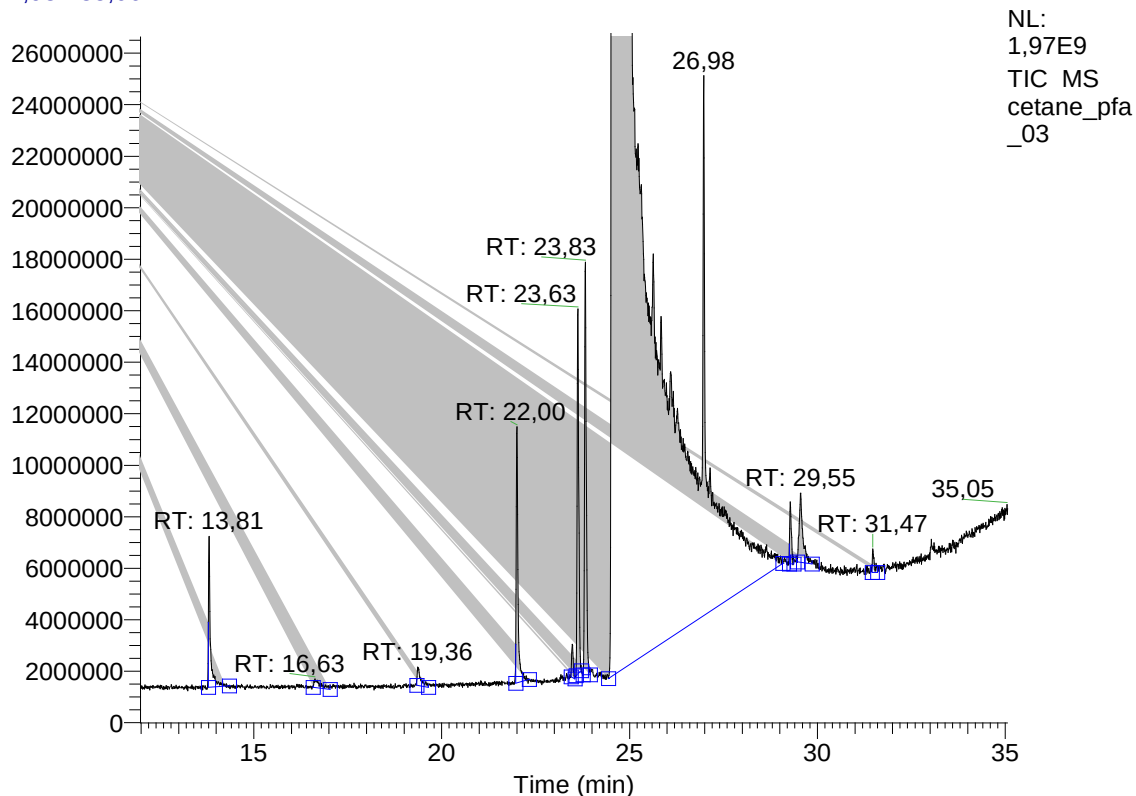


Рисунок 6.26 – Хроматограмма по полному ионному току образца цетана «ч.д.а.», использованного для заправки опытных образцов тепловых аккумуляторов. Пик основного вещества (24,8 мин) заглублён в 75 раз

Примечание – Допустимое содержание основного вещества должно составлять не менее 99,0 % согласно ТУ 2631-186-44493179-2014. Если содержание цетана ниже 99,0 %, приобретённый продукт нельзя использовать для заполнения тепловых аккумуляторов. В таком случае допускается провести фракционную перегонку цетана вещества в вакууме с последующим ГХ/МС-анализом продукта.

6.4.5 Пайка трубок 6,35×1,0 мм

Были проведены опыты по пайке газовой горелкой витков трубки АД0 6,35×1,0 мм друг к другу (в восьми точках) с помощью припоя Castoline 192FBK. Трубе была предварительно придана форма катушки диаметром ~ 40 см.



Рисунок 6.27 – Внешний вид катушки диаметром 40 см из трубки 6,35×1,0 мм после пайки витков друг к другу (в восьми точках)

На основе проведённых опытов были выработаны следующие рекомендации:

1) Трубка должна быть предварительно обезжирена. Открытые законцовки трубок во избежание загрязнения внутренней поверхности необходимо закрыть термостойкими заглушками (например, металлической фольгой).

2) При пайке катушки небольшой высоты можно использовать прочный штатив с двумя стержнями и двумя массивными металлическими лапками (или два штатива) для крепления заготовки (уже скрученной из трубки катушки). Массивные лапки выполняют также роль теплоотводов. В них крепят витки катушки (до и после места спая).

3) Необходимо вести пайку катушки последовательно – от точки к точке и виток к витку.

4) Во время пайки требуется аккуратно поджимать витки катушки друг другу в аксиальном направлении рядом с местом спая (в 30 - 40 мм от него). При небольшой высоте катушки рекомендуется использовать для этого клещи, губки которых оклеены или обмотаны мягким огнеупором, например, асбестовым шнуром; при значительной высоте – применять струбцины. Не следует оставлять зазор между витками более 0,5 мм.

5) При изготовлении катушки большой длины следует наматывать трубку на барабан необходимого диаметра, покрытый огнеупорным материалом, и сразу паять витки друг к другу (если требуется плотная намотка) или через спейсеры (если требуется создать промежутки). Барабан можно изготовить из металлической обечайки, оклеив её или обмотав, например, шнуром базальтовым. Наклеивание огнеупора производить силикатным клеем с последующим высушиванием на воздухе при обычной температуре и с последующим прокаливанием.

6) Если предполагается монтировать катушку из трубки на металлической обечайке бленды, целесообразно проводить намотку катушки на эту обечайку, надетую на вышеописанный барабан с огнеупором, проводя пайку витков и к обечайке и друг к другу одновременно.

После пайки необходимо удалить следы флюса с катушки в ультразвуковой ванне с холодной дистиллированной водой. Температура воды не должна превышать 30 – 35 °С. Также не рекомендуется проводить обработку дольше 30 - 40 минут во избежание появления эрозий на поверхности алюминия. Затем заготовку следует высушить и зашлифовать места пайки бормашиной, снабжённой специальной проволочной насадкой, либо провести пескоструйную очистку. Далее необходимо продуть поверхность сжатым воздухом, промыть и протереть пропанолом-2.

6.5 Эксперименты с образцами тепловых аккумуляторов в термовакуумной камере

6.5.1 Описание экспериментальной установки

Для исследования работоспособности образцов тепловых аккумуляторов на основе алюминиевых трубок 6,35×1,0 мм и АМКП, заполненных цетаном (изготовление см. в разделе 6.4), была собрана экспериментальная установка, схема которой приведена на рисунке 6.28.

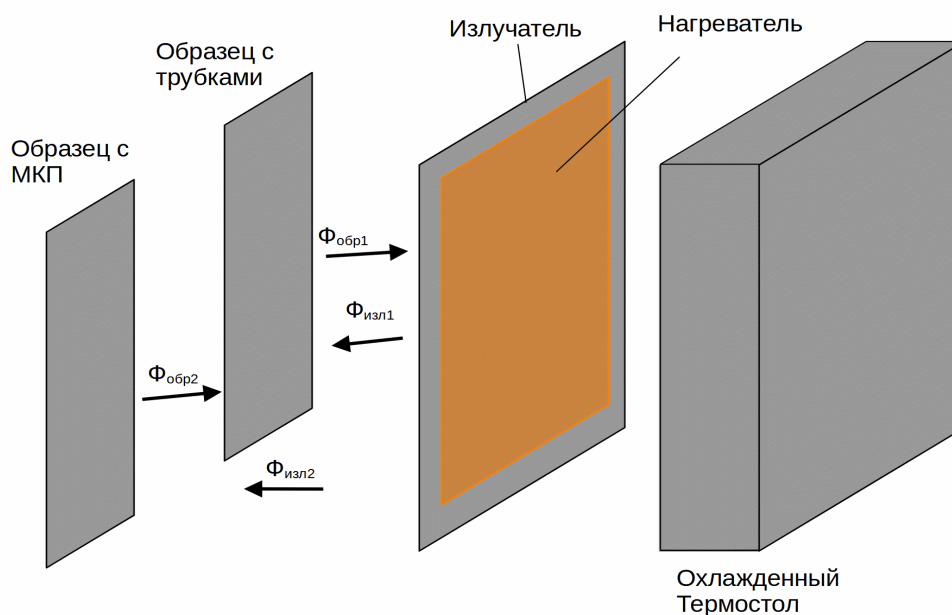


Рисунок 6.28 – Схема расположения излучателя и образцов тепловых аккумуляторов в эксперименте и направления излучаемых ими тепловых потоков

Пластина размером 230×230 мм, покрытая эмалью ЭКОМ-2П чёрная, выполняла функцию излучателя теплового потока. Ее нагрев производился с помощью наклеенного на тыльную сторону пленочного нагревателя. Охлаждение излучателя происходит за счет радиационного теплообмена с поверхностью охлажденного термостол. Температура термостол регулируется с помощью циркуляции жидкого теплоносителя на основе силикона, прокачиваемого внешним циркуляционным криотермостатом. Для увеличения интенсивности теплообмена на термостол с помощью теплопроводящей пасты была размещена черная пластина, с такими же размерами, как и излучатель. Описанные в разделе 4 два образца тепловых аккумуляторов с цетаном были размещены напротив пластины-излучателя на расстоянии 6 мм. Также для минимизации этих паразитных потоков было сокращено расстояние между излучателем и образцами. От излучателя до внешней поверхности АМКП – 21 мм, до трубок – 16 мм. На рисунке 6.29 показана схема измерительного объема. Для изоляции радиационного теплообмена термостол с образцами, по краям излучателя была проложены рулоны из ЭВТИ. Для устранения всех способов теплопередачи, помимо радиационного теплообмена – конвекции и теплопроводности – измерения проходили с использованием теплоизолирующих материалов в условиях вакуума безмасляного форвакуумного насоса ($2 \div 5 \times 10^{-2}$ Торр). Для устранения паразитного теплообмена со стенками вакуумной камеры использовалась ЭВТИ. ЭВТИ предварительно дегазировали в ТВК при 80°C и давлении $\leq 10^{-4}$ Торр в течение суток.

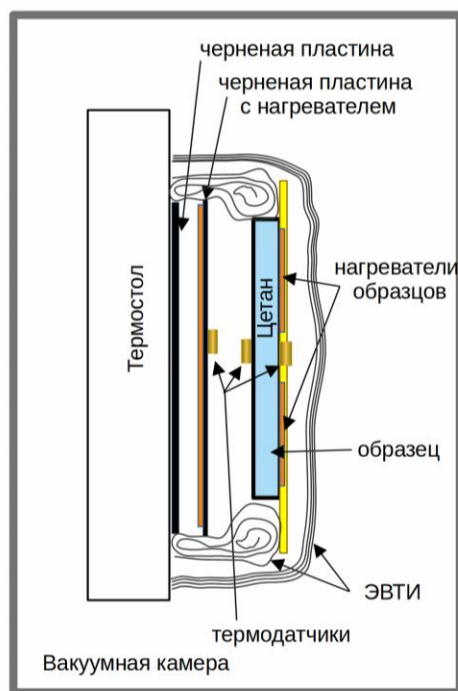


Рисунок 6.29 – Схема измерительного объема экспериментальной установки

Поскольку образцы и излучатель находятся в состоянии радиационного теплообмена, то зная коэффициент черноты покрытия ЭКОМ-2П равный 0,92, можно рассчитать баланс между поглощаемым и излучаемым потоком. Из-за того, что образцы расположены боковыми сторонами друг к другу, их взаимным радиационным теплообменом пренебрегалось.

Нагреватели на тыльной стороне тепловых аккумуляторов служили для поддержания минимально допустимой температуры в условиях охлаждения, т.е. когда температура излучателя в экспериментах меньше, чем минимально допустимая температура образцов. В разных экспериментах эта температура имела разное значение.

На рисунках 6.30 – 6.34 показаны фотографии измерительной части экспериментальной установки.

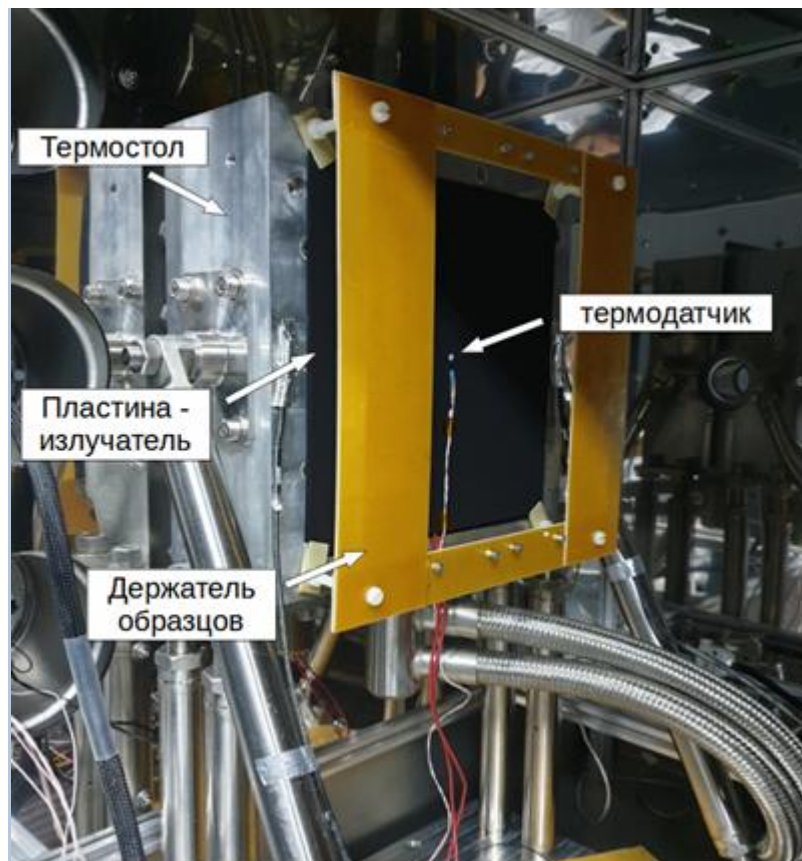


Рисунок 6.30 – Вид частей экспериментальной установки, размещённых внутри ТВК, до установки образцов и обертывания измерительного объема ЭВТИ



Рисунок 6.31 – Вид черненых пластины излучателя и пластины, наклеенной на термостол. В центре излучателя наклеен термодатчик

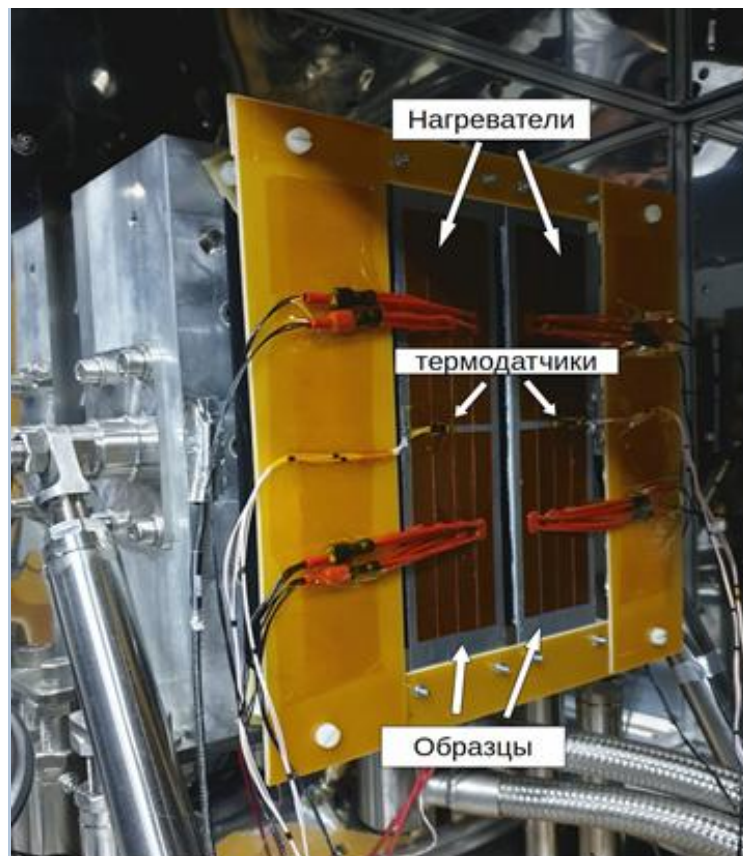


Рисунок 6.32 – Вид измерительного объема установки с установленными образцами тепловых аккумуляторов



Рисунок 6.33– Вид измерительного объема, обернутого первым матом ЭВТИ



Рисунок 6.34 – Монтаж второго мата ЭВТИ и окончательный вид измерительного объема экспериментальной установки

6.5.2 Программа экспериментов

Начальные температурные условия в эксперименте влияют на температурное поле, получаемое на первом имитируемом «витке». Поэтому было решено реализовать последовательность из 3-х витков, чтобы на 2-м и 3-м витке можно было получить распределения температуры, которые не зависят от начальных условий. Исключением являются режимы с подогревом теплового аккумулятора, т.к. начальные температурные условия аккумулятора определяются системой подогрева образцов. Каждый виток соответствовал своему значению солнечного альбедо.

Программа эксперимента предусматривала имитацию 3-х витков облета Земли длительностью в 100 минут каждый в 4-х различных режимах работы теплового аккумулятора. Описание режимов приведено в таблице 6.18.

Задачи экспериментов:

- 1) Эксперимент 1 – определить диапазон изменения температуры внешней поверхности образцов и мощность электроподогрева при облученности, эквивалентной величине солнечного альбедо равной 0,3.

2) Эксперимент 2 – определить диапазон изменения температуры внешней поверхности образцов при разной температуре подогрева и облученности, эквивалентной величине солнечного альбедо равной 0,3.

3) Эксперимент 3 – определить диапазон изменения температуры внешней поверхности при условии подогрева образцов и облученности, эквивалентной величинах солнечного альбедо равным 0,3, 0,45 и 0,6.

4) Эксперимент 4 - определить диапазон изменения температуры внешней поверхности при отсутствии подогрева образцов и облученности, эквивалентной величинах солнечного альбедо равным 0,3, 0,45 и 0,6.

Таблица 6.18 – Описание режимов экспериментов с образцами тепловых аккумуляторов в ТВК

Номер эксперимента		Номер витка		
		1	2	3
1	Температура подогрева образцов Эквивалентное альбедо	15,5 °C 0,45	15,5 °C 0,45	15,5 °C 0,45
2	Температура подогрева образцов Эквивалентное альбедо	17,5 °C 0,45	16,5 °C 0,45	15,5 °C 0,45
3	Температура подогрева образцов Эквивалентное альбедо	15,5 0,3	15,5 0,45	15,5 0,6
4	Температура подогрева образцов Эквивалентное альбедо	Нагрев отключён 0,3	Нагрев отключён 0,45	Нагрев отключён 0,6

Первые два эксперимента направлены на исследование возможностей подогрева цетана при различных параметрах. Для этого используется один и тот же температурный профиль для излучателя, который соответствует солнечному альбедо равному 0,3. Температура подогрева равная 15,5 °C выбрана из тех соображений, что при такой температуре цетан гарантированно полностью замерзает. Второй эксперимент должен показать, как диапазон изменения температуры внешней поверхности зависит от температуры подогрева и можно ли добиться уменьшения этого диапазона увеличением температуры подогрева.

Третий и четвертый эксперименты направлены на то, чтобы исследовать возможности теплового аккумулятора при разной облученности, т. е. при разных солнечных альбедо. В третьем эксперименте при условии работы подогрева до 15,5 °C, а в четвертом — без подогрева образцов.

6.5.3 Расчет температуры нагревателя

Для проведения экспериментов был проведен расчет величины облученности образцов, соответствующей условиям на орбите высотой 400 км. График на рисунке 6.7б показывает разность облученности от Земли (рисунок 6.7а) внутренних стенок бленды и собственной энергетической светимости для падающего излучения. Однако, этот график не учитывает радиационный теплообмен с другими частями внутренней поверхности бленды, результирующее значение которого равно 0 из-за равенства температуры различных частей бленды. При этом облученность, создаваемая внутренними частями бленды не равна 0. Так как результирующая плотность потока равна 0, то эту составляющую облученности можно рассчитать как равную энергетической светимости этой части поверхности, умноженную на угловой коэффициент под которым из рассматриваемой точки видна бленда.

Для нахождения угловых коэффициентов была построена упрощенная трехмерная модель бленды, которая была разделена на элементы в виде колец шириной 30 мм. Дно этой модели было сделано зеркальным. Методом Монте-Карло было посчитано величина потока от каждого такого элемента пересекает входную апертуру бленды, т. е. это безвозвратные потери энергии, излучаемой этим элементом. Отношение значения этих потерь энергии к значению всей излученной энергии является угловым коэффициентом для теплового расчета радиационного теплообмена. Такая операция была проделана для всех 20 элементов модели бленды. Внизу, на рисунке 6.35 показан интерполированный полученный график угловых коэффициентов.

Энергетическая светимость $E_{yч}$ участка поверхности бленды, которая излучает в сторону других частей внутренней поверхности бленды, а равно и облученность этой поверхности, создаваемая другими частями бленды, будет равна

$$E_{yч} = \varepsilon \cdot (1 - \varphi(x)) \cdot \sigma \cdot T_{yч}^4$$

где ε — коэффициент черноты поверхности;

σ — постоянная Стефана-Больцмана;

$T_{yч}$ — температура поверхности рассматриваемой точки в К.

Если принять, что температура внутренней поверхности бленды $T_{yч} = 18^\circ\text{C}$, то можно посчитать часть облученности, которую надо добавить с графику на рисунке 6.7б, чтобы получить полную облученность поверхности.

Наибольшая облученность на рисунке 6.7б наблюдается при $x = 120$ мм. Для этой точки далее будет рассчитан профиль изменения облученности на витке. Вид профиля изменения облученности для одного витка был взят из данных, приведенных на рисунке 6.2а. В результате расчета данных были рассчитаны три профиля изменения температуры

излучателя, каждый из которых соответствует своему значению солнечного альбедо. При этом на образцах создается облученность, показанная на рисунке 6.36.

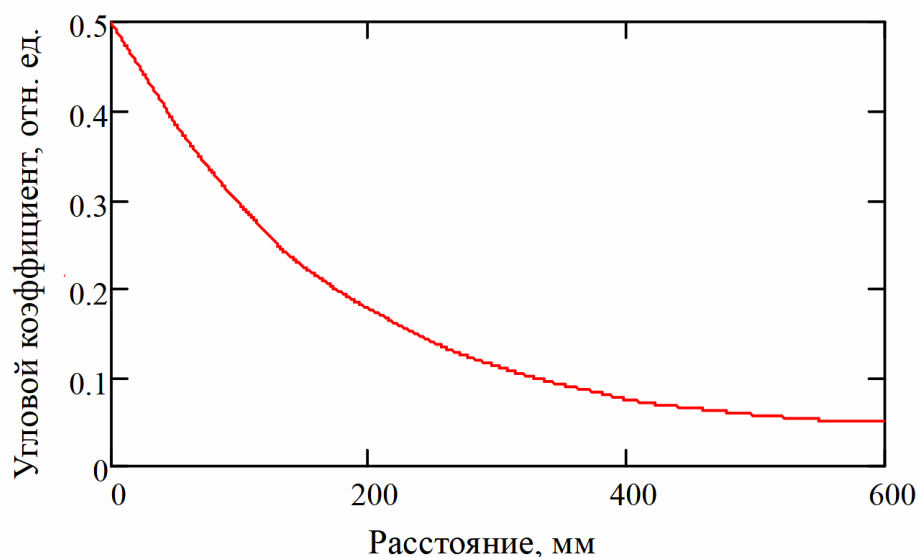


Рисунок 6.35 – График зависимости величины углового коэффициента входной апертуры для рассматриваемой точки внутри бленды от её удаления от входной апертуры

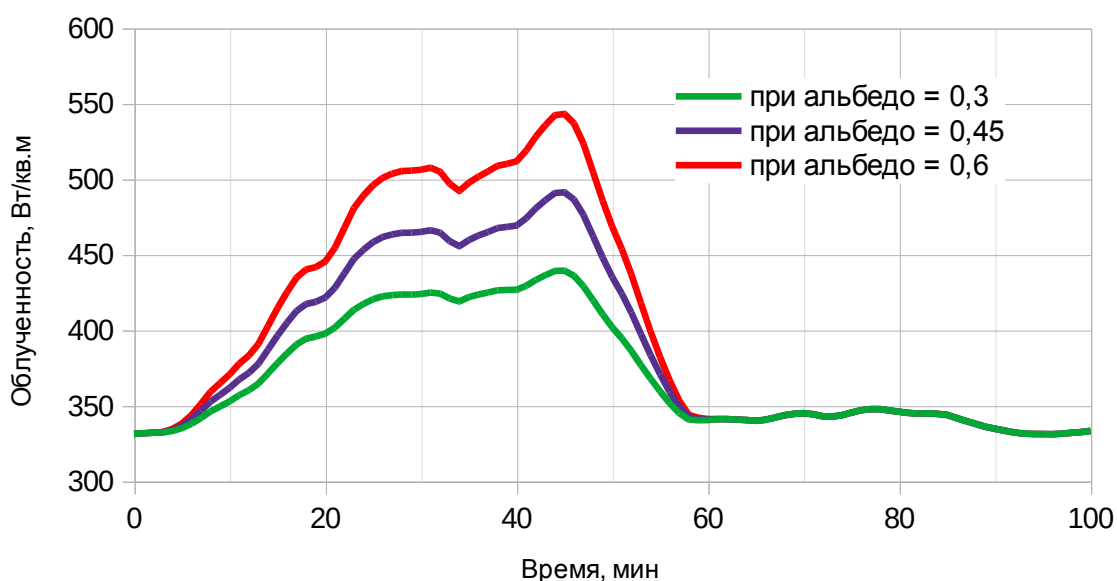


Рисунок 6.36– График профиля изменения облученности образцов

6.5.4 Результаты экспериментов

В эксперименте № 1 были получены следующие распределения температуры. На рисунках 6.37 – 6.41 представлены результаты измерения температуры для образца с трубками и АМКП. В целом, если не учитывать первые 10 минут, то во всех трех периодах имитации витка результаты работы образцов теплового аккумулятора одинаковы. На рисунке 6.37 видно, что температура излучателя меняется в широких

пределах, а температура образцов — в небольших (порядка 3,5 °С). Минимальная температура образцов не снижается ниже 15 °С благодаря активному электроподогреву.

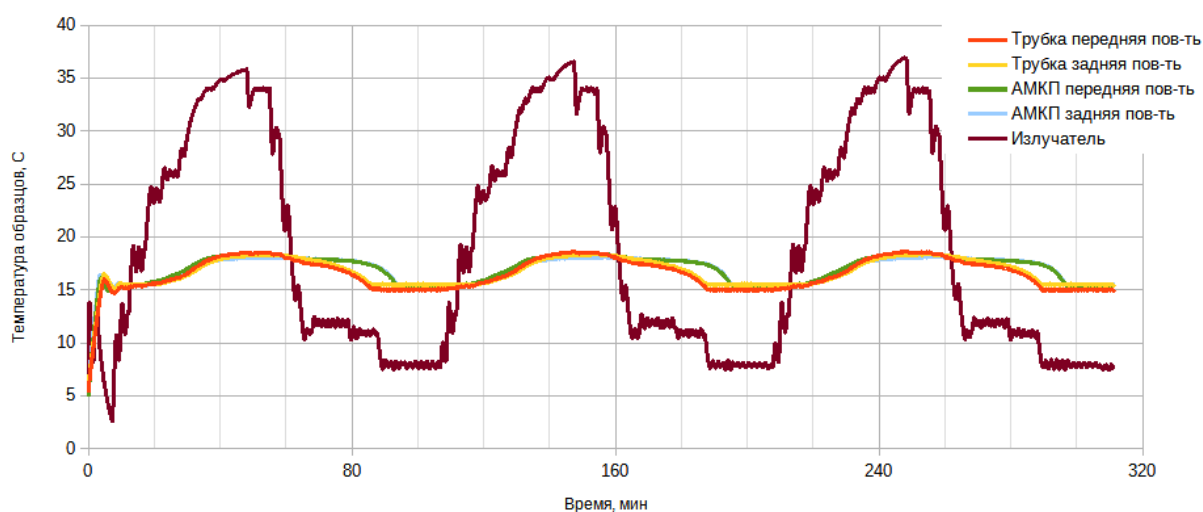


Рисунок 6.37 – Кривые температура температуры для образца с трубками и АМКП. Результаты эксперимента № 1

Наиболее важная характеристика теплового аккумулятора – температура наружных поверхностей. Именно эта температура определяет интенсивность радиационного теплообмена теплового аккумулятора с окружающим пространством. На рисунке 6.38 сопоставлены графики наружных поверхностей обоих образцов. Видно, что образец с АМКП демонстрирует лучшие характеристики – у него больше длится температурная «полка» и меньше диапазон изменения температуры во время имитации витка. Более низкая температура образца с трубками обусловлена большей толщиной, что привело к большему градиенту температур между термостабилизированной на 15,5 °С задней поверхностью и передней поверхностью, обращенной к излучателю. Также стоит обратить внимание на колебания температуры наружной поверхности образца с трубками во время пиковых температур излучателя. Колебания температур у АМКП в эти моменты времени заметно меньше, чем у образца с трубками, что позволяет сделать вывод, что фазовый переход претерпевает только небольшая часть цетана в трубках.

Большая толщина образца с трубками обуславливает также и больший наклон температурной «полки» во время фазового перехода, т. к. цетан имеет низкую теплопроводность. Априори, что разница в длительности температурных «полок» образцов объясняется разным объемом цетана, который успел расплавиться во время нагрева. У АМКП этот расплавленный объем больше. Падающий поток на образец с трубками приводил к нагреву, в основном, металла, а не плавил цетан, поэтому во время охлаждения температурная полка у образца с трубками оказалась короче.

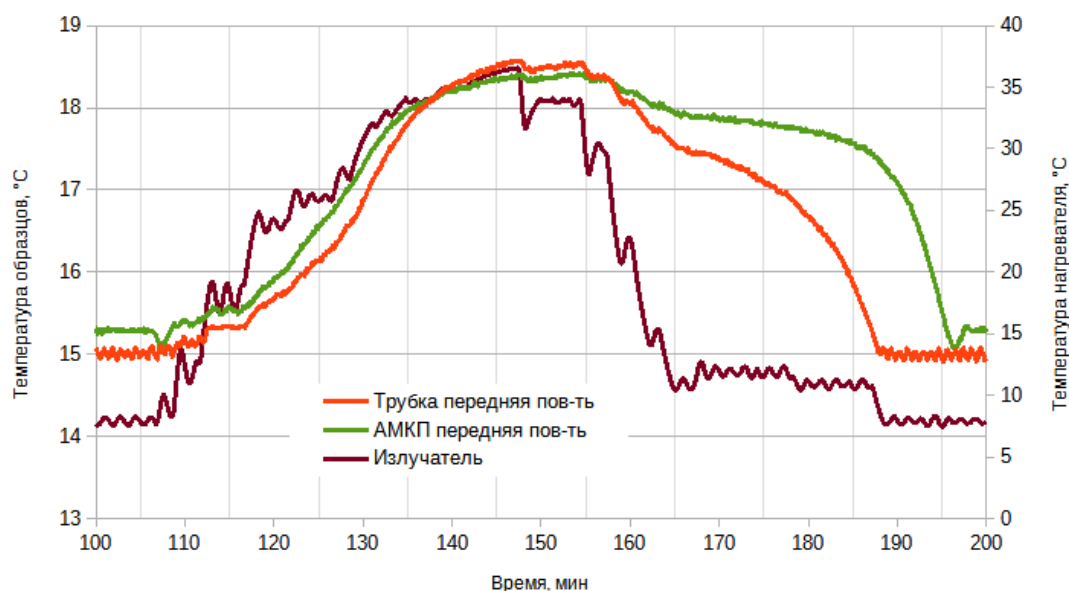


Рисунок 6.38 – Сопоставление полученных температур образцов между собой. Результаты эксперимента № 1

На рисунке 6.39 показаны рассчитанные по значениям температуры графики облученности центра образцов и энергетической светимости излучателя. Стоит отметить, что энергетическая светимость посчитана только для центра образцов, т. к. в центре находятся термодатчики, измеряющие температуру. Для расчета облученности был использован угловой коэффициент «излучатель центра образца», рассчитанный по методу Монте-Карло. Как и ожидалось, значение облученности немногим ниже, чем энергетическая светимость излучателя. В целом, кривая облученности центра образцов немного выше по значениям, чем кривая на рисунке 5.10 для солнечного альбедо 0,45. Это позволяет утверждать, что в эксперименте тепловой аккумулятор был испытан в наиболее жестких из возможных условий.

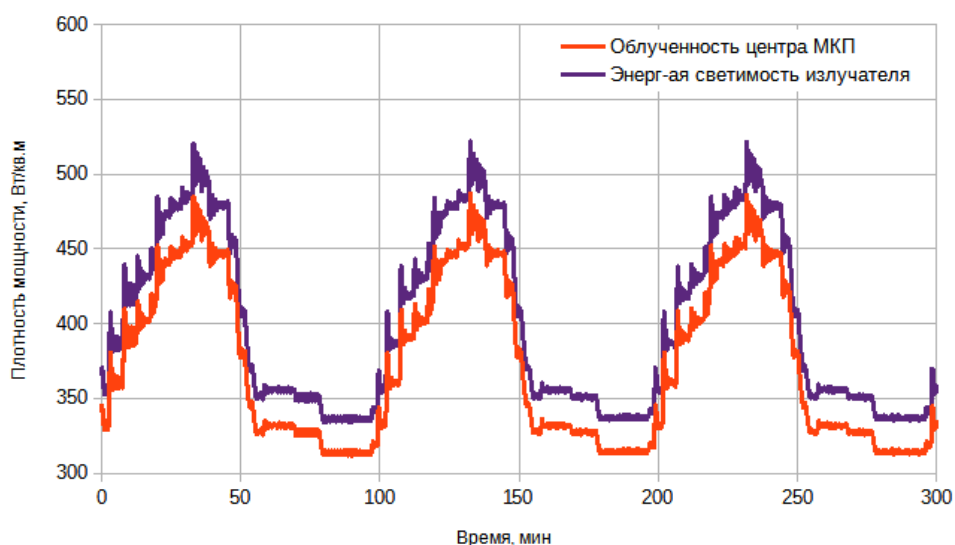


Рисунок 6.39 – Рассчитанные облученность плотности полученных температур образцов между собой. Результаты эксперимента № 1

На рисунках 6.40 и 6.41 показана работа системы подогрева. Мощность указана на правой оси ординат. Видно, что мощность подогрева для образца с трубками немного выше, чем для образца с АМКП. Причиной является то, что площадь поверхности у первого больше, чем у второго. Также стоит обратить внимание на разную длительность работы системы подогрева у образцов. Из-за того, что у АМКП температурная «полка» при замерзании цетана длится дольше, время работы системы подогрева становится меньше.

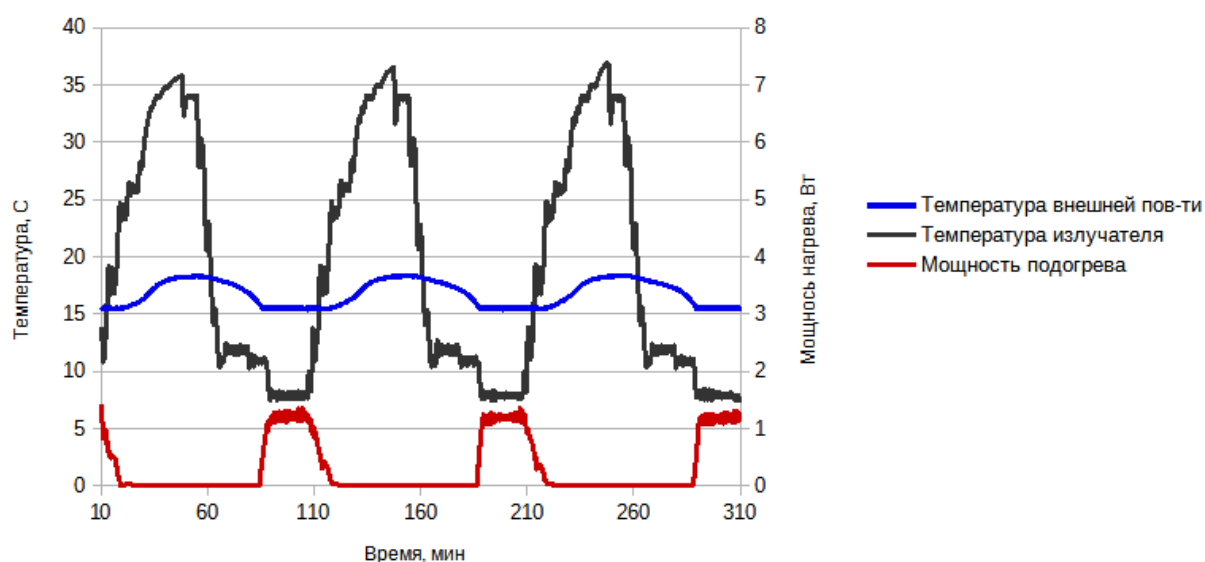


Рисунок 6.40 – Образец теплового аккумулятора с трубками. Результаты эксперимента № 1

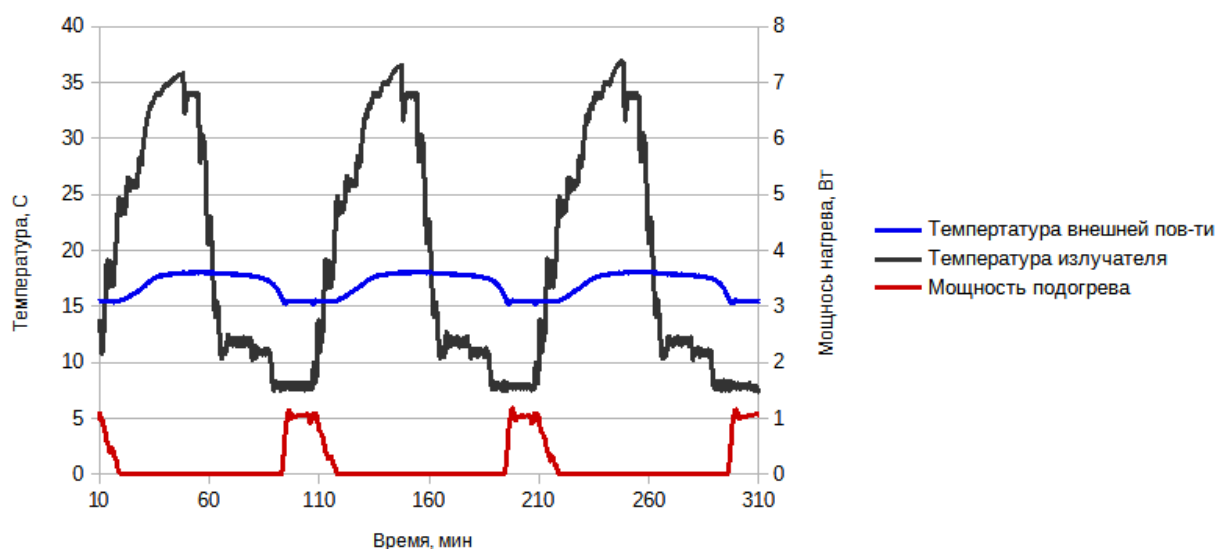


Рисунок 6.41 – Образец теплового аккумулятора с АМКП. Результаты эксперимента № 1

На рисунке 6.42 приведены два графика — температуры центров наружной и внутренней поверхностей образца с АМКП. Именно в этих точках находятся термодатчики на образце. Причем термодатчик на внутренней поверхности включен в

контур обратной связи для управления системой подогрева образца. Видно, что система подогрева точно удерживает температуру внутренней поверхности на заданном значении. Из-за наличия градиента температуры между обеими поверхностями образца, наружная сторона сильнее реагирует на изменение внешней обстановки. При этом во время работы подогрева разница температуры между поверхностями составила $0,25\text{ }^{\circ}\text{C}$.

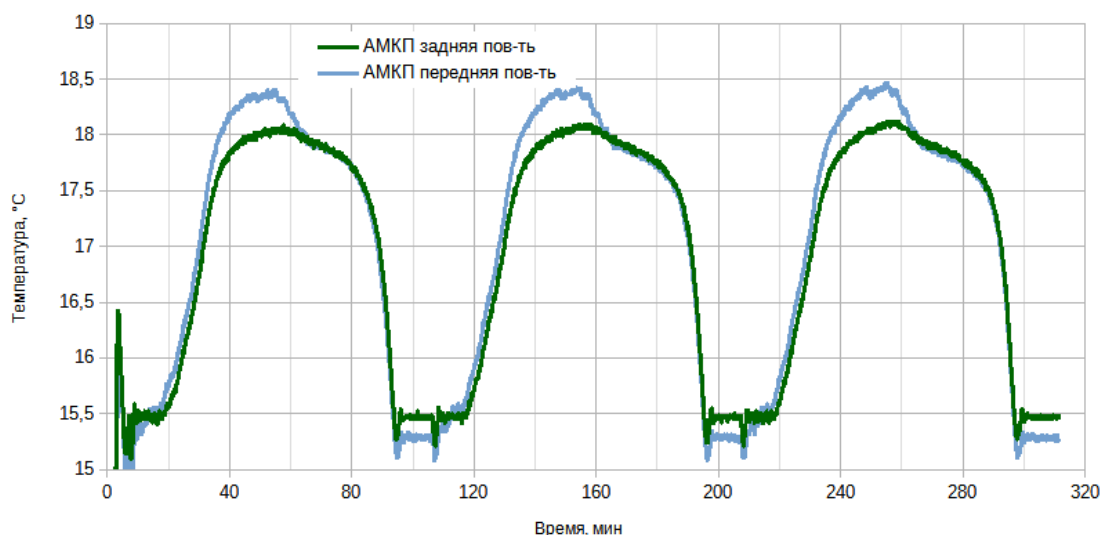


Рисунок 6.42 – Иллюстрация работы системы подогрева. Образец с АМКП.
Результаты эксперимента № 1

Проведённый эксперимент № 1 показал, что при солнечном альбедо равном 0,45 мощность подогрева составила 1,15 Вт для образца с трубками с длиной необжатой части 200 мм, и 1 Вт для образца с АМКП той же длины. Диапазон изменения температуры наружной поверхности при подогреве $15,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ составил $3,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ у образца с трубками и $3,1\text{ }^{\circ}\text{C}$ у образца с АМКП. Причем, объем цетана, участвующего в фазовом переходе у образца с трубками существенно меньше, чем у образца с АМКП. Из-за этого энергии на подогрев образца с трубками тратиться больше.

Следующим был проведен эксперимент № 2. На рисунке 6.43 видно, что температура излучателя меняется так же, как и в предыдущем эксперименте. Однако, в каждом имитируемом «витке» получилась своя кривая изменения температуры образцов. Минимальная температура образцов задается уставками системы подогрева. На первом «витке» эта уставка равна $17,5\text{ }^{\circ}\text{C}$, во втором — $16,5\text{ }^{\circ}\text{C}$, а в третьем — $15,5\text{ }^{\circ}\text{C}$. Видно, что температуры образцов достигли более высоких значений, чем в предыдущем эксперименте.

В середине первого витка, на 50-й минуте, в образце с АМКП полностью расплавился цетан, и температура поверхности начала резко расти. В то же время, образец с трубками показывает более продолжительную температурную «полку».

Второй виток, продемонстрировал, что расплавленный объем цетана на первом

витке не успел замерзнуть и на втором витке расплавился весь цетан в трубках. Образец с АМКП показал почти такую же кривую, что и на первом витке. Стоит обратить внимание на волнообразный вид кривой для образца с АМКП, на отрезке времени от 160-й до 200-й минуты. Так выглядит процесс полного застывания цетана. Количество «горбов» такой волны соответствует количеству замкнутых полостей, в которые заправлен цетан. При этом некоторые «горбы» могут накладываться друг на друга. При плавлении такой картины не наблюдается.

На третьем витке, образец с трубками достиг более высокой температуры, чем образец с АМКП. Это объясняется тем, что за время охлаждения, со 160-й по 200-ю минуты, в АМКП замерз весь цетан — видна характерная, волнообразная, картина. Во второй половине третьего витка, с 260-й по 300-ю минуты, произошло замерзание цетана в образце с трубками. На это указывает вид температурной кривой, аналогичный образцу с АМКП, на отрезке времени от 160-й до 200-й минуты.

По сравнению с экспериментом № 1 вид кривой облученности центра образцов не изменился и соответствует кривой на рисунке 6.39.

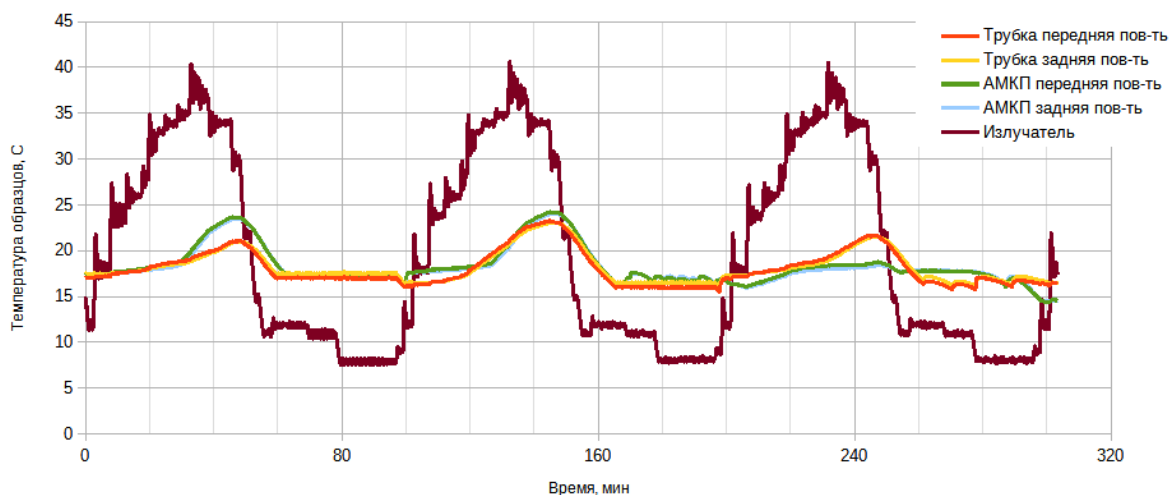


Рисунок 6.43 – Кривые температур для образца с трубками и АМКП. Результаты эксперимента № 2

Ожидаемо, мощность подогрева увеличивается с увеличением температуры подогрева, что показывают графики на рисунках 6.44 и 6.45.

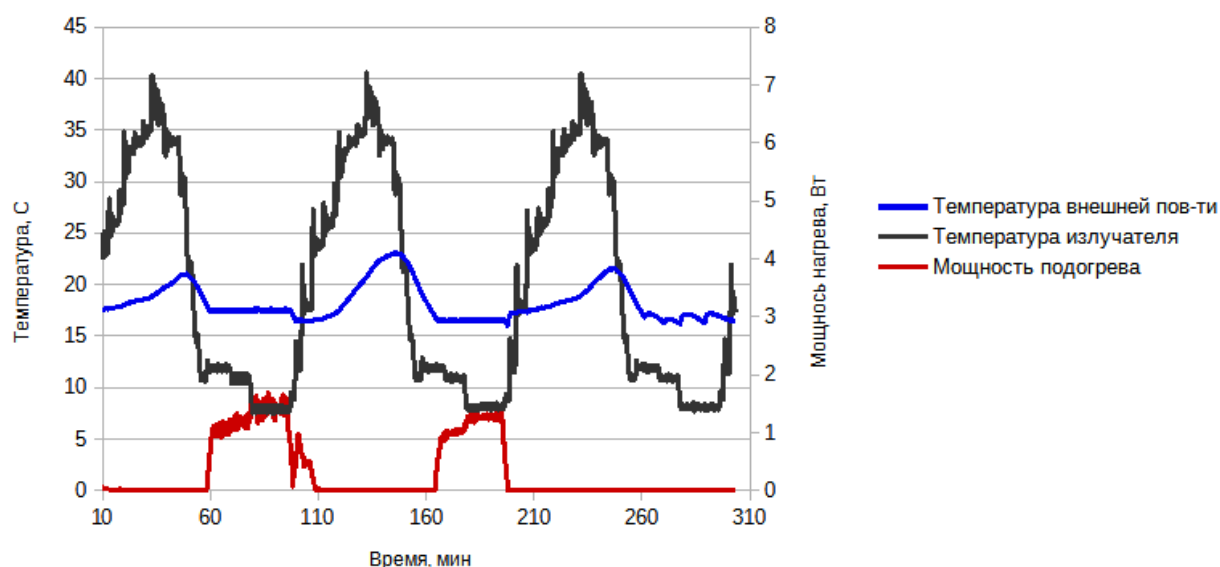


Рисунок 6.44 – Образец теплового аккумулятора с трубками. Результаты эксперимента № 2

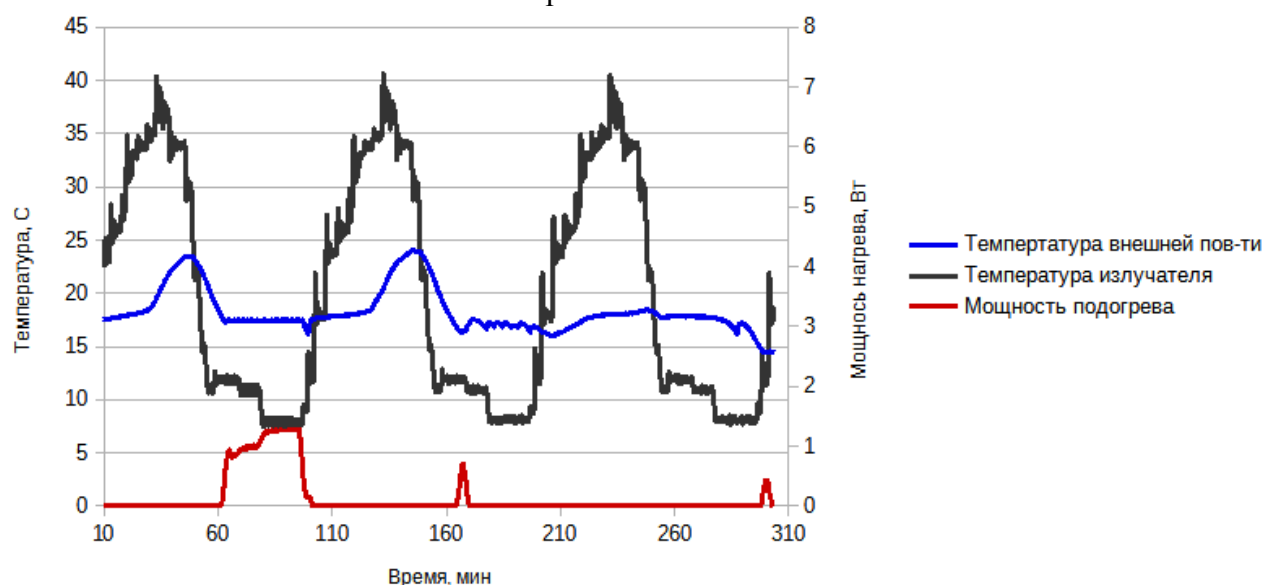


Рисунок 6.45 – Образец теплового аккумулятора с АМКП. Результаты эксперимента № 2

Результаты эксперимента позволяют сделать вывод, что разность температур подогрева и фазового перехода не должна быть меньше, чем $2,5\text{ }^{\circ}\text{C}$. Иначе, может происходить ситуация, когда теплоаккумулирующее вещество не успевает полностью замерзнуть. К тому же, мощность подогрева увеличивается с увеличением значения температуры подогрева.

Эксперимент № 3, как и следующий за ним эксперимент № 4, был проведен для исследования возможностей теплового аккумулятора при разных интенсивностях радиационного теплообмена. Величины этого теплообмена были рассчитаны эквивалентными разным значениям солнечного альбедо, а именно – 0,3, 0,45 и 0,6. Стоит отметить, что значение 0,3 наиболее характерно для максимальных значений потока,

наблюдаемых в зимний период в северном полушарии. Значение, равное 0,45, может появиться в исключительном случае, когда вся видимая поверхность Земли покрыта облаками, но вероятность появления такой ситуации крайне низкая. Вероятность ситуации, когда солнечное альбедо равно 0,6 равна 0, но в экспериментах № 3 и № 4 такие плотности потоков имитируются для того, чтобы исследовать поведение теплового аккумулятора при этих условиях. На рисунке 6.46 показан рассчитанный по значениям температуры график облученности центра образцов. На рисунках 6.46 – 6.48 представлены результаты измерения температуры для образца с трубками и АМКП. На рисунке 6.47 видно, что в первые два имитируемых витка температура излучателя меняется в широких пределах, а температура образцов – в небольших (не более 3,5 °С). Затем, на третьем витке с 240-й по 260-ю минуты, образец с АМКП показывает увеличение температуры, которое означает, что весь объем цетана расплавился. В тот же момент, образец с трубками тоже показывает расплавление, но из-за того, что его объем больше, чем в образце с АМКП, то этот момент приходится на конец полувитка, соответствующего освещенного Солнцем стороне.

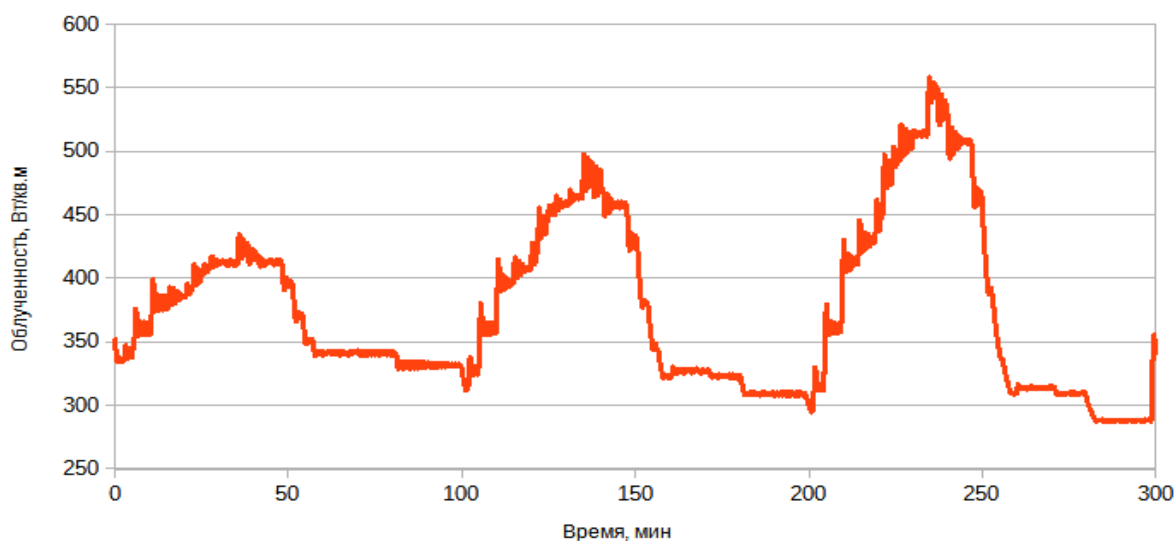


Рисунок 6.46 – Рассчитанная облученность центра образцов во время эксперимента. Результаты эксперимента № 3

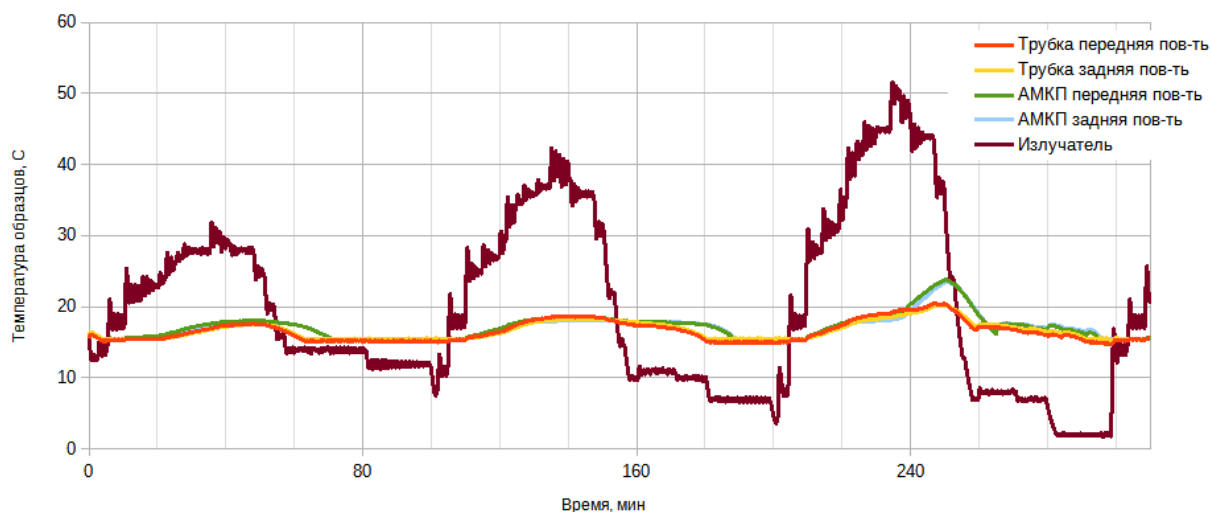


Рисунок 6.47 – Кривые температура для образца с трубками и АМКП. Результаты эксперимента № 3

На рисунке 6.48 приведены графики температур наружных поверхностей обоих образцов. Видно, что на первом «витке» образец с трубками не достигает температуры фазового перехода цетана. При этом цетан в образце с АМКП частично расплавился, о чем свидетельствует плавный спад температуры на участке охлаждения с 40-й по 60-ю минуты. При этом у образца с трубками изменение температуры получилось меньше, чем образца с АМКП из-за большей теплоемкости. Второй «виток» показал такую же картину, как и в эксперименте № 1, где были симитированы те же условия. На третьем «витке», при облученности, существенно превышающей реально возможные значения, оба образца показали полное расплавление цетана. На участке охлаждения, с 210-й по 300-ю минуты, на графиках температур обоих образцов видны волнообразные колебания, которые характеризуют процесс полного замерзания цетана.

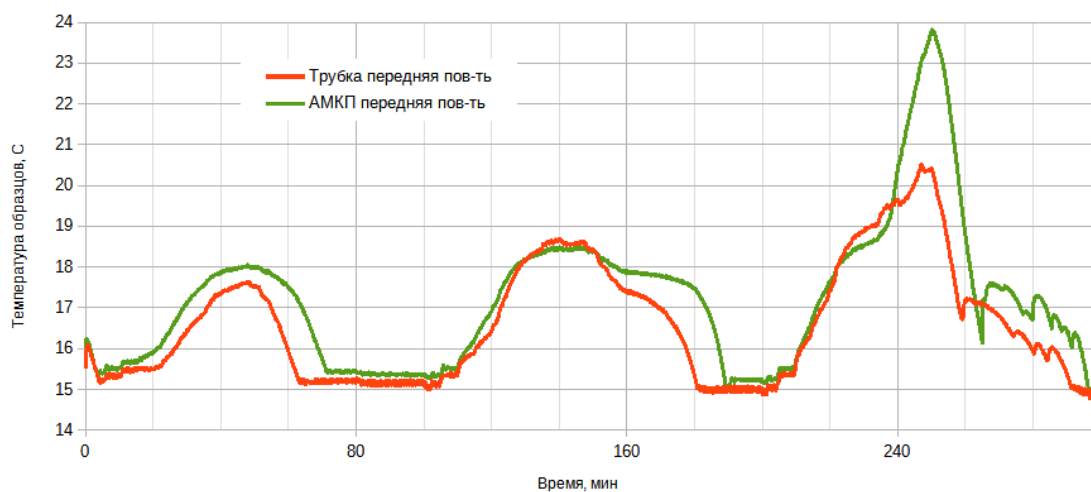


Рисунок 6.48 – Сопоставление полученных температур образцов между собой. Результаты эксперимента № 3

Во время эксперимента подогрев образцов производился до температуры 15,5 °С по показаниям термодатчиков, расположенных на тыльных сторонах образцов. Работа системы подогрева аналогична той, что была проанализирована по результатам эксперимента № 1. Единственное отличие – при более низких температурах нагревателя мощность и продолжительность работы системы подогрева увеличиваются.

Эксперимент № 3 показал, что оба образца обладают возможностью сдерживать изменение температуры при изменении облученности в диапазоне, характерном реально возможной ситуации на орбите. При типичном значении солнечного альбедо, равном 0,3, и подогреве образцов до 15,5 °С можно ожидать изменение температуры в диапазоне 2,3 °С при использовании трубок, и 2,5 °С при использовании АМКП.

Завершающий эксперимент – эксперимент № 4 – проводили по такой же программе, что и эксперимент № 3, но с отключенным подогревом образцов. График облученности центра образцов, рассчитанный по значениям температуры излучателя, соответствует рисунку 6.46. На рисунке 6.49 показаны полученные графики температур образцов. В области значений температуры, соответствующей фазовому переходу, картина очень похожа на ту, которая была получена в эксперименте № 3. Единственное отличие – более низкий пик на 250-й минуте у образца с АМКП. Это объясняется запаздыванием нагрева образцов из-за того, что в момент начала нового «витка», их температура была в районе 9 °С, а не равна температуре подогрева 15,5 °С как в предыдущем эксперименте. В результате часть профицита баланса радиационного теплообмена тратится на нагрев образцов до температуры фазового перехода, что позволяет отдалить момент начала фазового перехода цетана.

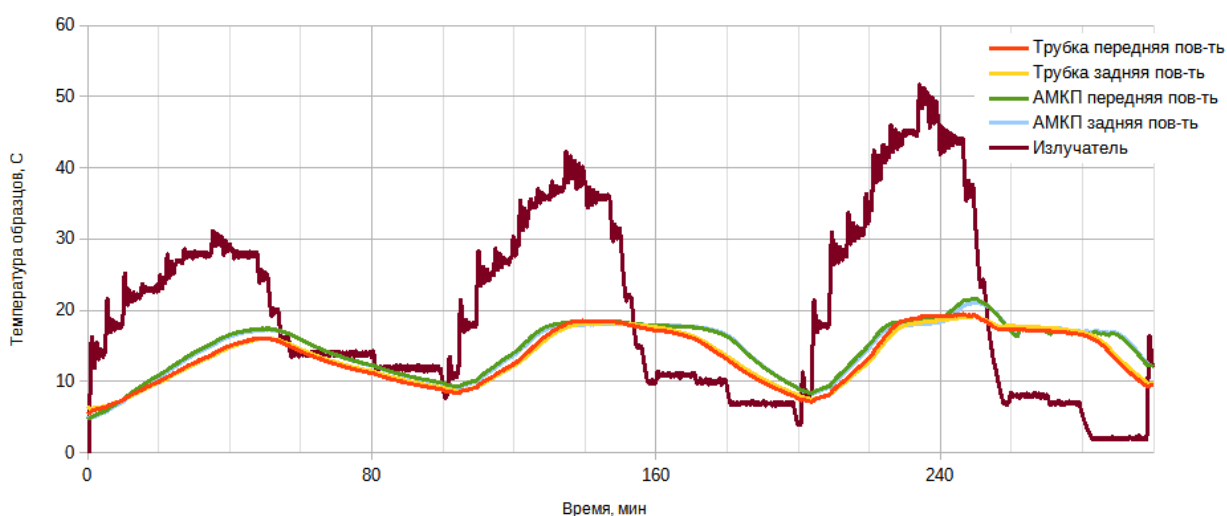


Рисунок 6.49 – Кривые температуры для образцов с трубками и АМКП. Результаты эксперимента № 4

На рисунке 6.50 приведены графики наружных поверхностей обоих образцов. Видно, что диапазон изменения температур образцов гораздо больше, чем в случае работы системы подогрева. При типично значении солнечного альбедо, равном 0,3, без подогрева образцов можно ожидать изменение температуры в диапазоне 7,7 °С при использовании трубок, и 8,1 °С при использовании АМКП. Стоит обратить внимание, что на третьем «витке», на участке охлаждения, с 250-й по 280-ю минуты, у образца с трубками видна температурная «полка», но не видно картины, характерной полному замерзанию цетана, что позволяет сделать вывод, что в образце с трубками не произошло полного расплавления цетана даже при облученности выше, чем реально возможные значения.

В целом, результаты эксперимента № 4 показывают, что тепловой аккумулятор без подогрева позволяет избежать перегрева бленды при больших значения облученности ее внутренних стенок, но при этом увеличивается диапазон изменения температуры из-за охлаждения. В этом режиме тепловой аккумулятор выполняет функцию порогового ограничителя температуры. Такой режим тоже имеет право на существование, т.к. холодная бленда позволит другим частям телескопа быстрее охладиться, чем, если бы поверхность бленды была теплой за счет электроподогрева.

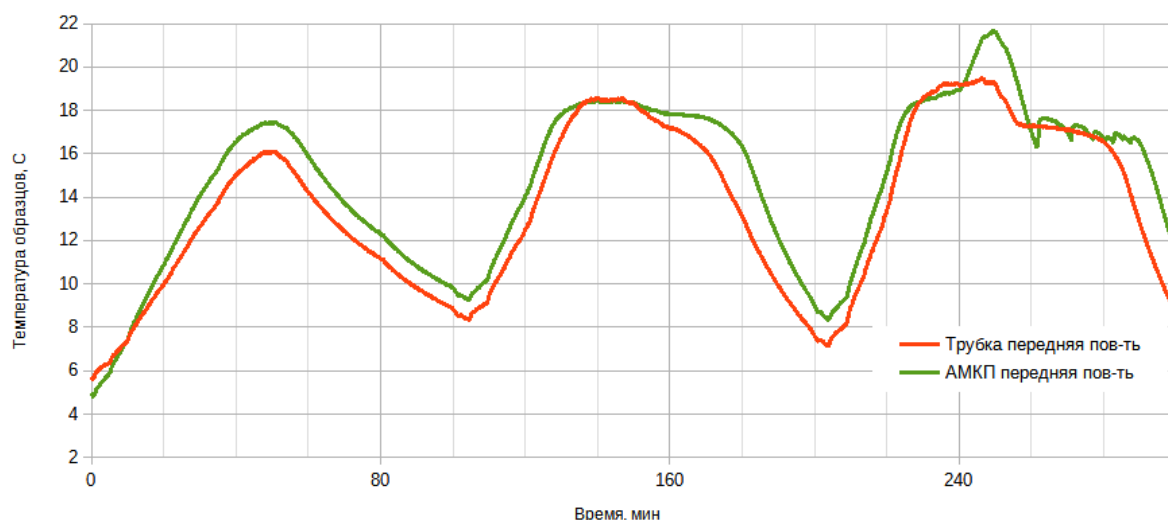


Рисунок 6.50 – Сопоставление полученных температур образцов между собой.
Результаты эксперимента № 4

После завершения экспериментов в ТВК проведён визуальный осмотр и контрольное взвешивание образцов тепловых аккумуляторов. Масса образцов совпадает с таковой до испытаний (см. рисунок 6.25) с учётом погрешности взвешивания ($\pm 0,01$ г.). Визуально следов утечки цетана также не обнаружено.



Рисунок 6.51 – Внешний вид опытных образцов тепловых аккумуляторов после проведения экспериментов в ТВК и результаты их контрольного взвешивания

6.6 Проект эксперимента по отработке опытных образцов тепловых аккумуляторов на отказ

6.6.1 Описание экспериментальной установки и методики

Для подтверждения способности выбранного рабочего вещества теплового аккумулятора сохранять характеристики фазовых переходов постоянными на протяжении большого числа циклов предложен проект ресурсных испытаний с использованием малогабаритных опытных образцов тепловых аккумуляторов.

Использование теплового аккумулятора предполагает его циклический режим работы. Многократный фазовый переход может повлиять теплофизические свойства теплового аккумулятора. Так, например, тепловые аккумуляторы на солевых растворах имеют ограниченный запас циклов в силу того, что при каждом таком цикле «плавление — замерзание» происходит частичное разделение фракций солей и жидкости, что в свою очередь нарушает однородность стехиометрического соотношения по объему. Также следует учесть, что возможны также и химические реакции как в самом веществе, так и при его взаимодействии с материалами, с которыми оно соприкасается, например, с металлом стенок емкости. Целевое значение ресурса теплового аккумулятора было выбрано равным 50000.

Для проверки ресурса теплового аккумулятора было решено использовать 6

одинаковых, герметично заделанных, образцов, состоящий из тех же материалов, что и проектируемое штатное изделие. Их количество было выбрано исходя из возможности размещения на грани ТЭМ. Через определенное количество циклов вскрывается один из образцов и подвергается химическому анализу. Оставшиеся образцы продолжают подвергаться циклическим температурным воздействиям.

Поскольку температура фазового перехода рабочего вещества теплового аккумулятора – цетана – близка к комнатной и составляет $\sim 18,2\text{ }^{\circ}\text{C}$, было решено использовать для охлаждения и нагрева образцов термоэлектрический модуль (ТЭМ), работающий на эффекте Пельтье. За счет протекания электрического тока через сборку из полупроводников происходит передача тепла от одной грани ТЭМ к другой. Причем, при изменении направления протекания тока через ТЭМ на противоположное, направление передачи тепла тоже меняется на противоположное. По сути, ТЭМ работает как обратимый тепловой насос.

Для реализации всего вышеуказанного было разработано устройство для проведения ресурсных испытаний теплового аккумулятора. Блок-схема этого устройства показана на рисунке 6.52. Управлением работой устройства осуществляет микроконтроллер. На рисунке 6.53 приведен алгоритм работы микроконтроллера. С помощью схемы опроса термодатчиков микроконтроллер опрашивает термодатчики, прикрепленные к проверяемым образцам и задает режимом работы драйвера термоэлектрического модуля - нагрев или охлаждение. Также, при подключении к ПК микроконтроллер передает в него данные о температуре образцов. В конце каждого цикла микроконтроллер подает импульс на электромеханический счетчик импульсов, который отсчитывает количество сделанных циклов работы теплового аккумулятора.

Режим нагрева завершается, когда показания температуры со всех термодатчиков превысят заданный порог $T_{\max} = 25\text{ }^{\circ}\text{C}$. Аналогично в режиме охлаждения – показания температуры со всех термодатчиков должны быть ниже заданного порога $T_{\min} = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$.

После запуска питания устройство начинает работу. После $50000/6 \approx 8500$ циклов устройство прекращает работу и переходит в режим ожидания. После этого оператор снимает питание с устройства и подключает ПК. После подачи питания устройство начинает цикл «охлаждение — нагрев» с передачей в ПК значений температур для последующего анализа профиля температур. После отработки 1 цикла питание с устройства снимает и ПК отключается. Питания снова подается на устройство, которое в автономном режиме совершает следующие 8500 циклов. Такие операции повторяются, пока на счетчике количество циклов не превысит заданный ресурс в 50000.

На рисунке 6.54 показана схема монтажа исполнительной части установки,

поясняющая саму конструкцию исполнительной части. Этот рисунок выполнен в виде эскиза из последовательности операций по сборке исполнительной части. Основой конструкции служит алюминиевый радиатор размером 80 * 80 мм, на который с использованием теплопроводной пасты КПТ-8 устанавливаются термоэлектрические модули, работающие на эффекте Пельтье (элементы Пельтье). Для того чтобы элементы Пельтье не смещались со своих мест предусмотрен фиксатор, представляющий собой пластину толщиной 1,5 мм, во внутреннем вырезе которого расположены элементы Пельтье. На элементы Пельтье устанавливается алюминиевая пластина для распределения тепловой и механической нагрузки, также с использованием пасты КПТ-8. На пластину с помощью теплопроводного клея устанавливаются образцы с теплоаккумулирующим веществом (цетаном). С помощью того же клея на каждый из образцов устанавливаются термодатчики. Затем устанавливается пластина, которая через прижимные опоры прижимает ранее установленные элементы. Для того, чтобы трубки не выпали в случае нарушения клеевого соединения между ними и верхней пластиной наносится капля герметика, который при засыхании образует эластичный поджим трубок к элементу Пельтье.

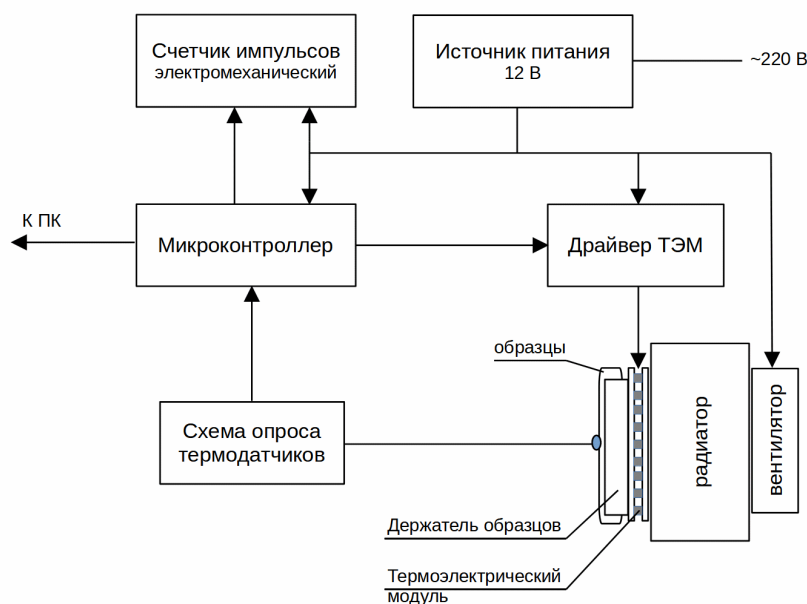


Рисунок 6.52 – Блок-схема устройства для проведения ресурсных испытаний теплового аккумулятора

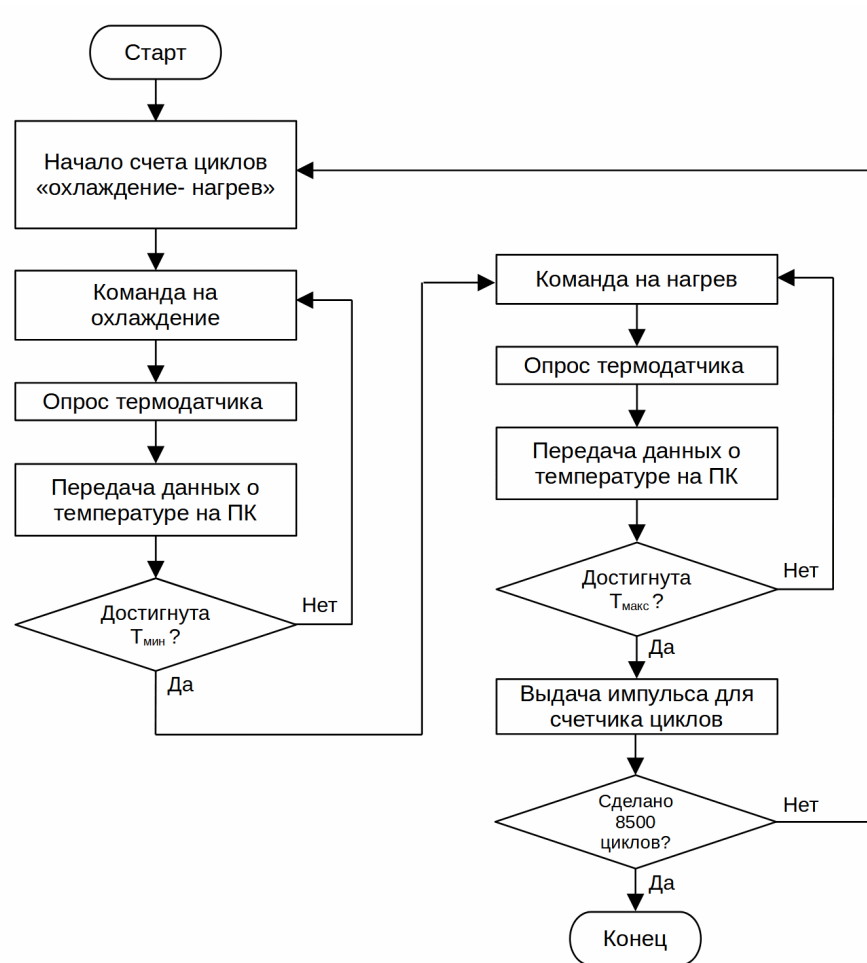


Рисунок 6.53 – Алгоритм работы контроллера

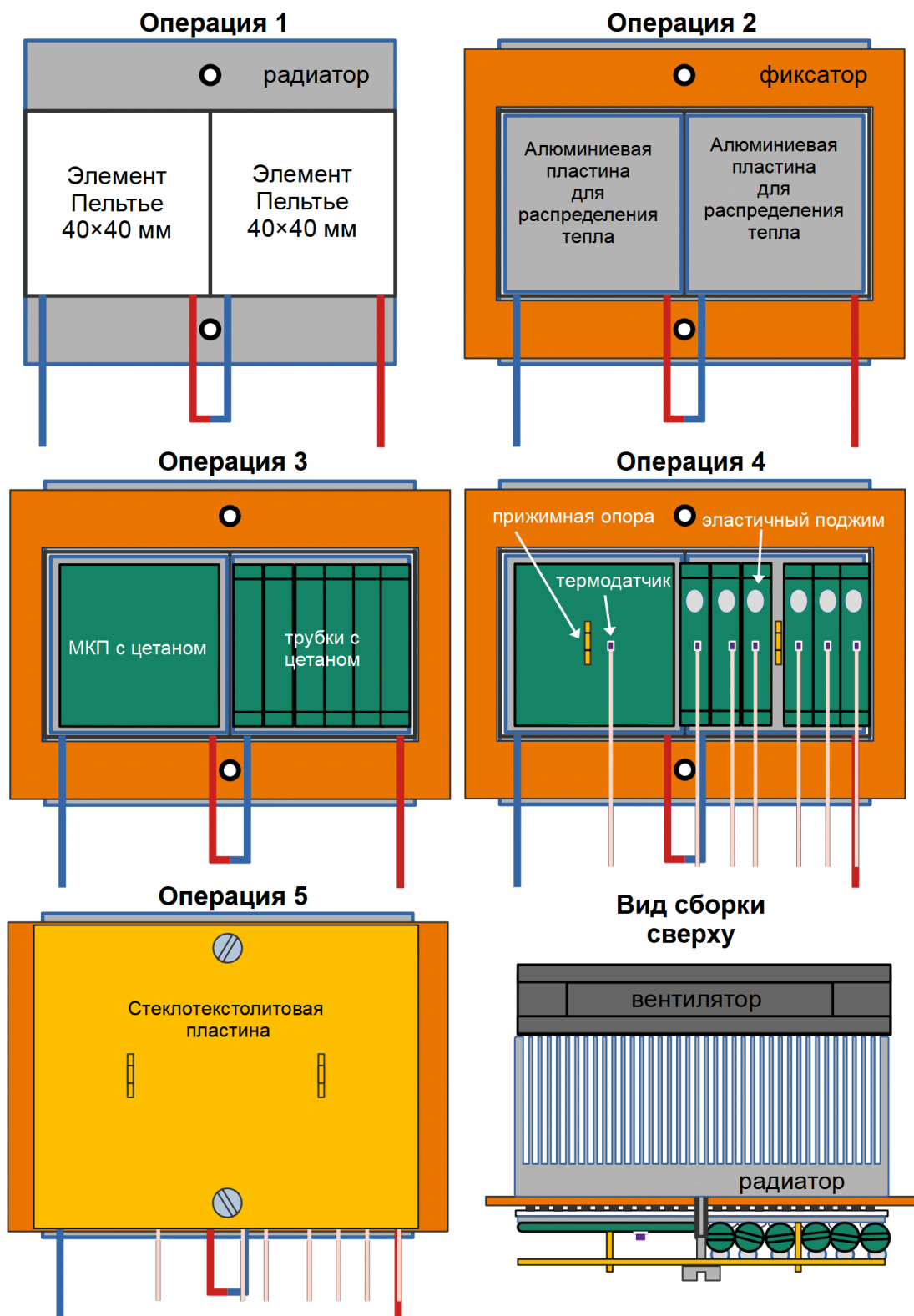


Рисунок 6.54 – Конструкция и последовательность сборки исполнительной части

После прохождения каждых 8500 циклов будет проводиться отбор проб цетана из одной алюминиевой трубки и канала АМКП и анализ проб с помощью ГХ/МС по методике, приведённой в Приложении А.

Ожидается, что работоспособность тепловых аккумуляторов не будет претерпевать каких-либо изменений на протяжении очень большого (≥ 50000) числа циклов, т.к. в условиях эксперимента химический состав рабочего вещества будет оставаться постоянным. Так, в составе конструкционных материалов ёмкостей с цетаном практически нет каких бы то ни было экстрагируемых примесей, который могли бы со временем перейти в состав рабочего вещества и изменить его теплофизические свойства, а сам цетан в обычных условиях весьма химически устойчивое соединение, не подвергающееся термическому разложению вплоть до 500 °С или интенсивному окислению кислородом воздуха до температуры по крайней мере 200 °С (см. раздел 6.4.1.1).

6.7 Методика контроля качества цетана с помощью ГХ/МС

6.7.1 Сущность метода

Пробу цетана разделяют на компоненты газохроматографически на капиллярной колонке, детектирование соединений проводят с помощью масс-спектрометрического детектора. Содержание основного вещества в пробе цетана определяют методом простой нормировки. Расчёт проводят исходя из предположения о близости калибровочных коэффициентов основного вещества и примесей, т.к. примеси и основное вещество, как правило, относятся к одному классу соединений и имеют схожее строение.

Мешающие факторы могут быть связаны с недостаточной чистотой растворителей, с загрязнением поверхностей стекла, металлических деталей, что ведёт к появлению посторонних пиков и/или возрастанию нулевой линии на хроматограммах по полному ионному току. Мешающие факторы учитывают путём проведения холостых опытов.

6.7.2 Средства измерений, вспомогательные устройства, материалы, реактивы

6.7.2.1 Средства измерения

– ГХ/МС система в составе: газового хроматографа «Хроматэк Кристалл 5000.2» (СКБ «Хроматэк») и масс-спектрометрического детектора DSQ II («Thermo Fisher Scientific»).

ГХ/МС-система комплектуется также:

- 1) термостатом колонок, обеспечивающим температуру по крайней мере 40 - 300 °С, с возможностью задания произвольного температурного профиля;
- 2) капиллярным испарителем (инжектором) с устройством деления потока;

3) кварцевой капиллярной хроматографической колонкой VF-5ms «VB-Wax» («Agilent Technologies») длиной 60 м, внутренним диаметром 0,25 мм, со слоем неполярной сшитой неподвижной фазы толщиной 0,25 мкм, или аналогичной (следует использовать колонки, специально предназначенные для работы с масс-спектрометрическими детекторами);

4) кварцевой деактивированной капиллярной предколонкой длиной 2,5 м, внутренним диаметром 0,25 мм с неполярной неподвижной фазой Deactivated Apolar Retention Gap («Agilent Technologies») для защиты аналитической колонки от загрязнений и реализации «эффекта растворителя»;

5) рабочей станцией, снабжённой программным обеспечением для управления хроматографом и масс-спектрометром, записи и обработки хроматограмм, а также библиотеками масс-спектров электронного удара.

– Микрошприц «Hamilton 701N» вместимостью 10 мм³ (кат. № 80300) или «МШ-10» по ТУ 2-833-106.

– Пипетки вместимостью 1,0, 2,0 мл второго класса точности по ГОСТ 29169-91.

6.7.2.2 Реактивы и материалы

– Метилен хлористый (дихлорметан), «х. ч.» по ТУ 6-09-2662-77 изм. 1,2,3 или «ос.ч. 9-5» по ТУ 2631-013-44493179-98.

– 2-Пропанол (изопропиловый спирт), «х. ч.» по ТУ 2632-011-29483781-2009 или по ТУ 2632-181-44493179-2014.

– Гелий газообразный марки «7.0» по ТУ 0271-001-45905715-02 или марки «6.0» по ТУ 2114-001-45905715-02 или по ТУ 0271-001-45905715-02.

6.7.2.3 Вспомогательные устройства

– Микровиалы вместимостью 2 см³ или виалы вместимостью 4 см³ с закручивающимися крышками и тефлонированными уплотнительными мембранами.

Примечание – Допускается применение других средств измерений, материалов и реактивов, обладающих метрологическими характеристиками и качеством не хуже указанных.

6.7.3 Требования безопасности

Используемые реактивы относятся к веществам 3-го и 4-го классов опасности (СанПиН 1.2.3685-21). При работе с ними необходимо соблюдать требования безопасности, установленные для работ с токсичными, едкими и

легковоспламеняющимися веществами по ГОСТ 12.1.005.

Эксплуатация ГХ/МС-системы и проведение соответствующих измерений требуют соблюдения правил электробезопасности, установленных ГОСТ 12.1.019 и руководством по эксплуатации прибора.

6.7.4 Требования к квалификации операторов

К подготовке проб допускают лиц, имеющих квалификацию инженера или техника-химика и опыт работы в химической лаборатории.

К выполнению измерений с помощью метода ГХ/МС допускают лиц, имеющих квалификацию не ниже инженера-химика, прошедших соответствующее обучение и имеющих опыт работы на хромато-масс-спектрометре.

6.7.5 Условия выполнения измерений

Процессы подготовки проб проводят в нормальных условиях при температуре окружающего воздуха 20 ± 2 °С.

Выполнение измерений на ГХ/МС-системе проводят в условиях, рекомендованных технической документацией к прибору.

6.7.6 Подготовка к выполнению измерений

6.7.6.1 Подготовка прибора к выполнению измерений

Включение, вывод хромато-масс-спектрометра на рабочий режим, а также выполнение необходимой настройки и квалификационных тестов проводят в соответствии с прилагаемой инструкцией.

Хроматографическую колонку кондиционируют после установки в хроматограф в соответствии с рекомендациями производителя.

Перед началом работы необходимо провести холостой опыт, чтобы убедиться в отсутствии помех и загрязнений от аналитической системы, стеклянного оборудования и реактивов. При выявлении загрязнений обнаруживают их источник, анализируя реактивы постадийно. Анализ «холостой пробы» проводят также при использовании новой партии реактивов.

6.7.7 Выполнение измерений

6.7.7.1 Условия ГХ/МС-анализа

Измерения выполняют при следующих режимных параметрах ГХ/МС-системы:

- Температурная программа термостата колонок:

- 1) начальная изотерма 90 °С, выдержка 1 мин;
 - 2) подъем температуры до 290 °С со скоростью 5 °С/мин.
- Температура испарителя (инжектора): 290 °С.
 - Температура интерфейса ГХ/МС: 290 °С.
 - Давление газа-носителя (гелия) на входе в колонку: 170 кПа (режим постоянного давления).
 - Поток газа-носителя через колонку (при 90 °С): 1,2 см³/мин.
 - Режим ввод пробы: деление потока 1:50 (сброс пробы – 60 см³/мин).
 - Объём вводимой пробы: 0,1 мм³.
 - Режим работы масс-спектрометра: электронный удар.
 - Энергия электронов: 70 эВ.
 - Температура ионного источника: 200 °С.
 - Режим записи хроматограмм: по полному ионному току (SCAN) с регистрацией положительных ионов.
 - Диапазон сканирования: 35 – 650 а. е. м.
 - Частота сканирования: 2 скана/с.
 - Суммарная продолжительность анализа: 45 мин.

Примечание – Допускается применять также режим постоянного потока газа-носителя (1,2 см³/мин).

6.7.7.2 Подготовка проб

В микровиалу вместимостью 2 см³ с помощью пипетки вместимостью 1 см³ помещают 1 см³ анализируемого цетана из тары, в которой его поставил изготовитель (в случае применения микровиалы вместимостью 4 см³ в неё помещают 2 см³ цетана с помощью пипетки вместимостью 2 см³). Виалу закрывают крышкой с уплотнительной тефлонированной мембраной.

6.7.7.3 ГХ/МС-анализ проб

Отобранную в микровиалу пробу цетана анализируют в двух повторах в условиях, описанных в п. 6.7.7.1. Пробы вводят в испаритель (инжектор) хроматографа с помощью микрошприца.

Для предотвращения появления ложных пиков на хроматограммах, рекомендуется после завершения каждого анализа выдерживать хроматографическую колонку на верхней изотерме (290 °С) в течение 10 минут.

На хроматограммах по полному ионному току идентифицируют пик основного

вещества и примесей в нём. Как правило, основные примеси, присутствующие в цетане – более лёгкие (начиная с C12) и более тяжёлые предельные углеводороды, в основном неразветвлённого строения. После идентификации проводят интегрирование пиков основного вещества и примесей. В расчёт включают примеси, площади пиков которых составляют не менее 0,01 % площади пика основного вещества. Относительное среднее квадратическое отклонение площадей пиков каждого соединения, полученное для двух параллельных вводов одной и той же пробы, не должно превышать 10 % для каждого идентифицируемого соединения.

По соотношению площади пика основного вещества и суммы площадей всех учтённых пиков на хроматограмме по полному ионному току находят содержание основного вещества в пробе цетана.

После завершения анализа микрошприц, виалы и пипетки тщательно промывают несколько раз метиленхлоридом и/или пропанолом-2 и высушивают в вакууме или в потоке воздуха.

6.8 Представление результатов измерений

За результат анализа принимают среднее арифметическое результатов двух параллельных определений – $\bar{X}$. Результат представляют в виде:

$$\bar{X} \pm 0,1, \% \text{ мас. при значении доверительной вероятности } 0,95.$$

Допустимое содержание основного вещества должно составлять не менее 99,0 % согласно ТУ 2631-186-44493179-2014.

Литература

1. Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Тарнопольский В.И. и др. Телевизионная съёмка кометы Галлея. – М.: Наука, 1989. – 295 с.
2. Формозов Б.Н. Введение в криогенную микроэлектронику. СПб: Наука, 2001 326 с.
3. The Gaia mission. Astronomy & Astrophysics manuscript no. aa29272-16 с ESO 2016 September 9, 2016.
4. Space Environment. ECSS-E-ST-10-04C, ESA-ESTEC, 2008.
5. B. A. Wielicki, B. R. Barkstrom, E. F. Harrison, R. B. Lee III, G. L. Smith, J. E. Cooper. Clouds and the Earth's Radiant Energy System (CERES): An Earth Observing System Experiment // Bulletin of the American Meteorological Society, 1996, Vol.77, No.5, pp.853-868.
6. D.G. Gilmore. Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol.1. 2002.

7. С.П. Доценко, А.В. Марцинковский, В.М. Данилин. Теплоаккумулирующие свойства n-парафинов, жирных кислот и многокомпонентных систем на их основе. Кубанский государственный технологический университет. Кафедра физической и коллоидной химии (<https://fh.kubstu.ru/fams/issues/issue01/st0103.pdf>).
8. Мозговой А. Г., Шпильрайн Э. Э., Дибиров М. А., Бочков М. М., Левина Л. Н., Кенисарин М. М. Теплофизические свойства теплоаккумулирующих материалов. Кристаллогидраты. М.: ИВТАН АН СССР, 1990. № 2 (82).
9. Haynes W.M. (ed.-in-chief). CRC Handbook of Chemistry and Physics. 97th ed. Internet Version 2017. CRC-Press, USA, 2016-2017. 2642 p.
10. Химическая энциклопедия: В 5 т. Т. I. АБЛ-ДАР/ Под ред. Кнунянца И.Л. и др. – М.: Советская энциклопедия, 1988. 623 с.
11. Химическая энциклопедия: В 5 т. Т. II. ДАФ-МЕД/ Под ред. Кнунянца И.Л. и др. – М.: Советская энциклопедия, 1990. 671 с.
12. Химическая энциклопедия: В 5 т. Т. III. МЕД-ПОЛ/ Под ред. Кнунянца И.Л. и др. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1992. 639 с.
13. Химическая энциклопедия: В 5 т. Т. V. ТРИ-ЯТР/ Под ред. Зефирова Н.С. и др. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1998. 783 с.
14. Atul Sharma; Tyagi V.V., Chen C.R., Buddhi D. (2009). Review on thermal energy storage with phase change materials and applications. Renewable and Sustainable Energy Reviews. 13 (2): 318–345. doi:10.1016/j.rser.2007.10.005
15. Корольченко А.Я., Корольченко Д.А. Пожаровзрывоопасность веществ и материалов и средства их тушения. Справочник: в 2-х ч. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Асс. “Пожнаука”, 2004. – Ч. I. – 713 с; Ч. II. – 774 с.
16. СанПиН 1.2.3685-21. Санитарные правила и нормы «Гигиенические нормативы и требования к обеспечению безопасности и (или) безвредности для человека факторов среды обитания».
17. ГОСТ 12525-85. Цетан эталонный. Технические условия.
18. Бандман А.Л., Войтенко Г.А., Волкова Н.В. и др. Вредные химические вещества. Углеводороды. Галогенпроизводные углеводородов: Справ. изд./ Под ред. Филова В.А. и др. – Л.: Химия, 1990. 732 с.
19. Вредные вещества в промышленности: В 3 т. Т. I. Органические вещества. / Под ред. Лазарева Н.В., Левиной Э.Н. Л.: Химия, 1976. 592 с.
20. Вредные вещества в промышленности: В 3 т. Т. II. Органические вещества. / Под ред. Лазарева Н.В., Левиной Э.Н. Л.: Химия, 1977. 632 с.

21. Segur J.B., Oberstar H.E. (1951) Viscosity of glycerol and its aqueous solutions. Ind. Eng. Chem. 43: 2117-2120.
22. Cibulka I., and Hnědkovský L. (1996) J. Chem. Eng. Data 41: 657.
23. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. Ред. Г.И. Петров. М.: Машиностроение, 1971. 367 с.

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 2022 года**

Документация	Количество	Примечание
Стандарты (государственные военные, национальные РФ, межгосударственные)	28	
Технические условия	18	
Отраслевые стандарты	7	
Руководящие документы	1	
Требования	1	
Изменения ГОСТ, ОСТ, РД, ТУ	41	
Национальные стандарты. Указатель 2022 (по состоянию на 1 января 2022 г.)	1	В трех томах
Национальные стандарты. Информационный указатель	10	
Отмененные и замененные национальные стандарты. Указатель (по состоянию на 1 января 2022 г.)	1	
Изменения сводного перечня документов по стандартизации оборонной продукции	7	
Перечень ЭКБ 01-22-2021	1	46 книг
Изменение к перечню ЭКБ 01-22-2021	3	
Перечень ЭКБ-К. Редакция 2022 г.	1	

7.2 Оснащение нормативно-технической документацией

Сведения о разработке документации по проектам, экспериментам, темам в ИКИ РАН за период **январь–октябрь 2022 года** представлены в таблице 7.2.

Таблица 7.2 – Сведения о разработке документации

Документация	Количество документов	Количество листов по форматам							Проект, тема, эксперимент
		A4	A4×3	A3	A3×3	A2	A1	A0	
Конструкторская, программная, технологическая, техническая	2 547	12 885	6	874	3	163	107	1	Астролябия БТН-Нейтрон 2 Венера-Д Грозовой комплекс Ионозонд Квант Луна-Глоб, Луна-Ресурс-1 (ПА), Луна-Ресурс-1 (ОА) МВН Метеор-М МКС-Наука-22 Нуклон-АП ПТК Резонанс-МКА РЕСУРС-ПМ СПЕКТР-РГ СПЕКТР-УФ ЭкзоМарс-2016, 2022 ГОЗ

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

За период январь-октябрь 2022 года было разработано 2547 документов, из них листов формата А4 – 12885, А4×3 – 6, А3 – 874, А3×3 – 3, А2 – 163, А1 – 107, А0 – 1. В таблице 7.3 приведены выдержки из инвентарной книги для нескольких изделий.

Таблица 7.3 – Выдержки из инвентарной книги

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
1.	Конструкторская	БОКЗ-СВ	НРДК.201231.151	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
2.	Конструкторская	БОКЗ-СВ. Сборочный чертеж	НРДК.201231.151СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
3.	Конструкторская	АИС-2К	НРДК.201231.251	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
4.	Конструкторская	АИС-2К. Расчет надежности	НРДК.201231.251РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
5.	Конструкторская	АИС-2К. Технические условия	НРДК.201231.251ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
6.	Конструкторская	АИС-2К. Формуляр	НРДК.201231.251ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
7.	Конструкторская	Камера обзорная КАМ-О. Габаритный чертеж	НРДК.201231.259ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
8.	Конструкторская	Камера ближней зоны КАМ-С. Габаритный чертеж	НРДК.201231.260ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
9.	Конструкторская	МикроБОКЗ-Н. Программа и методика испытаний	НРДК.201231.264ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
10.	Конструкторская	МикроБОКЗ-Н. Программа и методика конструкторско-доводочных испытаний	НРДК.201231.264ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
11.	Конструкторская	МикроБОКЗ-Н. Программа и методика испытаний на электромагнитную совместимость	НРДК.201231.264ПМ3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
12.	Конструкторская	НГМТЭ МикроБОКЗ-Н. Программа и методика испытаний	НРДК.201231.267ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
13.	Конструкторская	Имитатор звездного неба ИЗН-АИС-2К	НРДК.203711.067	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
14.	Конструкторская	Имитатор звездного неба ИЗН-АИС-2К. Сборочный чертеж	НРДК.203711.067СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
15.	Конструкторская	Имитатор звездного неба ИЗН-Н. Программа и методика испытаний	НРДК.203711.075ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
16.	Конструкторская	Стол 1	НРДК.301222.017	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
17.	Конструкторская	Стол 1. Сборочный чертеж	НРДК.301222.017СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
18.	Конструкторская	Стол 2	НРДК.301222.018	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
19.	Конструкторская	Стол 2. Сборочный чертеж	НРДК.301222.018СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
20.	Конструкторская	Стол 3	НРДК.301222.019	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
21.	Конструкторская	Стол 3. Сборочный чертеж	НРДК.301222.019СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
22.	Конструкторская	Модуль электроники ОГ-АИС-2К	НРДК.408116.016	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
23.	Конструкторская	Модуль электроники ОГ-АИС-2К. Сборочный чертеж	НРДК.408116.016СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
24.	Конструкторская	Грозовой комплекс	НРДК.411711.069	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
25.	Конструкторская	Грозовой комплекс. Ведомость покупных изделий	НРДК.411711.069ВП	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
26.	Конструкторская	Грозовой комплекс. Ведомость применяемых материалов	НРДК.411711.069Д06	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
27.	Конструкторская	Грозовой комплекс. Тепловой расчет	НРДК.411711.069РР1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
28.	Конструкторская	Грозовой комплекс. Расчет надежности	НРДК.411711.069РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
29.	Конструкторская	Грозовой комплекс. Расчет на прочность	НРДК.411711.069РР4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
30.	Конструкторская	Грозовой комплекс. Таблица соединений	НРДК.411711.069ТЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
31.	Конструкторская	СГС. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.412132.020ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
32.	Конструкторская	СГС. Программа и методики конструкторско-доводочных испытаний	НРДК.412132.020ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
33.	Конструкторская	КИА НА	НРДК.421417.128	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
34.	Конструкторская	КИА НА. Перечень элементов	НРДК.421417.128-01ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
35.	Конструкторская	КИА НА. Перечень элементов	НРДК.421417.128-01ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
36.	Конструкторская	КИА НА. Перечень элементов	НРДК.421417.128-01ПЭ5.1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
37.	Конструкторская	КИА НА. Перечень элементов	НРДК.421417.128ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
38.	Конструкторская	КИА НА. Перечень элементов	НРДК.421417.128ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
39.	Конструкторская	КИА НА. Перечень элементов	НРДК.421417.128ПЭ5.1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
40.	Конструкторская	КИА НА. Схема электрическая соединений	НРДК.421417.128Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
41.	Конструкторская	КИА НА. Схема электрическая подключения	НРДК.421417.128Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
42.	Конструкторская	КИА НА. Схема электрическая подключения к НА	НРДК.421417.128Э5.1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
43.	Конструкторская	КИА СГС	НРДК.421417.184	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
44.	Конструкторская	КИА СГС. Перечень элементов	НРДК.421417.184-01ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
45.	Конструкторская	КИА СГС. Перечень элементов	НРДК.421417.184ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
46.	Конструкторская	КИА СГС. Перечень элементов	НРДК.421417.184ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
47.	Конструкторская	КИА СГС. Схема электрическая соединений	НРДК.421417.184Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
48.	Конструкторская	КИА СГС. Схема электрическая подключения	НРДК.421417.184Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
49.	Конструкторская	КИА ПмЛ. Формуляр	НРДК.421417.187-01ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
50.	Конструкторская	КИА ПмЛ. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.421417.187ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
51.	Конструкторская	КИА ПмЛ. Руководство по эксплуатации	НРДК.421417.187РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
52.	Конструкторская	КИА ПмЛ. Формуляр	НРДК.421417.187ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
53.	Конструкторская	КПА БОКЗ-СВ	НРДК.421417.190	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
54.	Конструкторская	КПА БОКЗ-СВ. Формуляр	НРДК.421417.190-01ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
55.	Конструкторская	КПА БОКЗ-СВ. Перечень элементов	НРДК.421417.190ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
56.	Конструкторская	КПА БОКЗ-СВ. Формуляр	НРДК.421417.190ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
57.	Конструкторская	КПА БОКЗ-СВ. Схема электрическая общая	НРДК.421417.190Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
58.	Конструкторская	БНК. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.424349.053ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
59.	Конструкторская	БНК. Программа и методики конструкторско-доводочных испытаний	НРДК.424349.053ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
60.	Конструкторская	ТО БНК. Программа и методики испытаний на электромагнитную совместимость	НРДК.424349.075ПМ3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
61.	Конструкторская	ПБК	НРДК.464213.059	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
62.	Конструкторская	ПБК. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.464213.059ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
63.	Конструкторская	ПБК. Программа и методики конструкторско-доводочных испытаний	НРДК.464213.059ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
64.	Конструкторская	ПБК. Тепловой расчет	НРДК.464213.059РР1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
65.	Конструкторская	ПБК. Расчет надежности	НРДК.464213.059РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
66.	Конструкторская	ПБК. Расчет радиационной стойкости	НРДК.464213.059РР3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
67.	Конструкторская	ПБК. Схема электрическая соединений	НРДК.464213.059Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
68.	Конструкторская	ПБК. Схема электрическая подключения	НРДК.464213.059Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
69.	Конструкторская	ПБК НГМТЭ. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.464213.075ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
70.	Конструкторская	ПБК ТО	НРДК.464213.076	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
71.	Конструкторская	ПБК ТО. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.464213.076ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
72.	Конструкторская	ПБК ТО. Программа и методики испытаний на электромагнитную совместимость	НРДК.464213.076ПМ3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
73.	Конструкторская	ПБК ТО. Схема электрическая соединений	НРДК.464213.076Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
74.	Конструкторская	ПБК ТО. Схема электрическая подключения	НРДК.464213.076Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
75.	Конструкторская	Блок антенн	НРДК.464659.028	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
76.	Конструкторская	Блок антенн. Сборочный чертеж	НРДК.464659.028СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
77.	Конструкторская	Антенна 1	НРДК.464659.029	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
78.	Конструкторская	Антенна 1. Сборочный чертеж	НРДК.464659.029СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
79.	Конструкторская	Антенна 2	НРДК.464659.030	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
80.	Конструкторская	Антенна 2. Сборочный чертеж	НРДК.464659.030СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
81.	Конструкторская	Блок СВЧ	НРДК.468151.304	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
82.	Конструкторская	Блок СВЧ. Перечень элементов	НРДК.468151.304ПЭ3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
83.	Конструкторская	Блок СВЧ. Сборочный чертеж	НРДК.468151.304СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
84.	Конструкторская	Блок СВЧ. Схема электрическая принципиальная	НРДК.468151.304Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
85.	Конструкторская	ПБК КИА-1	НРДК.468212.079	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
86.	Конструкторская	ПБК КИА-1. Программа и методика приемо-сдаточных испытаний	НРДК.468212.079ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
87.	Конструкторская	ПБК КИА-1. Формуляр	НРДК.468212.079ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
88.	Конструкторская	ПБК КИА-1. Схема электрическая соединений	НРДК.468212.079Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
89.	Конструкторская	ПБК КИА-1. Схема электрическая подключения	НРДК.468212.079Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
90.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н	НРДК.468212.135	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
91.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н. Перечень элементов	НРДК.468212.135-01ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
92.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н. Формуляр	НРДК.468212.135-01ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
93.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н. Схема электрическая общая	НРДК.468212.135-01Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
94.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н. Программа и методика испытаний	НРДК.468212.135ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
95.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н. Перечень элементов	НРДК.468212.135ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
96.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н. Формуляр	НРДК.468212.135ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
97.	Конструкторская	КИА МикроБОКЗ-Н. Схема электрическая общая	НРДК.468212.135Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
98.	Конструкторская	Блок НЧ	НРДК.468369.885	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
99.	Конструкторская	Блок НЧ. Перечень элементов	НРДК.468369.885ПЭ3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
100.	Конструкторская	Блок НЧ. Сборочный чертеж	НРДК.468369.885СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
101.	Конструкторская	Блок НЧ. Схема электрическая принципиальная	НРДК.468369.885Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
102.	Конструкторская	Кабель К	НРДК.685612.162	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
103.	Конструкторская	Кабель К. Сборочный чертеж	НРДК.685612.162СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
104.	Конструкторская	Кабель К. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685612.162Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
105.	Конструкторская	Кабель КИА 1-1	НРДК.685612.216	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
106.	Конструкторская	Кабель КИА 1-1. Сборочный чертеж	НРДК.685612.216СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
107.	Конструкторская	Кабель КИА 1-1. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685612.216Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
108.	Конструкторская	Кабель КИА 2-1	НРДК.685612.217	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
109.	Конструкторская	Кабель КИА 2-1. Сборочный чертеж	НРДК.685612.217СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
110.	Конструкторская	Кабель КИА 2-1. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685612.217Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
111.	Конструкторская	Кабель КИА 1-2	НРДК.685612.218	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
112.	Конструкторская	Кабель КИА 1-2. Сборочный чертеж	НРДК.685612.218СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
113.	Конструкторская	Кабель КИА 1-2. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685612.218Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
114.	Конструкторская	Кабель КИА 2-2	НРДК.685612.219	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
115.	Конструкторская	Кабель КИА 2-2. Сборочный чертеж	НРДК.685612.219СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
116.	Конструкторская	Кабель КИА 2-2. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685612.219Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
117.	Конструкторская	Кабель 1	НРДК.685664.100	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
118.	Конструкторская	Кабель 1. Сборочный чертеж	НРДК.685664.100СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
119.	Конструкторская	Кабель 2	НРДК.685664.101	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
120.	Конструкторская	Кабель 2. Сборочный чертеж	НРДК.685664.101СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
121.	Конструкторская	Кабель 3	НРДК.685664.102	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
122.	Конструкторская	Кабель 3. Сборочный чертеж	НРДК.685664.102СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
123.	Конструкторская	Кабель 4	НРДК.685664.103	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
124.	Конструкторская	Кабель 4. Сборочный чертеж	НРДК.685664.103СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
125.	Конструкторская	Кабель 5	НРДК.685664.104	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
126.	Конструкторская	Кабель 5. Сборочный чертеж	НРДК.685664.104СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
127.	Конструкторская	Плата печатная	НРДК.687253.365	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
128.	Конструкторская	Плата печатная. Сборочный чертеж	НРДК.687253.365СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
129.	Конструкторская	Плата печатная	НРДК.687253.503	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
130.	Конструкторская	Плата печатная. Сборочный чертеж	НРДК.687253.503СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
131.	Конструкторская	Крышка	НРДК.711121.001	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
132.	Конструкторская	Крышка	НРДК.711121.002	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
133.	Конструкторская	Крышка	НРДК.711121.003	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
134.	Конструкторская	Кожух	НРДК.713454.005	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
135.	Конструкторская	Основание бленды	НРДК.714472.012	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
136.	Конструкторская	Контакт	НРДК.715513.125	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
137.	Конструкторская	Контакт	НРДК.715513.126	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
138.	Конструкторская	Вставка	НРДК.741128.900	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
139.	Конструкторская	Крышка СВЧ	НРДК.741128.901	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
140.	Конструкторская	Крышка антенны 1	НРДК.741128.905	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
141.	Конструкторская	Крышка антенны 2	НРДК.741128.906	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
142.	Конструкторская	Перемычка	НРДК.741128.943	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
143.	Конструкторская	Крышка технологического соединителя	НРДК.741128.967	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
144.	Конструкторская	Прокладка 1	НРДК.741134.618	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
145.	Конструкторская	Прокладка 2	НРДК.741134.619	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
146.	Конструкторская	Пластина	НРДК.741134.620	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
147.	Конструкторская	Крышка НЧ	НРДК.741134.621	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
148.	Конструкторская	Основание	НРДК.741134.640	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
149.	Конструкторская	Теплоотвод	НРДК.741134.671	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
150.	Конструкторская	Пластина резьбовая	НРДК.741134.673	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
151.	Конструкторская	Плита 1	НРДК.741144.094	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
152.	Конструкторская	Плита 2	НРДК.741144.095	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
153.	Конструкторская	Плита 3	НРДК.741144.096	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
154.	Конструкторская	Плита 4	НРДК.741144.097	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
155.	Конструкторская	Плита 5	НРДК.741144.098	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
156.	Конструкторская	Плита 6	НРДК.741144.099	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
157.	Конструкторская	Пластина	НРДК.741154.250	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
158.	Конструкторская	Пластина	НРДК.741154.251	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
159.	Конструкторская	Пластина резьбовая	НРДК.741154.252	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
160.	Конструкторская	Теплоотвод	НРДК.741168.281	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
161.	Конструкторская	Теплоотвод	НРДК.741168.282	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
162.	Конструкторская	Теплоотвод	НРДК.741168.283	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
163.	Конструкторская	Теплоотвод	НРДК.741168.284	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
164.	Конструкторская	Теплоотвод	НРДК.741168.285	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
165.	Конструкторская	Корпус	НРДК.741168.286	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
166.	Конструкторская	Крышка	НРДК.741168.287	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
167.	Конструкторская	Заглушка	НРДК.741168.288	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
168.	Конструкторская	Планка	НРДК.741168.289	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
169.	Конструкторская	Планка	НРДК.741168.290	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
170.	Конструкторская	Планка	НРДК.741168.291	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
171.	Конструкторская	Заглушка	НРДК.741168.292	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
172.	Конструкторская	Планка	НРДК.741168.293	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
173.	Конструкторская	Опора	НРДК.741168.294	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
174.	Конструкторская	Прижим	НРДК.741168.295	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
175.	Конструкторская	Опора	НРДК.741168.296	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
176.	Конструкторская	Крышка защитная	НРДК.741168.297	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
177.	Конструкторская	Пластина	НРДК.741168.298	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
178.	Конструкторская	Теплоотвод	НРДК.741168.299	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
179.	Конструкторская	Кронштейн	НРДК.741168.300	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
180.	Конструкторская	Корпус	НРДК.741168.301	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
181.	Конструкторская	Крышка	НРДК.741168.302	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
182.	Конструкторская	Крышка	НРДК.741168.303	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
183.	Конструкторская	Пластина	НРДК.741168.304	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
184.	Конструкторская	Крышка	НРДК.741168.306	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
185.	Конструкторская	Крышка верхняя	НРДК.741224.041	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
186.	Конструкторская	Панель передняя	НРДК.741474.925	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
187.	Конструкторская	Панель задняя	НРДК.741474.926	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
188.	Конструкторская	Панель передняя	НРДК.741474.927	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
189.	Конструкторская	Панель задняя	НРДК.741474.928	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
190.	Конструкторская	Корпус	НРДК.741542.029	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
191.	Конструкторская	Основание	НРДК.745342.003	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
192.	Конструкторская	Стойка	НРДК.746611.002	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
193.	Конструкторская	Стойка	НРДК.753231.022	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
194.	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754411.197	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
195.	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754411.198	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
196.	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754411.209	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
197.	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754411.210	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
198.	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754411.211	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
199.	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754469.405	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022
200.	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754469.432	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.003.016-2022

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненные в 2022 году исследования и эксперименты по каждому направлению темы Вектор дали вполне конкретные и, в известной степени, ожидаемые результаты:

1. В области развития теории и практики разработки, исследований и эксплуатации звездных датчиков ориентации (Раздел 1) детально исследованы вопросы влияния термоупругой деформации приборов на точность измерений. Разработаны критерии и методы фокусировки высокоточных оптических систем. Разработана методика и технология измерения функции рассеяния точки оптической системой звездных датчиков. Приведены данные о новых приборах звездной ориентации высокой точности для КА ДЗЗ следующего поколения. Вместе с более ранними публикациями выполненные в 2022 году работы в этом направлении последовательно уточняют и детализируют теоретические основы построения звездных датчиков ориентации, технологию их производства, исследования и испытаний.

2. Анализ космических и антропогенных факторов в формировании климата нашей планеты (Раздел 2.1) показал явное преобладание первых. Потепления и похолодания климата происходят циклически. Они синхронизированы с периодом изменения эксцентриситета орбиты Земли. На их величину оказывают влияние изменения наклона земной оси, которые также имеют свой период, который не синхронизирован с периодом изменения эксцентриситета орбиты. Человек, ежегодно сжигая огромное количество угля и газа, несомненно, вмешался в углеродный цикл планеты. В последние 200 лет он мог способствовать увеличению содержания углекислого газа в атмосфере, но тенденция к потеплению климата сформировалась на Земле гораздо раньше, примерно 15 тысяч лет тому назад.

3. Аналитическая записка, посвященная современным подходам к задачам обработки изображений (Раздел 2.2), говорит, с одной стороны, об успехах в области применения искусственного интеллекта при решении наземных задач, а с другой, указывает на то, что уже достигнутый уровень знаний и возможностей целесообразно использовать в космосе.

4. Работы по припланетной оптической навигации (Раздел 3) уже переходят в стадию внедрения в рамках проекта пилотируемого транспортного корабля, разрабатываемого РКК «Энергия». В рамках темы Вектор идет отработка технологии оптической навигации при сближении с Луной и в орбитальном полете. Публикация запланированных по этой теме статей временно приостановлена.

5. В разделе 4 приведены результаты проработки высокоскоростных интерфейсов и других элементов систем управления на основе новейшей элементной базы, а также с

учетом импортозамещения.

6. В целях сокращения сроков и стоимости в разделе 5 прорабатывается возможность использования при макетировании космической техники широко доступных электронных компонент, а также свободно распространяемого некоммерческого программного обеспечения. При этом показано, что в летных приборах необходимо использовать компоненты космического уровня качества. Рекомендуются покупать такие компоненты (СВЧ трансиверы, ПЛИС, память) у фирмы CASC (China Aerospace Science and Technology Corporation). Конференция CASC проходила в ИКИ в мае этого года.

7. Приведенное в разделе 6 решение об использовании в системе обеспечения теплового режима телескопа космического базирования термостабилизирующей бленды на основе теплового аккумулятора вблизи температуры фазового перехода его рабочего тела можно считать несколько рискованным. Но в случае успеха оно позволит получить очень компактное и технологичное конструкторское решение, минимизировать массу и энергопотребление системы обеспечения теплового режима и телескопа в целом. Публикация материалов по этой теме временно приостановлена.

8. В разделе 7 приводятся сведения об оснащенности института нормативно-технической документацией.

9. План работ по теме Вектор на 2022 год полностью выполнен.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Публикации по теме ВЕКТОР

Всего научных публикаций в 2022 г. – 12, в т.ч. статьи в зарубежных изданиях – отсутствуют, статьи в отечественных научных рецензируемых журналах – 10, статей в сборниках материалов и трудов конференций – 1, тезисов конференций – 1.

Статьи в отечественных научных рецензируемых журналах

1. Строилов Н.А., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Василейская А.Н., Воронков С.В., Никитин А.В., Форш А.А. Критерии и методы фокусировки высокоточных оптических измерительных систем // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 119-130. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2531> DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-3-119-13.
2. Брысин Н.Н., Филиппова О.В., Шевелев В.Е. Влияния термоупругой деформации на точность измерения в звездных датчиках ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. – одобрена к публикации.
3. Строилов Н.А., Базина Е.А., Купцов Т.В., Никитин А.В., Эльяшев Я.Д., Юматов Б.А. Определение функции рассеяния точки оптической системы звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. – одобрена к публикации.
4. Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Василейская А.Н., Воронков С.В., Кобелева А.А., Строилов Н.А. Прибор звездной ориентации высокой точности для КА ДЗЗ нового поколения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 114-118. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2530> DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-3-114-118.
5. Аванесов Г.А., Михайлов М.В. Человек и климат // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2022. Т. 19. № 3. С. 9 – 20. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2519> DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-3-9-20.
6. Аванесов Г.А., Михайлов М.В. Космические и антропогенные факторы в формировании климата Земли // Земля и вселенная. 2022. №3 (345). С. 30 – 46. DOI: 10.7868/S0044394822030033.
7. Юматов Б. А., Белинская Е. Б., Бессонов Р.В., Василейская А.Н. Обзор современных подходов к обработке изображений в задачах исследования космоса // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 4. С. 9–22. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2558> DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-4-9-22.
8. Бережков А.В., Бессонов Р.В. Средства экспериментальной отработки задач

сближения и стыковки космических аппаратов для технического обслуживания и ремонта в космосе // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 4. С. 103–110. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2550> DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-4-103-110.

9. Дятлов Н.С., Глазкин Д.Н., Ануфрейчик К.В., Чулков И.В. и др. Резервированная система управления вентильными двигателями для научной аппаратуры автоматических космических миссий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы (подготовлена, в процессе рассмотрения).

10. Кадацкий Е.Ю., Никифоров А.В., Ануфрейчик К.В., Чулков И.В. Реализация протоколов UDP и TCP на ПЛИС для применения в контрольно-испытательной аппаратуре бортовых систем // (подготовлена).

Статьи в сборниках материалов и трудов конференций

1. Полякова Т.В., Косов А.С. Разработка геометрической модели космического прибора в составе многокомпонентной механической системы // Труды XXIII Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов «Научные исследования и разработки в области авиационных, космических и транспортных систем» (АКТ-2022) - Воронеж, ООО Фирма «Элист», 2022. – 7 с. (принята к публикации).

Тезисы конференций.

1. Полякова Т.В., Косов А.С. Конечно-элементное моделирование космического прибора в составе многокомпонентной механической системы // Авиакосмические технологии (АКТ-2022): Тезисы XXIII Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. – Воронеж: ООО Фирма «Элист»; 2022. – 92 с. С.84-85.