

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

И.о. директора

Федерального государственного
бюджетного учреждения науки

Института космических исследований

Российской академии наук

член-корреспондент РАН

А.А. Петрукович

12 2023 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 2)

Тема ВЕКТОР

FFWG-2022-0011

Научный руководитель

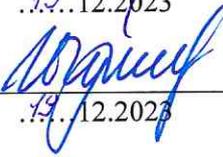
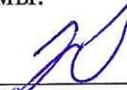
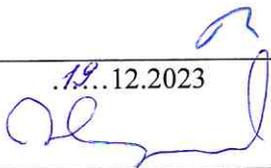
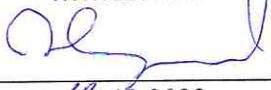
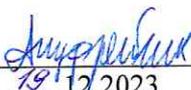
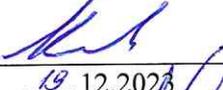
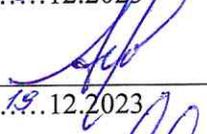
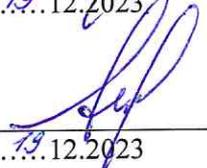
д.т.н. _____ Г.А. Аванесов

« 19 » 12 2023 г.

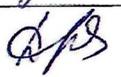
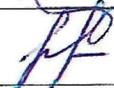
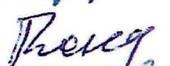
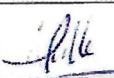
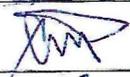
Москва

2023

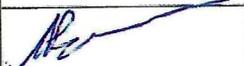
СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Руководитель темы г.н.с., д.т.н.	19..12.2023	Аванесов Г.А.
Зам. руководителя темы	19..12.2023	Чулков И.В.
Ответственные исполнители разделов темы:		
Заведующий отделом 57, д.т.н.	19..12.2023	Бессонов Р.В. (Раздел 1)
Старший научный сотрудник, к.т.н.	19..12.2023	Гришин В.А. (Раздел 2)
Старший научный сотрудник, к.ф.-м.н.	19..12.2023	Жуков Б.С. (Раздел 3)
Начальник лаборатории 711	19..12.2023	Ануфрейчик К.В. (Раздел 4)
Заведующий лабораторией 645, д.т.н.	19..12.2023	Косов А.С. (Раздел 5)
Главный научный сотрудник, д.т.н.	19..12.2023	Аванесов Г.А. (Раздел 6)
Нормоконтролер	19..12.2023	Аванесов Г.А.

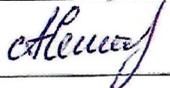
СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ ПО ОТДЕЛАМ
Исполнители отдела 57

Должность, ученая степень, ученое звание	Дата	Подпись	ФИО	Номера разделов отчета, в работе по которым принимал участие исполнитель
главный научный сотрудник, д.н.	19.12.2023		Аванесов Г.А.	Разделы 1,2,3,6
ведущий инженер	19.12.2023		Белинская Е.В.	Раздел 1
ведущий конструктор	19.12.2023		Белов В.Ю.	Раздел 6
главный специалист	19.12.2023		Бережков А.В.	Раздел 6
зав отдела, д.н.	19.12.2023		Бессонов Р.В.	Раздел 1
ведущий научный сотрудник, к.н.	19.12.2023		Брысин Н.Н.	Раздел 3
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2023		Воронков С.В.	Раздел 1
конструктор	19.12.2023		Дементьев В.Ю.	Раздел 1
главный конструктор проекта	19.12.2023		Дроздова Т.Ю.	Раздел 6
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2023		Жуков Б.С.	Разделы 2,3,6
ведущий инженер	19.12.2023		Кобелева А.А.	Раздел 1
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2023		Кондратьева Т.В.	Раздел 2
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2023		Никитин А.В.	Раздел 6
главный конструктор проекта	19.12.2023		Полянский И.В.	Раздел 2
младший научный сотрудник	19.12.2023		Прохорова С.А.	Раздел 6
научный сотрудник	19.12.2023		Сметанин П.С.	Раздел 2
научный сотрудник	19.12.2023		Строилов Н.А.	Разделы 1,2,6
младший научный сотрудник	19.12.2023		Эльяшев Я.Д.	Разделы 1,6
младший научный сотрудник	19.12.2023		Юматов Б.А.	Раздел 1

Исполнители отдела 64

Должность, ученая степень, ученое звание	Дата	Подпись	ФИО	Номера разделов отчета, в работе по которым принимал участие исполнитель
ведущий конструктор	19.12.2023		Боровский Р.Э.	Раздел 5
зав. лабораторией 645, д.н.	19.12.2023		Косов А.С.	Раздел 5
зав. лабораторией, к.н.	19.12.2023		Скулачев Д.П.	Раздел 5
ведущий конструктор	19.12.2023		Рожков В.С.	Раздел 5
ведущий инженер	19.12.2023		Рожков Л.С.	Раздел 5

Исполнители отдела 71

Должность, ученая степень, ученое звание	Дата	Подпись	ФИО	Номера разделов отчета, в работе по которым принимал участие исполнитель
начальник лаборатории 711	19.12.2023		Ануфрейчик К.В.	Раздел 4
старший научный сотрудник, к.н.	19.12.2023		Гришин В.А.	Раздел 2
инженер	19.12.2023		Кишко М.В.	Раздел 4
инженер	19.12.2023		Матюхин А.А.	Раздел 4
ведущий инженер	19.12.2023		Никифоров А.В.	Раздел 4
главный специалист	19.12.2023		Семенов А.В.	Раздел 4

РЕФЕРАТ

Отчет содержит 310 страниц, 199 рисунков, 33 таблиц, 79 источников.

Ключевые слова: КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ, НАДЕЖНОСТЬ, НАВИГАЦИЯ, ОРИЕНТАЦИЯ, ПЕРЕДАЧА ДАННЫХ, ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ, ЗВЕЗДНЫЕ КАТАЛОГА, ОРБИТА, СБЛИЖЕНИЕ КА, ПОСАДКА, УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ.

В 2023 году работы по теме «Вектор» велись по 6 направлениям. Результаты работ приведены в соответствующих разделах отчета.

Раздел 1. Разработка методов и средств повышения точности измерения параметров ориентации летательных аппаратов. Оптимизация звездных каталогов датчиков ориентации космических аппаратов.

Раздел содержит 33 страницы, 18 рисунков, 3 таблицы, 17 источников.

Работы по оптимизации звездных каталогов для датчиков ориентации КА с 2019 года ведутся в ИКИ РАН в рамках темы «Вектор». За это время на основе фундаментальных каталогов SAO, Hipparcos и Gaia создан «Базовый каталог звезд» а также математическое обеспечение для работы с ним. В приводимых ниже материалах подводятся итоги работы в целом, начиная с 1965 года. По материалам работ 2023 года подготовлены и приняты к печати 2 статьи:

1. Аванесов Г.А., Эльяшев Я.Д. Особенности проектирования звездных каталогов для датчиков ориентации КА // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы* – принята к печати.

2. Дементьев В.Ю. Высокоточный звездный датчик ориентации нового поколения. Особенности конструкции и алгоритма работы // XX Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования». Сборник трудов, 12-14 апреля 2023г. ИКИ РАН. – принята к печати.

Раздел 2. Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также для посадки на Луну

Раздел содержит 51 страницы, 22 рисунка, 6 таблиц, 31 источников.

Целями работы на данном этапе являются отработка методов и алгоритмов обработки информации в системах автономной оптической навигации, оценки ошибок навигации для разных высот полета над поверхностью Луны, уточнение области применимости сверхширокоугольных камер для решения задач распознавания и измерения, оценка точности

относительной навигации по трехмерным изображениям.

Работы проводились путем моделирования на специально разработанном и изготовленном стенде. Выполнены также натурные навигационные измерения по снимку лунной поверхности, полученному камерой СТС-Л, установленной на КА «Луна-25». Кроме моделирования использованы также расчетно-теоретические и аналитические методы оценки погрешностей.

В результате проведенных работ были проверены и показали свою эффективность принципы построения и аппаратный состав системы автономной оптической навигации, отработаны алгоритмы обработки видеoinформации, экспериментально подтверждены предварительные оценки точности навигации. Область применения – системы припланетной навигации включая навигацию на окололунных орбитах, а также системы относительной навигации при сближении и стыковке с некооперирующими космическими аппаратами.

В отчетном году по вопросам автономной оптической навигации выпущены или подготовлены к печати следующие статьи:

1. Жуков Б.С., Аванесов Г.А., Лискив А.С., Сметанин П.С. Стендовая и натурная отработка оптической системы автономной припланетной навигации на окололунных орбитах // Космические исследования. – принята к публикации.

2. Гришин В. А., Строилов Н. А. Трансформация изображений, формируемых сверхширокоугольными объективами // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. Т. 20. № 4. С. 45–59. DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-4-45-59

3. Grishin V. A. Accuracy of Relative Navigation Using Time-of-Flight Cameras // Journal of Spacecraft and Rockets, 2023, vol. 60, issue 2, pp. 471-480.

Раздел 3. Разработка теплового макета телескопа космического базирования и средств для его исследований и испытаний

Раздел содержит 100 страницы, 77 рисунков, 16 таблиц, 6 источников.

Объектом исследования являются температурные поля телескопа космического базирования.

Цель работы – разработка теплового макета орбитального телескопа и его экспериментальное исследование.

Этапы и сроки выполнения:

Этап-1: Разработка физико-технического обоснование проекта и проведение предварительных исследований и экспериментов. Январь – декабрь 2022. НТО по теме «Вектор» за 2022 год

Этап-2: Разработка тепловой модели орбитального телескопа, изготовление теплового

макета орбитального телескопа с теплоаккумулирующей блендой, доработка термовакуумной камеры, разработка и изготовление оснастки и оборудования для проведения испытаний, разработка методики и программы исследований и испытаний.

Январь – декабрь 2023 год – НТО.

Этап-3: Проведение исследований и испытаний и испытаний теплового макета орбитального телескопа, сравнение результатов испытаний с математической моделью. Подготовка итогового отчета.

Январь – декабрь 2024 год – НТО, протоколы испытаний.

По материалам работ 2023 года подана заявка на регистрацию полезной модели № 2023125907 «Теплоаккумулирующая панель для приборного отсека космического аппарата»

Принята к печати статья: Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Брысин Н.Н., Зайцев М.А. Стабилизация теплового режима съемочной системы в условиях космического полета // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023.

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

Раздел содержит 8 страниц, 5 рисунков, 1 таблицу, 5 источников.

Объектом исследований является создание высоконадежных систем управления научной аппаратуры и оптимизация наземной экспериментальной их отработки.

Целями работы является выбор микросхем (процессора) для реализации компактного решения процессорного модуля управления научной аппаратуры с учетом санкционных ограничений и сложностей с отечественным производством по целому ряду позиций. Второй целью работы является оптимизация наземной экспериментальной отработки систем управления и непосредственно научной аппаратуры как с точки зрения создания контрольно-испытательной аппаратуры, так и организации самого процесса отработки.

Методами проведения работы является анализ параметров процессоров, макетирование систем с использованием отладочных модулей процессоров, а также унификация блоков контрольно-испытательной аппаратуры.

Результатами работы является конкретизация областей, в которых целесообразно использовать каждый из двух рассмотренных процессоров. Кроме того результатами работы является сокращение сроков разработки и удешевление контрольно-испытательной аппаратуры.

Результаты НИР целесообразно использовать в указанных выше областях.

В условиях санкций полученные результаты имеют высокую значимость в связи с жесткими ограничениями на поставки в Россию современных процессоров.

Работа в указанных направлениях будет продолжаться.

В отчетном году по вопросам и по тематике раздела выпущены или подготовлены к печати следующие статьи:

1. Матюхин А.А., Коновалов А.А., Пузанова Д.А., Ануфрейчик К.В., Тимонин Д.Г., Буторкин А.С., Никифоров А.В. Разработка контрольно-измерительной аппаратуры с модульной архитектурой для наземной обработки научной аппаратуры космического применения. // Современные технологии автоматизации (Журнал «СТА»). 2023. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)

2. Кишко М.В., Ануфрейчик К.В., Корчагина А.А., Стрельников Д.В., Семенов А.В. Особенности наземной экспериментальной обработки интерфейсов информационного обмена комплексов целевой и научной аппаратуры // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2023. Т. 195. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)

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

Раздел содержит 16 страниц, 16 рисунков, 10 источников.

Объектом исследования является структура канала передачи научных данных космического аппарата (КА) «Чибис-АИ» с использованием цифровых технологий Software Define Radio (SDR) на базе программного пакета GNU Radio 3.10.

Целью работы является увеличение скорости передачи информации до заданного уровня путем создания дополнительных нестандартных блоков, разработка конкретных вариантов построения блоков SDR, реализация и проверка каналов передачи данных, соответствующих заданным исходным данным на каналы передачи информации. В том числе одной из целей работы является выполнение экспериментальной проверки характеристик каналов связи с технологическим образцом передатчика.

В процессе работы проводились экспериментальные исследования и измерения параметров каналов связи.

В результате исследований решена проблема увеличения скорости передачи информации до заданного уровня путем создания дополнительных нестандартных блоков. Предложены конкретные варианты построения блоков SDR. Реализованы и проверены каналы передачи данных, соответствующие заданным исходным данным на каналы передачи информации. Выполнена экспериментальная проверка характеристик каналов связи с

технологическим образцом передатчика. Новизной представляемой работы является создание специализированных программных модулей для пакета GNU Radio, что позволило реализовать требуемые скорости передачи целевой информации.

Областью применения результатов является создание каналов передачи научных данных КА «Чибис-АИ» с использованием цифровых технологий SDR на базе программного пакета GNU Radio 3.10.

Результаты НИР целесообразно применять для создания цифровых каналов передачи научных данных для малых спутников. В настоящее время число таких спутников, создаваемых в разных странах, неуклонно растет. Ожидается, что рынок малых спутников регистрирует среднегодовой темп роста более 14 % в течение ближайших 5 лет.

В отчетном году по вопросу построения канала передачи научных данных КА «Чибис-АИ» выпущены или подготовлены к печати следующие статьи:

1. Косов А.С., Рожков В.С., Рожков Л.С., Скулачев Д.П. Цифровые каналы приема/передачи данных космических аппаратов // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 3. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.3.4>
2. Скулачев Д.П., Косов А.С. Моделирование лунного реголита на СВЧ // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 2. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.2.9>
3. Скулачев Д.П., Косов А.С. Быстродействие АЦП в СВЧ радиометре // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 2. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.2.8>
4. Скулачев Д.П., Косов А.С. Особенности применения металлизированной ткани для экранирования безэховой камеры // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 4. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.4.1>
5. Косов А.С., Рожков В.С., Рожков Л.С. Каналы передачи научной информации космического аппарата «Чибис–АИ» // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 8. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.8.4>
6. Kosov A.S., Gusev A.V., Ping J.S., Roshkov L. S., Roshkov V. S. Luna-27 lander and Luna-26 orbiter navigation by means of Radio Beacon deployed on the Luna-27 lander // The fourteenth Moscow solar system symposium (14M-S3). IKI RAS. 9 - 13 October 2023.
7. Ping J.S., Kosov A., Xiao L.W., Gusev A.V., Sun J., Chen L., Wang Z.R., Jin H.B. To promote a joint space-time reference datum on the moon // The fourteenth Moscow solar system symposium (14M-S3). IKI RAS. 9 - 13 October 2023.

Раздел 6. Разработка оптического солнечного датчика ориентации на основе фотодиодов (ОСД-Фд)

Раздел содержит 72 страницы, 61 рисунок, 7 таблиц, 10 источников.

Цель работы – замещение импортных элементов отечественными.

На 2023 год запланирована разработка обоснования проекта и математической модели прибора, макетирование основных элементов прибора и средств для его испытаний и исследований.

Разработка прибора и его испытания запланированы на 2024 год.

Решение о производстве прибора ОСД-Фд будет принято по результатам испытаний.

По материалам работ в 2023 году получено свидетельство о регистрации программы для ЭВМ 2023664873 «*Моделирование прибора солнечной ориентации на фотодиодах*».

Приняты к печати статьи:

1. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Никитин А.В. Математическая модель солнечного датчика ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. № 4. С. 89-97. DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-4-89-97.

2. Сведе-Швец А.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А., Эльяшев Я.Д. Разработка алгоритма работы широкоугольного солнечного датчика на основе матричного фотоприемника // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. № 4. С. 60-68. DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-4-60-68.

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ	14
ВВЕДЕНИЕ	17
Раздел 1. Разработка методов и средств повышения точности измерения параметров ориентации летательных аппаратов. Оптимизация звездных каталогов датчиков ориентации космических аппаратов	19
1.1 История проблемы	19
1.2 Особенности применения звездных каталогов в датчиках ориентации КА	26
1.3 Базовый каталог звезд для датчиков ориентации КА.....	33
1.4 Оценка влияния шумовых факторов на точность измерения координат звезд	41
Заключение по разделу 1	47
Раздел 2. Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также для посадки на Луну.....	53
2.1 Отработка оптической системы автономной припланетной навигации на окололунных орбитах	54
2.2 Результаты натуральных навигационных измерений по снимку лунной поверхности, полученному камерой СТС-Л, установленной на КА «Луна-25».....	65
2.3 Метод оценки искажений, возникающих при трансформации изображений, формируемых сверхширокоугольными объективами к модели центральной проекции.....	68
2.4 Оценка потенциальной точности относительной навигации космических аппаратов при использовании массива отсчетов дальности (трехмерных изображений)	86
Заключение по разделу 2.....	101
Раздел 3. Разработка теплового макета телескопа космического базирования и средств для его исследований и испытаний	105
3.1 Тепловой макет телескопа.....	106
3.2 Моделирование тепловых режимов телескопа	150
3.3 Установка для исследования теплового режима телескопа	181
3.4 Программа и методика эксперимента	195
Заключение по разделу 3	203
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.....	206
4.1 Построение процессорного модуля для компактных систем управления научной аппаратуры.....	206

4.2 Обработка высокоинформационных интерфейсов между системой управления и научной аппаратуры.....	210
4.3 Результаты	213
Заключение по разделу 4.....	213
Раздел 5 Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований.....	215
5.1 Каналы передачи научной информации космического аппарата «Чибис-АИ».....	215
5.2 Описание канала передачи данных в S частотном диапазоне.....	216
5.3 Описание канала передачи данных в X частотном диапазоне	221
5.4 Измерение скорости ошибок (bt error rate, BER) SDR передатчиков	228
Заключение по разделу 5.....	230
Раздел 6. Разработка оптического солнечного датчика ориентации на основе фотодиодов (ОСД-Фд).....	232
6.1 Оптический солнечный датчик ориентации на основе фотодиодов (ОСД-Фд).....	234
6.2 Компоновка оптических головок на основе одиночных и 4-х площадных фотодиодов.....	253
6.3 Подходы к решению проблемы достоверности и точности измерений	262
6.4 Моделирование и макетирование ОСД-Фд.....	271
Заключение по разделу 6.....	302
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	305
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	309

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

В настоящем отчете применяют следующие сокращения и обозначения:

CASC	–	China Aerospace Science and Technology Corporation
Gaia	–	Global Astrometric Interferometer for Astrophysics
LOLA	–	Lunar Orbiter Laser Altimeter
LRO	–	Lunar Reconnaissance Orbiter
LROC	–	Lunar Reconnaissance Orbiter Camera
SAO	–	Smithsonian Astrophysical Observatory
SDR	–	Software Defined Radio
ToF	–	Time-on-Flight
АДН	–	аналоговый датчик наведения
АМПК	–	алюминиевые микроканальные пластины
АМС	–	автоматические межпланетные станции
АЦП	–	аналогово-цифровой преобразователь
БОД	–	блок обработки данных
БОКЗ	–	блок определения координат звезд
БЭСМ-4	–	большая (быстродействующая) электронно-счетная машина
ВГА	–	верхняя граница атмосферы
ВСИ	–	высокоскоростные интерфейсы
ВСК	–	внутренняя система координат
ГХ	–	газовая хроматография
ГХ/МС	–	хромато-масс-спектрометрический
ЕМР	–	единица младшего разряда
ИИКП	–	ионизирующее излучение космического пространства
ИК	–	инфракрасный
ИКИ РАН	–	Федеральное государственное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук
ИСК	–	инерциальная геоцентрическая система координат текущей эпохи
ИСП-АЭС	–	метод атомно-эмиссионной спектроскопии с индуктивно связанной плазмой
КА	–	космический аппарат
КАМ-С	–	камера ближней зоны
КИА	–	контрольно-испытательная аппаратура
КМОП	–	комплементарная структура металл-оксид-полупроводник
КМСС	–	Комплекс многозональной спутниковой съемки
КСЯ	–	коэффициент спектральной яркости

КТ	–	контрольные точки
КЦА	–	комплекс целевой аппаратуры
МВС	–	многопроцессорная вычислительная система
МИО	–	монитор информационного обмена
МКС	–	Международная Космическая Станция
НСИ	–	низкоскоростные интерфейсы
ОГ	–	оптическая головка
ОГ-ЗД	–	оптическая головка звездного датчика
ОГ-УНК	–	оптическая головка узкоугольной навигационной камеры
ОГ-ШНК	–	оптическая головка широкоугольной навигационной камеры
ОЗД	–	оптический солнечный датчик
ОСД-Фд	–	оптический солнечный датчик на основе фотодиодов
ОЭА ВР	–	оптико-электронная аппаратура высокого разрешения
ПГСК	–	планетографическая система координат
ПЗС	–	прибор с зарядовой связью
ПЗУ	–	постоянное запоминающее устройство
ПК	–	персональный компьютер
ПЛИС	–	программируемая логическая интегральная схема
ПО	–	программное обеспечение
ПСК	–	приборная система координат
ПСТ	–	подспутниковая точка
ПЦАВВ	–	плата цифро-аналогового ввода/вывода
ПЭВМ	–	персональная электронно-вычислительная машина
РКК «Энергия»	–	Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
САПР	–	система автоматизированного проектирования
СД	–	солнечный датчик
СК	–	система координат
СКО	–	среднеквадратичное отклонение
СКП	–	система координат прибора
СОТР	–	система обеспечения температурного режима
СТС-Л	–	служебная телевизионная система
ТВК	–	термовакuumная камера
ТИЗ	–	тепловой имитатор Земли
ТСНН	–	Телевизионная система навигации и наблюдения
УЗ	–	ультразвуковой

УДК	–	универсальная десятичная классификация
УНК	–	узкоугольная навигационная камера
ФРТ	–	функция рассеяния точки
ЦКП ИХА РТУ МИРЭА	–	Центр коллективного пользования «Инструментальный химический анализ и комплексное исследование веществ и минералов» «МИРЭА – Российский технологический университет»
ЦТС	–	циклограмма тепловых состояний
ШИМ	–	широтно-импульсная модуляция
ШНК	–	широкоугольная навигационная камера
ЭВМ	–	электронно-вычислительная машина
ЭВТИ	–	экранны-вакуумная теплоизоляция

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 1.3 Физические науки «Программы фундаментальных научных исследований в Российской Федерации на долгосрочный период 2021-2030 гг.».

Традиционно тема «Вектор» в ИКИ РАН включает в себя инициативные разработки или те их разделы, которые по разным причинам не оплачиваются заказчиками. Инициативными в свое время были разработки звездных и солнечных датчиков ориентации, ставшие сегодня важным элементом систем управления большинства отечественных КА. Инициативными были и разработки съемочных систем, например для КА «Метеор» КМСС и КМСС-М, которые с 2009 года стали штатным инструментом КА этой серии.

На основе разработок звездных и солнечных датчиков ориентации и съемочных систем различного типа в ИКИ РАН, десятилетия тому назад, начала складываться концепция оптической системы автономной навигации в окрестностях планет и малых тел солнечной системы. Несколько лет тому назад она, наконец, оказалась востребованной космическим сообществом. Ее разработка получила финансирование. Однако есть множество примеров разработок, которые никогда не получали и вряд ли когда-нибудь получат финансирования от заказчиков приборов. Список таких разработок весьма обширен.

Заказчиками никогда не финансировались разработки звездных каталогов, составляющих метрологическую основу звездных датчиков ориентации. Не имела финансирования со стороны заказчиков разработка каталогов контрольных точек на земной и лунной поверхности, технология их распознавания и ведущийся на протяжении многих лет набор статистики для оценки их надежности. Как правило, не имеют финансирования разработки специального программно-математического обеспечения для наземной отработки сложных приборов и комплексов.

Общим для перечисленных направлений работ является то, что их очень трудно планировать. Не всегда ясен конечный результат работы. Почти никогда не удается заранее оценить ожидаемые трудозатраты.

Предоставляемое Министерством науки финансирование темы «Вектор» в значительной степени создает возможности для ведения перспективных и, зачастую, очень нужных для страны разработок, что очень важно для института.

Ниже, в 6 разделах настоящего отчета представлен ряд разработок, которые, по мнению специалистов и руководства ИКИ РАН имеют перспективы дальнейшего развития и будут со временем востребованы как со стороны науки, так и со стороны отечественной космической промышленности.

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 и программно-аппаратных средств для проведения научных исследований и решения прикладных задач в космосе

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. Оптимизация звездных каталогов датчиков ориентации космических аппаратов

Исполнители: отв. исп.: д.т.н., г.н.с. Г.А. Аванесов, Я.Д. Эльяшев, Н.А. Строилов, О.В. Филиппова, Б.А. Юматов

Заимствованные из авиации приборы для определения направления на звезды появились на борту КА в самом начале космической эры и эксплуатировались на протяжении нескольких десятилетий. Они постоянно совершенствовались и достигли высокой степени совершенства, но сохранили при этом свой главный недостаток: чтобы измерить направление на звезду, прибор надо было сначала навести на нее с некоторой точностью. Каталоги этих приборов содержали около 20 наиболее ярких звезд, которые стали называться навигационными. Соответственно, угловые расстояния между ними были большими, а перенацеливание приборов требовало времени. В результате, астрокоррекция гироскопов КА становилась сложной и продолжительной процедурой, а достижимая при этом результирующая точность измерений была не лучше одной угловой минуты. Космической технике требовался звездный датчик способный за доли секунды зафиксировать изображение произвольного участка небесной сферы, распознать на нем звезды и, зная их небесные координаты, рассчитать текущие значения трехосной ориентации КА в инерциальном пространстве. Именно такие приборы, содержащие в себе съемочную камеру на основе ПЗС матрицы и микропроцессор, в памяти которого размещен достаточно большой всенебесный звездный каталог, были созданы в ИКИ РАН и внедрены в отечественную космическую технику в промышленном масштабе в конце девяностых годов прошлого века.

1.1 История проблемы

В условиях полета в космосе гироскопические приборы, обладая высокой точностью измерения угловой скорости, постепенно накапливают ошибку по углу. Звездные датчики

ориентации не отличаются высокой точностью измерения угловой скорости. Их преимущество перед гироскопами заключается в том, что они способны с высокой точностью измерять абсолютное значение углового положения летательного аппарата в инерциальном пространстве. Метрологическую основу датчиков ориентации образуют звездные каталоги, которые должны адаптироваться с учетом параметров приборов.

С появлением звездных датчиков ориентации способных работать по полю звезд, астрокоррекция гироскопов значительно упростилась и постепенно стала практически непрерывной фоновой процедурой. Звездные датчики ориентации и гироскопы начали использоваться совместно. При этом значительно снизились требования к гироскопам в части уходов по углу, а результирующая точность измерений параметров ориентации улучшилась сначала до единиц угловых секунд, а к настоящему времени до ее десятых долей.

Точность измерений параметров ориентации в приборах первого поколения ограничивалась форматом и линейными размерами ПЗС матриц. При типичных форматах ПЗС матриц 512 x 512 и 1024 x 1024 пикселей и их размерах 16 x 16 мкм обычным было поле зрения прибора от 8° x 8° до 16° x 16°. Формировалось оно малогабаритной, короткофокусной оптикой. Соответствующим было и угловое разрешение приборов - порядка 1'/пиксель. При этом обычным был размер анализирующей апертуры до 5 x 5 пикселей – на такое количество пикселей проецировалось изображение наиболее ярких звезд. Учитывая высокую заселенность значительных по площади участков небесной сферы, не трудно понять, что на площади в 5 x 5 пикселей могут располагаться целые созвездия.

Огромная разница в угловом разрешении звездных приборов и астрономических инструментов, с помощью которых составляются звездные каталоги, приводит к тому, что измеренные звездными датчиками ориентации координаты звезд зачастую отличаются от значений, указываемых в звездных каталогах [1].

Несоответствие измеренных и каталожных значений координат звезд приводит к ошибкам вычисления параметров ориентации, заметность которых растет по мере совершенствования звездных датчиков. Однако отсутствие достаточной статистики измерений, а также недостаток средств и методов обработки данных долгое время не позволяли сформировать надежную доказательную базу для подтверждения наблюдаемого явления и его количественной оценки.

Позднее, после 2010 года появилась возможность использовать в звездных датчиках ориентации следующего поколения КМОП матриц более крупного формата, до 4096 x 4096, но с пикселями размером 5,5 x 5,5 мкм. Соответственно уменьшился до примерно 1' x 1' и размер анализирующей апертуры. Точность измерения параметров ориентации возросла при этом до десятых долей угловой секунды. Однако проблема несоответствия измеренных звездными

датчиками координат звезд никуда не девается. Тем более что приборам первого и второго поколений предстоит долгое время существовать параллельно.

В создании звездных каталогов для датчиков ориентации КА в ИКИ РАН просматривается несколько этапов:

- съемка звезд для решения навигационных задач с земной поверхности и с борта пилотируемых станции «Салют-2» и «Салют-3» с помощью фотографической техники, разработка технологии локализации и распознавания звезд с помощью ЭВМ: 1966 – 1976 годы;

- съемка звезд для решения навигационных задач с земной поверхности с помощью первых, разработанных в институте телевизионных камер на основе ПЗС матриц, разработка и совершенствование технологии машинной обработки снимков звезд: 1974 – 1983 годы;

- разработка совместно с Народным предприятием «Карл-Цейсс» Йена оптического звездного датчика (ОЗД) для орбитальной космической станции «Мир» и звездного каталога для него на 8500 звезд на основе каталога SAO: 1981 – 1991 годы;

- разработка навигационной камеры для проекта «Марс-96» и блоков определения координат звезд (БОКЗ) для Международной космической станции и связанных геостационарных КА «Ямал-100» и «Ямал-200», начало мелкосерийного производства приборов для других проектов, составление обновленного бортового каталога на 8713 звезд на основе каталога SAO: 1991 – 2000 годы;

- разработка различных модификаций приборов БОКЗ и их внедрение в системы управления изделий космической техники на отечественных предприятиях; составление для них бортовых звездных каталогов;

- подготовка и проведение эксперимента по исследованию работы звездных приборов в реальных условиях эксплуатации на борту КА «Ресурс-П» № 3: 2000 – 2016 годы;

- обработка материалов эксперимента на КА «Ресурс-П» № 3, разработка технологии построения Базового звездного каталога на основе каталогов SAO, Hipparcos и Gaia, разработка специального математического обеспечения для работы с базовым каталогом: 2016 – 2023 годы.

Регулярные работы по наблюдению звезд небесной сферы в интересах решения навигационных задач начались в ИКИ РАН, фактически, с момента его создания в 1965 году.

Следует иметь в виду, что в то время для съемки звезд и земной поверхности использовалась исключительно фотографическая техника. При этом очень актуальной считалась задача автоматизации процесса геопривязки космических снимков. Для решения этой и ряда сопутствующих задач по предложению ИКИ РАН на пилотируемых станциях «Салют – 2, 3» в 1970 – 1973 гг. был поставлен эксперимент по синхронной съемке звезд небесной сферы и объектов земной поверхности. Для этого в ИКИ РАН была выполнена доработка аэрофотоаппаратов АФА БА, рисунок 1.1. На каждой станции устанавливалось по

два фотоаппарата: для съемки звезд - в жилом отсеке, для съемки земной поверхности – в переходном отсеке. Одновременность съемки обеспечивалась специальным синхронизирующим устройством. В фотоаппаратах подсвечивались часы и координатные метки, что затем использовалось при обработке данных.

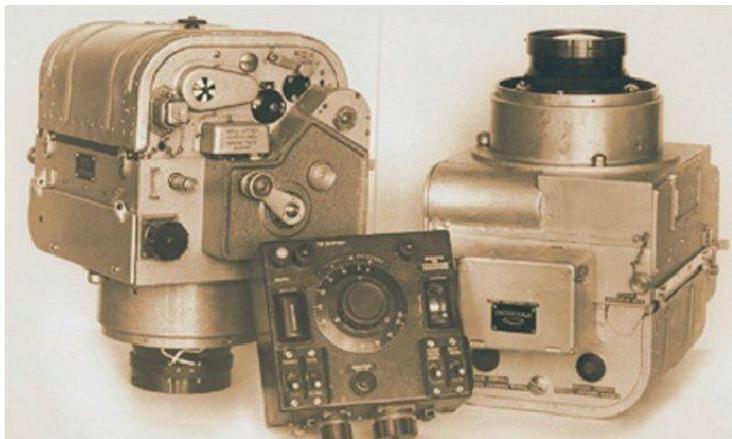


Рисунок 1.1 - Аэрофотоаппараты АФА БА-210, адаптированные для установки на станцию «Салют»

К моменту проведения эксперимента в ИКИ РАН были подготовлены средства обработки данных. Впервые для этой цели должна была использоваться ЭВМ БЭСМ-4 оборудованная устройством ввода изображений на основе фототелеграфного аппарата, рисунок 1.2.



Рисунок 1.2 – Фототелевизионное устройство ввода изображений в ЭВМ БЭСМ-4 на базе фототелеграфного аппарата «Нева»

ЭВМ того времени не были приспособлены для работы с изображениями. Проблемой было и подключение фототелеграфного аппарата к ней. Машина не могла воспринимать непрерывный поток информации. Ей требовалось время для перекачки данных из оперативной в долговременную память. Структура формируемого фототелеграфным аппаратом сигнала этого не предусматривала. О вводе крупноформатных снимков земной поверхности в такие

ЭВМ не могло быть и речи. Но для ввода снимков звезд было найдено очень простое решение. На негативах наиболее яркие звезды отображались светлыми точками на практически черном фоне. Число ярких звезд на снимках практически никогда не превышало 20. С учетом разрешающей способности фототелеграфного аппарата 5 лин./мм на каждую звезду приходилось порядка 10 пикселей. При общем числе пикселей на одном снимке звезд порядка одного миллиона устранить смысловую избыточность фототелеграфного сообщения оказалось достаточно просто путем введения в схему сопряжения с ЭВМ порогового устройства, допускающего оцифровку только тех пикселей, которые превышают некоторый заданный порог.

Таким образом, отработка алгоритмов и программно-математического обеспечения для локализации и автоматического распознавания звезд на снимках была начата в ИКИ РАН в 70-х годах прошлого века. Интересно и то, что заложенные в то время принципы в значительно усовершенствованном виде используются в современных звездных приборах, эксплуатируемых на многих отечественных КА в наше время [2], [3].

Выполняемые в ИКИ РАН съемки звезд ни в коем случае не преследовали цели создания собственного звездного каталога. В библиотеке института уже в начале 70-х годов прошлого века имелось восемнадцать томов бумажной версии каталога SAO.

К середине 70-х годов прошлого века в ИКИ РАН было создано несколько образцов телевизионных камер на основе ПЗС матриц «Калимантан» производства ВНИИ ЭЛП, Ленинград, которые начали активно использоваться для наблюдения звезд. К 1979 году концепция нового звездного прибора полностью созрела. Сформировались и представления о том, каким набором свойств должен обладать его каталог звезд. В первую очередь, каталог должен быть всенебесным для возможности использования датчиков при любой ориентации аппарата. Точность каталога, составляющего метрологическую основу прибора, должна быть значительно выше его собственных измерительных возможностей. Знание параметров собственных движений звезд должно быть достаточным для использования каталогов на борту КА на протяжении десятков лет. Кроме того в каталоге должна содержаться информация о яркости и цветности звезд, так как спектральная чувствительность приборов может значительно отличаться от спектральной чувствительности инструментов, использовавшихся для создания каталога, что может привести к значительным расхождениям в оценке интегральной яркости звезд.

В конце 70-х годов прошлого века концепция нового звездного датчика ориентации сформировалась полностью. Она неоднократно докладывалась на семинарах и совещаниях с участием специалистов космической промышленности и очень быстро получила поддержку в РКК «Энергия». Смысл предложения ИКИ РАН без особых разъяснений понял в то время

главный в СССР специалист по системам управления КА Борис Евсеевич Черток. Вслед за ним идею разработки нового звездного прибора поддержал Юрий Павлович Семенов, в то время заместитель Генеральным конструктора РКК «Энергия». Спустя какое-то время в ИКИ РАН стало известно, что для разработки и производства, предложенных институтом звездных датчиков ориентации, предполагается создать специальное предприятие. Уже в 1982 г. новое предприятие было создано и начало работать в тесном сотрудничестве со специалистами ИКИ. В соответствии с веяниями того времени, оно было создано в ГДР как подразделение крупного промышленного предприятия «Карл-Цейсс» Йена.

В это же время в Венгрии уже были развернуты работы по созданию съемочной системы для наблюдения кометы Галлея с автоматических межпланетных станций (АМС) проекта «Вега». Несколько позже, в Болгарии началась разработка съемочной системы для наблюдений спутника Марса, Фобоса с борта АМС «Фобос». Все эти разработки основывались на ПЗС матрицах, велись они с участием специалистов ИКИ РАН, внедривших накопленный к тому времени опыт создания и эксплуатации камер на основе отечественных ПЗС матриц.

Все эти проекты впоследствии были осуществлены и оказались вполне успешными [4], [5].

В ходе совместных работ над звездным датчиком ориентации ИКИ РАН передавал НП «Карл-Цейсс» Йена свои наработки по технологии первичной обработки изображений звезд, их распознаванию по звездному каталогу и расчету параметров ориентации. Кроме того, специалисты ИКИ РАН передавали свой опыт разработки конструкции и схемотехнических решений по построению камер на основе ПЗС матриц. Сегодня все это уже стало общеизвестным, но 40 лет тому назад было принципиально новым. Достаточно сказать, что в то время пригодные для создания звездного датчика ПЗС матрицы существовали только в СССР и США.

В советское время на предприятии «Карл-Цейсс» Йена при участии специалистов ИКИ РАН был изготовлен комплект из трех оптических звездных датчиков (ОЗД) «Астро», который в 1989 г. был установлен на пилотируемой станции «Мир». Формируемая приборами информация подвергалась на борту первичной обработке с целью сокращения избыточности. Определение ориентации станции выполнялось наземными средствами. В них использовался составленный в ИКИ РАН каталог на 8500 звезд, основанный на каталоге SAO. На рисунке 1.3 показан комплект из трех приборов, установленных на станцию «Мир». Он успешно проработал на борту станции до конца ее жизни. Затопление станции в 2001 г. осуществлялось по показаниям этих приборов...



Рисунок 1.3 - Система оптических звездных датчиков «Астро»

В дальнейшем, после объединения Германии подразделение «Карл-Цейсс» Йена, занимавшееся разработкой ОЗД, стало самостоятельным предприятием и получило название «Йена-Оптроникс». Во главе предприятия встали западные немцы, не пожелавшие поддерживать контакты с ИКИ РАН. Со временем оно стало вторым после французской фирмы Sodern предприятием в Европе выпускающим звездные датчики ориентации и другую высокотехнологичную продукцию, не вспоминая о своем советском прошлом.

Таким образом, сотрудничество с НП «Карл-Цейсс Йена» после 1991 г. ушло в прошлое, а с предприятием «Йена-Оптроникс» так и не началось. В связи с этим, в том же году в ИКИ РАН было принято решение о разработке многоцелевого, полностью автономного звездного датчика ориентации своими силами с перспективой организации мелкосерийного производства приборов для нужд отечественной космической промышленности.

Разработка звездного датчика велась в рамках проекта «Марс-96», где был запланирован прибор «навигационная камера». Обработка данных выполнялась одним из четырех процессоров, входивших в состав многопроцессорной вычислительной системы (МВС), разработанной и изготовленной ИКИ РАН для этого же проекта. В его памяти хранился каталог на 8500 звезд, составленный на основе каталога SAO. До конца 90-х годов никакой альтернативы каталогу SAO, фактически, не было. Навигационная камера стала прототипом приборов БОКЗ для МКС и КА «Ямал-100» и «Ямал-200». Навигационная камера для проекта «Марс-96» и звездный датчик БОКЗ для МКС показаны на рисунке 1.4.

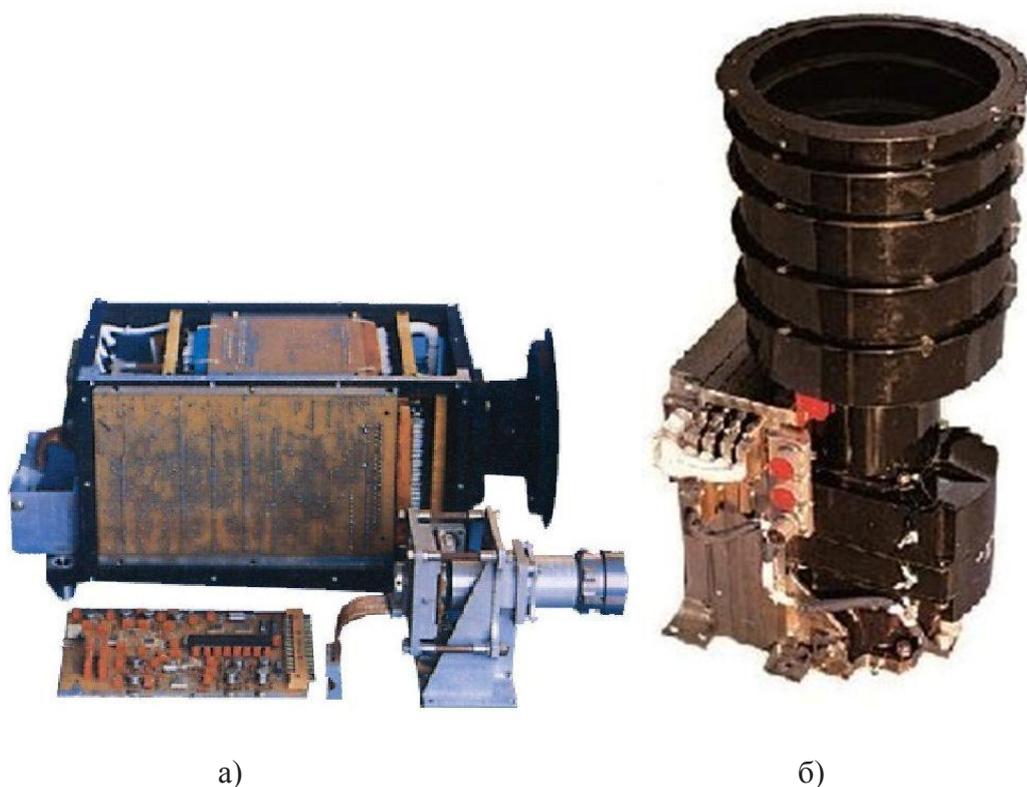


Рисунок 1.4 – Первые звездные датчики ИКИ РАН: а) навигационная камера проекта Марс-96; б) прибор БОКЗ для МКС

1.2 Особенности применения звездных каталогов в датчиках ориентации КА

Широко распространенные в настоящее время в отечественной и зарубежной космической технике звездные датчики ориентации используют малогабаритную оптику, параметры которой несравнимы с параметрами астрономических инструментов, с помощью которых составляются звездные каталоги. Огромная разница в угловом разрешении тех и других приборов приводит к тому, что измеренные звездными датчиками ориентации координаты звезд зачастую отличаются от значений, указываемых в звездных каталогах [1]. Несоответствие измеренных и каталожных значений координат звезд приводит к ошибкам вычисления параметров ориентации, заметность которых растет по мере совершенствования звездных датчиков. Однако отсутствие достаточной статистики измерений, а также недостаток средств и методов обработки данных долгое время не позволяли сформировать надежную доказательную базу для подтверждения наблюдаемого явления и его количественной оценки.

В начале 2000-х годов была сделана попытка провести эксперимент по исследованию работы звездных приборов в реальных условиях эксплуатации. Предполагалось, что на фоне штатной работы приборов БОКЗ-М на борту КА «Ямал-200», с них будет считываться и передаваться на Землю «сырая» информация. Такой режим работы приборов на этом аппарате был штатным. Однако проект «Ямал-200» был коммерческим, средств на оплату

дополнительных работ не нашлось, пришлось ждать удобного случая.

Случай представился не скоро, в 2016 году. Объектом исследования стали четыре звездных датчика ориентации БОКЗ-М60, разработанные и изготовленные в ИКИ РАН и установленные на КА «Ресурс-П» № 3. В этом эксперименте предполагалось использовать наземную обработку данных от звездных датчиков для повышения точности геопривязки снимков земной поверхности, получаемых съемочной системой этого КА [6]. Спустя 40 с лишним лет после полета станций «Салют - 2, 3» задача геопривязки снимков по измерениям параметров ориентации КА по звездам не потеряла свою актуальность

КА «Ресурс-П» № 3 был выведен на близкую к круговой солнечно-синхронную орбиту со средней высотой 475 км и наклоном $97,276^\circ$ 13 марта 2016 года. Период обращения КА вокруг Земли составляет около 5600 с.

Звездные приборы БОКЗ-М60 установлены в верхней части корпуса аппарата попарно. Углы между визирными осями приборов в паре (№ 31 и 32, № 30 и 33) составляют $\sim 43^\circ - 45^\circ$. Плоскости, образованные визирными осями парных приборов, взаимно перпендикулярны [7].

В качестве фотоприемного устройства в приборах БОКЗ-М60 используется ПЗС матрица «Лев-3» форматом 512 x 512 пикселей размером 16 x 16 мкм. Объектив имеет фокусное расстояние 60 мм и относительное отверстие 1:2. Поле зрения прибора $8^\circ \times 8^\circ$. Угловое разрешение 55"/пиксель. Работа приборов синхронизирована внешней секундной меткой, привязанной к бортовому времени с точностью 100 мкс.

Экспериментальные данные формировались всеми приборами БОКЗ-М60 на фоне их штатной работы в составе системы управления движением КА. Формируемая приборами информация поступала в запоминающее устройство и передавалась на наземные пункты приема во время сеансов связи [7], [8].

В состав «сырых» данных входила информация, используемая в бортовых приборах в каждом цикле измерений:

– дата и точное время выполнения каждого измерения. *Использовались для учета собственного движения звезд, эффекта годичной аберрации, а также явлений прецессии и нутации;*

– значения проекций вектора центра масс и линейной скорости аппарата на оси гринвичской системы координат. *Использовались для последующего расчета проекции линейной угловой скорости на оси инерциальной системы координат (ИСК) и позволяют учесть эффект спутниковой аберрации;*

– штатную информацию об ориентации, формируемую приборами БОКЗ-М60. *Использовалась для сравнения результатов наземной обработки со штатной работой приборов на борту КА.*

- измеренные прибором координаты локализованных на ПЗС матрице объектов;
- интегральные яркости локализованных объектов в единицах младшего разряда (ЕМР) АЦП;

– размеры локализованных объектов в числе пикселей матрицы.

Сбор информации с приборов БОКЗ-М60 продолжался с 19 сентября 2016 года по 12 февраля 2017 года. За это время от четырех приборов было получено $\sim 52 \cdot 10^6$ телеметрических кадров, содержащих координаты, в среднем, 10 звезд на ПЗС матрицах приборов и сопутствующую информацию. На рисунке 1.5 схематически показана карта покрытия небесной сферы кадрами, полученными четырьмя приборами за время эксперимента.

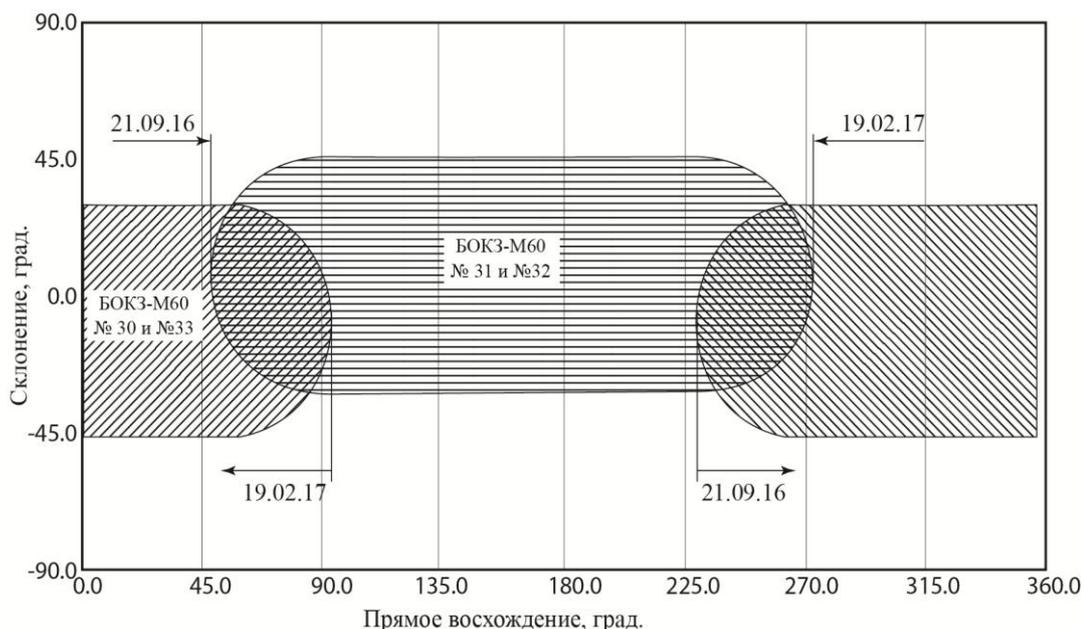


Рисунок 1.5 - Карта покрытия небесной сферы кадрами с 4 приборов БОКЗ-М60 КА «Ресурс-П» № 3 за время эксперимента

Бортовой каталог приборов БОКЗ М-60 на КА «Ресурс-П» № 3 был составлен на основе каталога SAO. В него вошли 8713 звезд до 7,5 звездной величины. Отбор звезд в бортовой каталог осуществлялся с целью обеспечения наличия как минимум шести из них в произвольном положении кругового поля зрения прибора диаметром 8° на небесной сфере. Позднее, для звезд, распознанных в ходе эксперимента, была проведена их идентификация по каталогам SAO, Hipparcos и Gaia.

По получении «сырых» данных была выполнена их обработка бортовой программой, что выявило следующее:

1. Наземная обработка «сырых» данных бортовой программой не выявила существенных различий результатов.

2. Из 8713 звезд бортового каталога в зону эксперимента попало около 6000 звезд. В зону наблюдения всеми четырьмя приборами попало около 1200 звезд. В зоне наблюдения

двумя приборами оказалось 3600 звезд.

3. Систематизированы данные о случайных и систематических ошибках измерений координат звезд каждым прибором и парами приборов. По полученным результатам составлены соответствующие списки звезд.

При обработке группы из $\sim 10^6$ телеметрических кадров измерений, выполненных двумя приборами на 176 витках полета были получены следующие результаты [7]. В каждом кадре приборы фиксировали положение 10 – 12 звезд. При этом координаты каждой из 1184 распознанных на этих витках звезд фиксировались прибором в среднем около 2000 раз. Оказалось, что в обработанном массиве данных измеренные координаты подавляющего числа звезд 89,1 % отличаются от каталожных значений на величину от 1" до 3". Число звезд, измеренные координаты которых отличаются от каталожных значений на величину менее 1" составило 5,2 %. При этом измеренные координаты 5,7 % звезд отличаются от каталожных значений на величину от 3" до 30", что очень много. Приведем некоторые примеры.

На рисунке 1.6 показан фрагмент карты участка небесной сферы с нанесенными красными и синими точками координатами звезды SAO 98456, измеренными в разное время приборами № 31 и № 32 более чем по 1000 раз. Каталожное положение звезды обозначено крестом. Осредненные координаты центра звезды по обоим приборам показаны зеленой точкой. Для каждого отдельного прибора измеренный центр отстоит от каталожного значения на 0,36" и на 0,67" по приборам № 31 и № 32 соответственно. Для приборов с угловым разрешением 55"/пиксель – это очень неплохой результат. Приведенный справа снимок той же звезды, взятый из Паломарского обзора, показывает отсутствие в ближайших окрестностях звезды ярких возмущающих объектов (The Palomar Digital Sky Survey; VizieR, CDS).

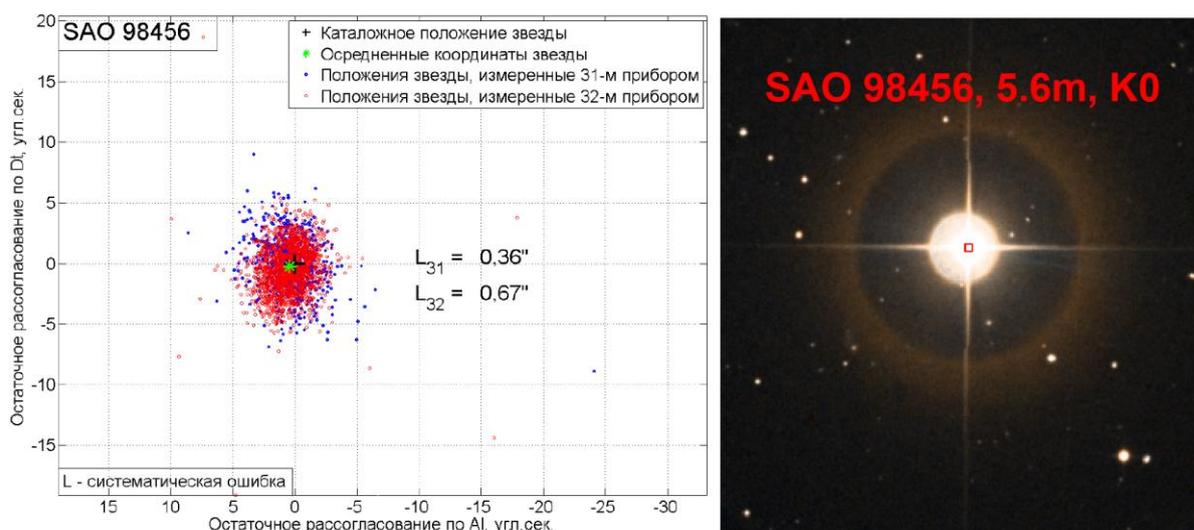


Рисунок 1.6 - Фрагмент карты небесной сферы с нанесенными на нее 2500 измерений координат звезды SAO 98456, сделанными приборами № 31 и № 32. Справа снимок звезды и ближайшей ее окрестности из Паломарского обзора*

*До появления каталога Gaia окрестности каталожных звезд изучались по Паломарскому обзору неба (POSS 1949-1958, POSS-II 1980-1990), который был оцифрован в 1994 году и выпущен в виде Цифрового обзора неба (DSS).

Фрагмент карты выполнен в равнопромежуточной проекции небесной сферы на плоскость. В качестве нулевой точки выбраны координаты рассматриваемой звезды. По осям отложены разности между измеренным и каталожным положением звезды. Все показанные на рисунке угловые расстояния измерены по правилам сферической геометрии.

Все последующие примеры относятся к звездам, демонстрирующим большие значения систематических ошибок.

На рисунке 1.7, построенном по тем же принципам, показан случай наблюдения двумя приборами пары близко расположенных звезд SAO 170196 и SAO 170194. Расстояние между ними $86,4''$. Это значит, что при угловом разрешении приборов $55''/\text{пиксель}$, обе звезды всегда будут наблюдаться как один объект. Рисунок это подтверждает. Центры проекции облаков ошибки ~ 1500 измерений координат звезд обоими приборами совпадают с очень хорошей точностью около $0,5''$, как и в предыдущем случае. При этом оба прибора указывают координаты слившейся пары звезд на соединяющей их линии на расстоянии $27,5''$ от звезды SAO 170194. С учетом параметров собственного движения этих звезд и близости их спектральных классов эту пару можно считать устойчивой на достаточно большом отрезке времени. Ее можно включать в бортовые каталоги приборов, имеющих угловую разрешающую способность порядка $1'$, под одним номером и с поправкой координат на $27,5''$. Аналогичным образом можно поступать с подобными парами, расстояние между которыми меньше, чем в данном случае.

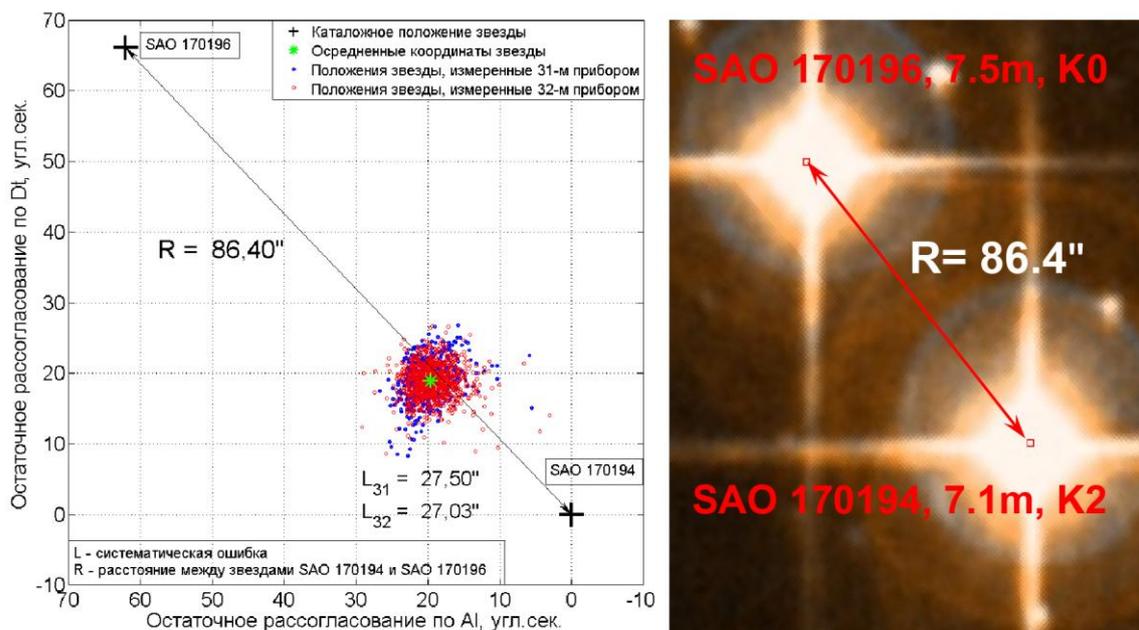


Рисунок 1.7 - Фрагмент карты небесной сферы с нанесенными на нее 1500 измерений координат пары близко расположенных звезд SAO 170196 и SAO 170194, измеренные приборами № 31 и № 32. Справа снимок этой же пары звезд из Паломарского обзора

Приведенные примеры демонстрируют хорошие измерительные свойства приборов БОКЗ-М60 и позволяют верить получаемым с их помощью результатам.

Еще более интересными оказались результаты измерения координат звезды SAO 57475. Судя по рисунку 1.8, звезда попеременно занимала два положения: одно практически точно совпадает с каталожным значением, а другое отстоит от него на $26,47''$. На нее оказывает влияние звезда SAO 57469, находящаяся на расстоянии $306''$. Причем один прибор всегда видел звезду в смещенном состоянии, а другой сформировал два облака ошибок – одно смещенное и почти полностью совпадающее с показаниями первого прибора, а второе вокруг каталожных координат звезды.

Появление второго облака ошибок объясняется тем, что изображение звезд слипалось в один объект на некоторых кадрах, а на других они разделялись и определялись как разные объекты.

На рисунке 1.9 показано влияние этого соседства в увеличенном масштабе.

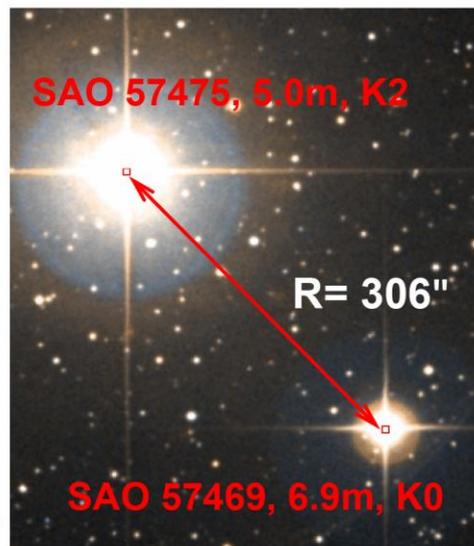
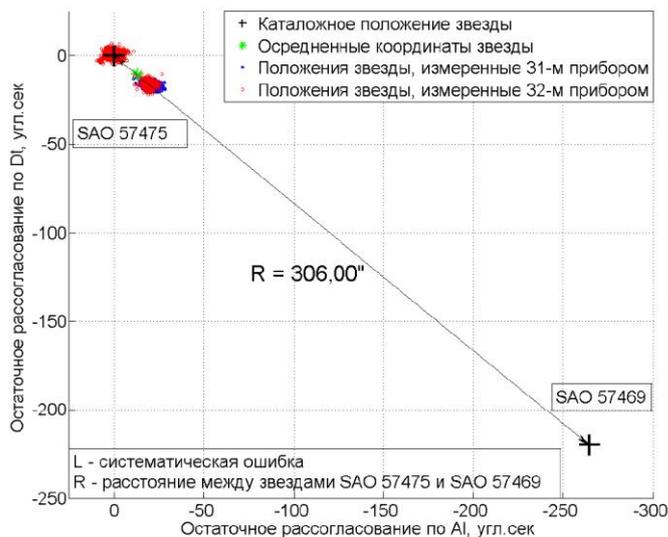


Рисунок 1.8 - Влияние звезды SAO 57469 на результаты измерений координат звезды SAO57475. Справа снимок обеих звезд из Паломарского обзора

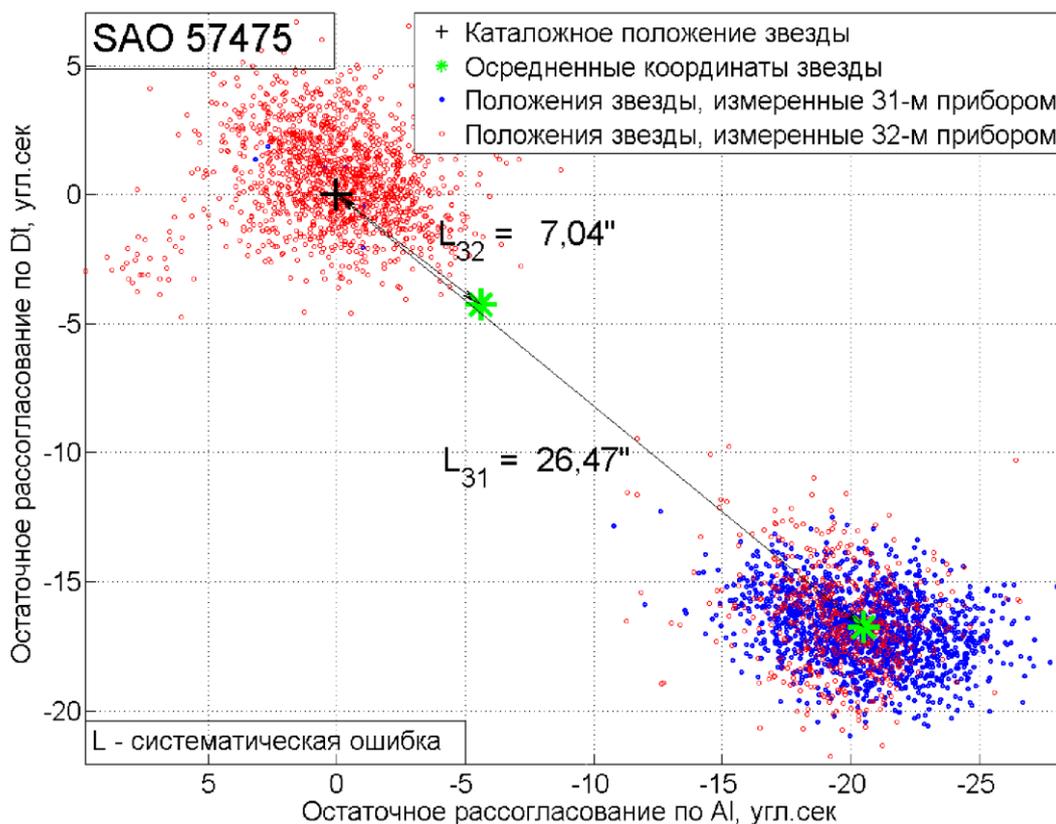


Рисунок 1.9 - Увеличенный фрагмент карты неба, демонстрирующий влияние звезды SAO 57469 на результаты измерений координат звезды SAO 57475

Во всех приведенных примерах координаты центра звезд на ПЗС матрице измерялись центроидным методом. Большое достоинство этого метода заключается в том, что он позволяет с высокой точностью измерить координаты центра яркости любой фигуры на матрице с субпиксельной точностью. Вместе с тем, предполагается, что звезда представляет собой

бесконечно удаленный точечный объект, свет от которого, пройдя через оптическую систему, должен отображать на матрице ее собственную передаточную функцию, представляющую собой симметричную фигуру – гаусоиду. Однако прибор с угловым разрешением в десятки угловых секунд практически всегда имеет дело с целым созвездием, среди которых одна звезда, обычно самая яркая, представлена в бортовом каталоге, а другие нет. Но это не мешает им испускать фотоны, а матрице их суммировать.

Экспериментальные данные наглядно показывают, что вклад звезд окружения в отображение каталожной звезды на матрице искажает ее фигуру. Она перестает быть симметричной, что и фиксирует центроидный метод в форме смещения измеренных координат звезд от их каталожного значения. При этом величина ошибки для каждой звезды всегда индивидуальна, но может быть неизменной на достаточно большом отрезке времени.

Становится понятно, что 5,7 % звезд, координаты которых измеряются прибором с низкой точностью, следует заменить на другие, не имеющие вносящих изменения в их координаты соседства. К сожалению, это далеко не всегда возможно при относительно узких полях зрения приборов, таких как в нашем эксперименте $8^\circ \times 8^\circ$. На малозаселенных участках небесной сферы в этом случае приходится использовать менее яркие звезды, координаты которых также будут измеряться с низкой точностью. Для того чтобы иметь возможности для выбора звезд лучше идти по пути увеличения угла поля зрения прибора.

Эксперимент показал, что статистическая обработка материалов регулярной съемки звезд позволяет выявить и объяснить причины возникновения различных видов ошибок измерений в звездных датчиках ориентации. Более того, на основании подобных работ можно в некоторых пределах скорректировать бортовой каталог для данного типа прибора [7], [8], [9]. Но как раз в это время стал доступным первый релиз каталога Gaia. Знакомство с ним показало, что он позволяет анализировать окрестности звезд на этапе составления бортовых каталогов. Более того, на его основе может быть создан базовый для большинства звездных приборов каталог звезд [10].

1.3 Базовый каталог звезд для датчиков ориентации КА

На протяжении нескольких десятилетий, начиная с середины 60-х годов прошлого века, в качестве основы для проектирования бортовых каталогов звезд датчиков ориентации КА использовался астрономический каталог SAO (Smithsonian Astrophysical Observatory, <https://heasarc.gsfc.nasa.gov/W3Browse/star-catalog/sao.html>). Опубликованный в 1966 году, каталог SAO содержит 258997 звезд до 9,5 звездной величины. В нем впервые с относительно высокой точностью были указаны параметры собственного движения звезд, что замедлило

процесс его старения.

Новая эпоха звездных каталогов началась с запуска в 1989 г. астрометрического космического аппарата Hipparcos (The Hipparcos Space Astrometry Mission, <https://www.cosmos.esa.int/web/hipparcos>). Результатом этой миссии стал каталог Hipparcos, содержащий данные о 118218 звездах с точностью положений и параллаксов на уровне 0,001". Впервые в истории астрономии координаты звезд и их спектральные характеристики были измерены с помощью одного инструмента, причем находящегося за пределами земной атмосферы.

Следующим крупным шагом в развитии звездных каталогов, несомненно, стал запущенный в декабре 2013 года космический аппарат Gaia (Global Astrometric Interferometer for Astrophysics). Главная его задача — составление подробной карты звезд нашей Галактики с точностью в 40 раз выше, чем это было возможно в миссии Hipparcos. Каталог, составленный по результатам миссии Gaia (Gaia Archive, <http://gea.esac.esa.int/archive/>), стал доступен уже с конца 2016 года. На момент выхода статьи уже выпущена третья версия каталога Gaia, однако уже во втором издании содержалась практически вся информация, необходимая для составления базового каталога.

Появление каталога Gaia позволило увидеть то, что большинство звезд, угловые расстояния между которыми используются в качестве метрологической основы в датчиках ориентации КА, в действительности находятся в окружении весьма большого числа менее ярких звезд, вносящих свой вклад в результат измерения. Эффект присоединения соседних звезд, возникающий из-за низкой угловой разрешающей способности датчиков ориентации, и используемого в них центроидного метода измерения координат, был известен давно, на основе специально проводимых астрономических наблюдений. Однако именно каталог Gaia показал масштабность этого явления и дал возможность оценки его влияния на результат измерений. Краткие сведения о всенебесных звездных каталогах, использовавшихся в настоящей работе, приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 - Основные всенебесные каталоги звезд

	SAO	Hipparcos	Gaia DR1	Gaia DR2
Дата издания	Бумажное издание - 1966 год Машинная версия - 1979 год	02.1997	14.09.2016	25.04.2018
Предельная звездная величина, <i>m</i>	9,5	9,5	20	21
Число звезд	258 997	118 218	1 142 679 769	1 692 919 135
Точность измерения положения звезд, mas (0,150")	150	1	0,3	0,04

	SAO	Hipparcos	Gaia DR1	Gaia DR2
Точность измерения собственного движения звезд, угл. мс в год	20	0,9	1	0,06
Информация от цвете звезд	Спектральный класс	B-V, Спектральный класс	Данные из HIP	Цветоразность, эффективная температура

На основании каталогов Hipparcos и Gaia DR2 в ИКИ РАН был создан «Базовый каталог звезд для датчиков ориентации КА», версия «0» далее БК-0 [11].

Включенные в БК-0 звезды условно разделены на основную группу и группу звезд окружения. В основную группу вошло 10857 звезд из каталога Hipparcos. Большинство из них использовалось в разное время и в разных сочетаниях в звездных каталогах приборов ИКИ РАН, начиная с 1967 года. В основной группе выделена подгруппа из 480 наиболее ярких звезд, использование которых в каталогах широкопольных датчиков ориентации всегда проблематично. Значительная часть из них вообще не используются в бортовых каталогах, но в базовом каталоге они необходимы, чтобы учесть их влияние через передаточную функцию оптической системы прибора на близко расположенные звезды каталога. Остальные 10377 звезд из каталога Hipparcos идентифицированы в каталоге Gaia. Каждая из них помещена в центр микрокаталога вместе с ее окружением, включающим все звезды из каталога Gaia до 13 m в радиусе 15'. Общее число звезд окружения составило 364406. Адресная система БК-0 использует номера звезд каталога Hipparcos. По нему из памяти компьютера вызывается микрокаталог звезды.

Радиус микрокаталогов 15' выбран с учетом возможного влияния звезд окружения на результат измерения координат центральной звезды исходя из наиболее низкого углового разрешения, используемого в приборах семейства БОКЗ. Один из них, БОКЗ-МФ имеет угловое разрешение около 2"/пиксель. Кроме того выбранный радиус учитывает применяемый в приборах центроидный метод измерения координат звезд, а также установленный для приборов диапазон допустимых для них угловых скоростей.

Выбранная для базового каталога предельная звездная величина звезд окружения учитывает существующую сегодня реальную чувствительность приборов. Вместе с тем, уже сейчас видно, что быстрый рост чувствительности приборов в самой ближайшей перспективе потребует дополнить микрокаталоги звездами окружения до 15 m.

В БК-0 основные характеристики для большинства звезд, как основной группы, так и звезд окружения, такие как координаты, спектральные классы, звездные величины, и параметры собственного движения заимствованы из каталога Gaia. В связи с тем, что каталог Gaia не

полон со стороны ярких звезд, а информация о спектральных классах дана не для всех для звезд основной группы, недостающие характеристики заимствуются из каталога Hipparcos. При отсутствии информации о спектральном классе для звезд окружения, их спектральный класс принимается равным спектральному классу основной звезды. Все звезды приведены на эпоху J2000. Нумерация звезд основной группы идет в соответствии с каталогом Hipparcos. Принципы формирования БК-0 иллюстрирует рисунок 1.10.



Рисунок 1.10 – Иллюстрация принципов формирования «Базового каталога звезд для датчиков ориентации КА»

Интересным оказалось распределение звезд окружения в ближайших окрестностях звезд основной группы, приведенное в таблице 1.2. Так, например, из первой строки таблицы следует, что в радиусе $1'$ у 7887 звезд основной группы вообще отсутствуют звезды окружения магнитудой менее 13m. С увеличением радиуса число не имеющих соседей звезд быстро уменьшается. В радиусе $15'$ лишь 2 звезды основной группы не имеют соседей.

В последующих строках таблицы показано число звезд основной группы, имеющих в окружении 1, 2 и более звезд. В зависимости от радиуса их число сначала растет, достигает какого-то максимума, а затем уменьшается.

В полном виде таблица содержит более 400 строк. Из нее следует, что 4985 звезд основной группы имеет от 2 до 21 звезд окружения в радиусе 15'. Еще 4785 звезд имеют в радиусе 15' от 21 до 99 звезд окружении. А еще 605 звезд основной группы на той же площади имеют в своем окружении от 100 до 426 звезд.

Однако наибольший практический интерес представляют первые 10 строк таблицы 1.2.

Таблица 1.2 - Количество звезд окружения в ближайших окрестностях звезд основной группы

Кол-во звезд окружения	Радиус окрестности звезд основной группы														
	1'	2'	3'	4'	5'	6'	7'	8'	9'	10'	11'	12'	13'	14'	15'
0	7887	5452	3432	2033	1144	610	333	151	79	37	17	7	4	2	2
1	2080	3026	2982	2516	1820	1274	790	490	255	146	75	40	18	7	5
2	340	1172	1795	1927	1845	1531	1194	822	538	287	158	79	40	18	11
3	55	420	886	1228	1421	1382	1196	1018	746	535	333	188	104	57	29
4	9	156	503	805	919	1064	1115	1003	865	668	465	297	185	115	55
5	1	81	286	516	724	845	902	918	855	742	603	449	271	164	94
6	1	32	193	347	499	625	674	730	799	715	651	523	394	244	176
7	0	14	122	251	401	458	557	627	636	700	643	596	480	330	212
8	0	7	54	220	276	390	466	524	590	598	599	540	496	428	294
9	0	5	40	118	272	298	401	429	466	551	537	509	506	448	383
10	2	2	23	110	189	270	294	365	399	433	531	512	427	431	351

Примечание: Тонировкой показана условная граница, ниже которой, как правило, нет смысла вести отбор звезд для бортового каталога.

В зависимости от угловой разрешающей способности звездного датчика разработчику его бортового каталога предстоит выбрать один из столбцов таблицы, исходя из некоторого набора параметров прибора: угловой разрешающей способности, функции рассеяния точки (ФРТ) и способности поддерживать постоянную фокусировку. Тонировкой в таблице 1.2 показана условная граница, ниже которой приведенные в ней данные перестают быть интересными для пользователя. Например, в радиусе 1' у 7887 звезд основной группы вообще отсутствуют звезды окружения. В этом же столбце еще 2080 и 340 звезд основной группы имеют соответственно, по 1 и по 2 звезды окружения. Это значит, что если изображение звезды некоторого гипотетического прибора не превышает 1', то все эти звезды основной группы оказываются идеальными кандидатами для включения в бортовой каталог. С увеличением

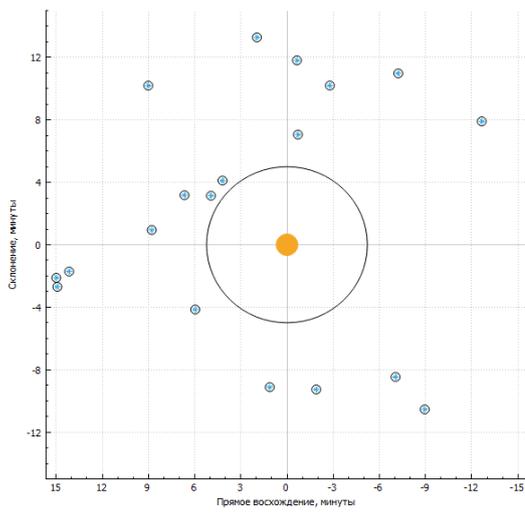
радиуса окрестности число звезд основной группы не имеющих в ней соседей быстро падает. При этом граница, в которой имеет смысл вести отбор звезд, опускается вниз. Другими словами, приборы, имеющие высокое угловое разрешение, имеют очевидные преимущества в точности измерений перед приборами с низким угловым разрешением.

Для работы с БК-0 разработаны и находятся в стадии отработки две специальные программы. Обе программы созданы для выполнения совокупности технологических операций по формированию бортовых каталогов звезд датчиков ориентации, оптимизированных в соответствии с наблюдательными возможностями каждой конкретной группы приборов и специфическими особенностями ближайших окрестностей каждой каталожной звезды.

Одна из этих программ – Catalogue Guide, предназначена для визуализации микрокаталогов и состоящих из них виртуальных кадров, имитирующих наблюдение небесной сферы звездным датчиком ориентации с выбранным оператором полем зрения. Кроме того, в задачу программы Catalogue Guide входит выборка из БК-0 микрокаталогов с заданными параметрами и формирование из них упорядоченных определенным образом списков звезд.

Вторая программа – Star Manager, носит расчетно-аналитический характер. Там каждый микрокаталог анализируется, подбираются оптимальные условия для его обработки, которые затем заносятся в составляемый программой протокол. В нем уточняются небесные координаты звезды основной группы и условия ее локализации. Для этого в программе собраны фотометрические [12] и астрометрические [13] модели звездных датчиков ориентации семейства БОКЗ, характерные для них модели шумов и помех [14], а также математический аппарат проецирования содержащихся в БК-0 звезд на матрицу прибора и обратно на небесную сферу [15]. Кроме того, программа имеет возможность применять различные способы локализации звезд на матрице, вычислять их координаты и величины случайных и систематических ошибок измерения.

Примеры визуализации микрокаталогов в программах Catalogue Guide и StarManager приведены на рисунках 1.11 и 1.12. На рисунке 1.11 показан пример проецирования микрокаталога звезды HIP 59895 и формирования по его данным изображений звезд на матрице прибора. По данным БК-0 в радиусе 5' (обозначен окружностью) у звезды HIP 59895 нет соседей ярче 13 m



а)

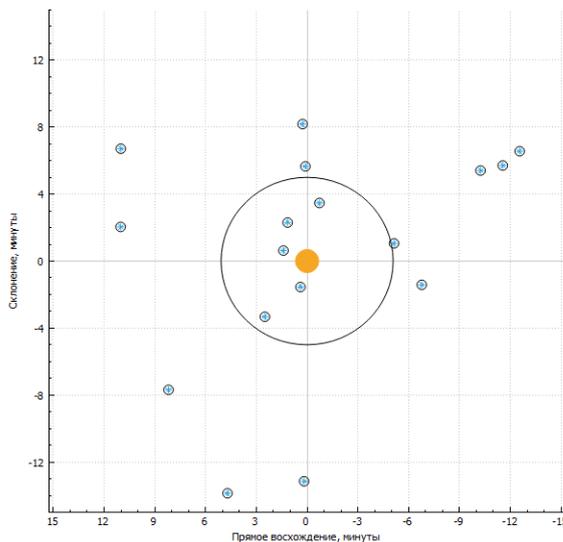
7	7	1									
11	9	1									
6	3										
1				7	16	7					
			7	98	233	98	7				
			16	233	552	233	16				
			7	98	233	98	7				
			7	16	7						

б)

Рисунок 1.11 - Пример визуализации и проецирования микрокаталога: а) микрокаталог звезды HIP 59895 в небесной системе координат, программа Catalogue Guide; б) отображение центральной части микрокаталога звезды HIP 59895 дискретной структурой матрицы, программа StarManager

На рисунке 1.11 видно, что звезда HIP 59895 отобразилась на матрице идеально симметричной фигурой распределения Гаусса, чего и следовало ожидать.

На рисунке 1.12 показана построенная по данным микрокаталога звезды HIP 57587 карта звезд в небесной системе координат и изображение ее центральной части после проецирования на матрицу. Эта звезда, в отличие от предыдущей, имеет пять соседей в радиусе 5', что сильно меняет дело.



а)

			2	3							
			6	10	3						
	1	2	4	6	1						
1	9	17	22	9				2	2		
5	40	151	288	119	8			4	4		
4	43	306	673	283	20			1	1		
	11	123	284	119	8						
	1	10	21	8							
1	1										
2	1										

б)

Рисунок 1.12 - Пример визуализации и проецирования микрокаталога: а) микрокаталог звезды HIP 57587 в небесной системе координат, программа Catalogue Guide; б) отображение центральной части микрокаталога дискретной структурой матрицы, программа StarManager

Каждая из показанных на рисунке 1.12а звезд, отображена на рисунке 1.12б гауссовым распределением яркости с полушириной $\sigma_x = \sigma_y = 0,7$. При этом хорошо видно, что наиболее яркая звезда микрокаталога HIP 57587 дала самое большое распределение яркости, на которое наложились распределения яркости от других звезд. При этом распределение яркости от звезды HIP 57587 утратило симметрию. В данном случае это означает, что в измерениях ее координат в любом случае будет содержаться систематическая ошибка.

В качестве еще одного примера работы программы Catalogue Guide на рисунке 1.13 показана компьютерная реконструкция кадра съемки участка небесной сферы размером $8^\circ \times 8^\circ$, составленная из микрокаталогов БК-0. В центре реконструкции находится показанный на рисунке 1.12а микрокаталог звезды HIP 57587.

Для демонстрации работы программы StarManager на рисунке 1.14 показана проекция этого микрокаталога на матрицу двух приборов с разными размерами пикселей матричного приемника излучения.

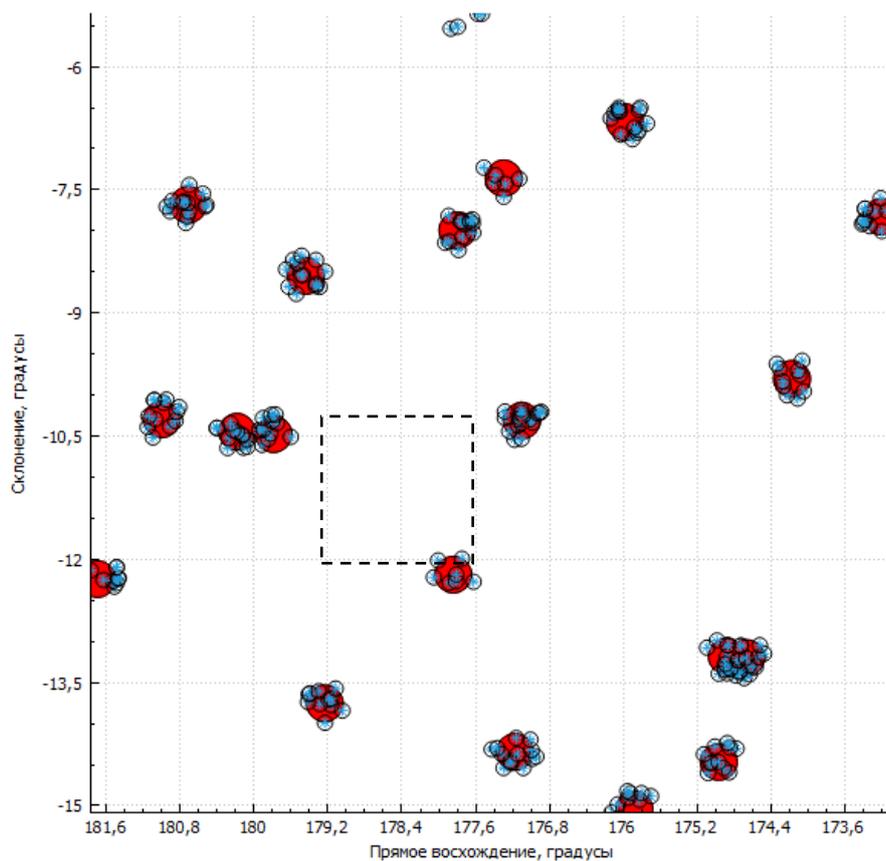


Рисунок 1.13 - Компьютерная реконструкция участка небесной сферы размером $8^\circ \times 8^\circ$. В центре участка микрокаталог звезды HIP 57587

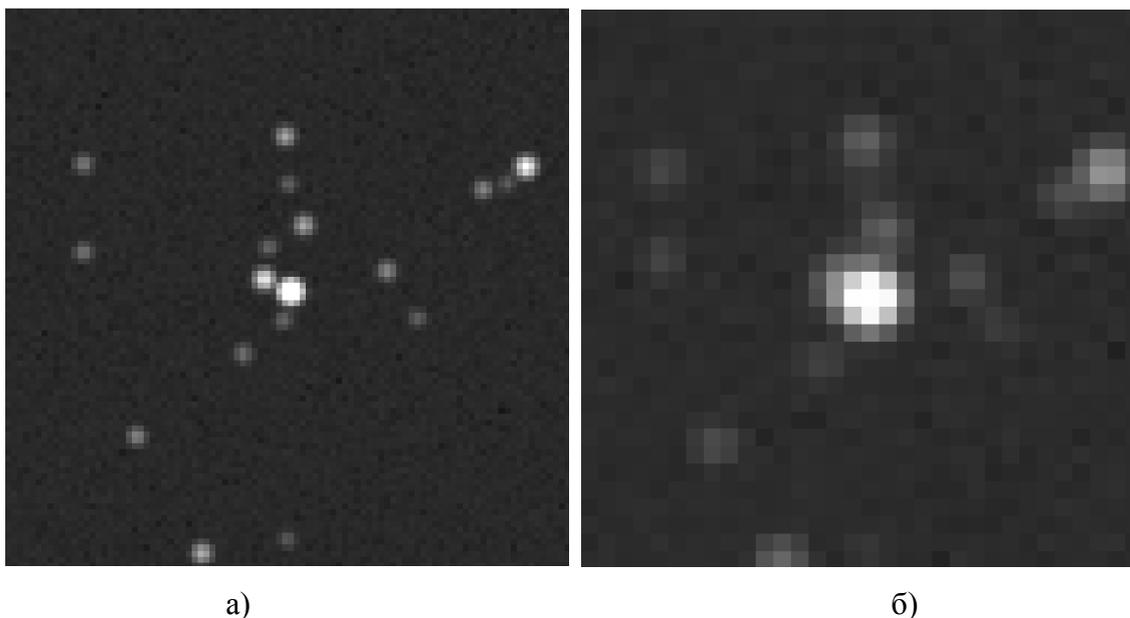


Рисунок 1.14 - Пример проецирования микрокаталога звезды HIP 57587 на матрицы приборов с разными размерами пикселей: а) с пикселем 5,5 мкм б) с пикселем 16 мкм

Программа Star Manager может работать в ручном и автоматическом режимах. В ручном режиме программа позволяет детально анализировать ближайшие окрестности любой звезды основной группы, выбирать уровни отсечки и способы локализации, определять величину систематической и случайной ошибок измерения небесных координат звезды при заданных условиях, вносить поправки в бортовой каталог и убеждаться в их целесообразности. В автоматическом режиме программа позволяет повторять отработанные в ручном режиме действия оператора.

Обработанные в программе Star Manager списки в виде протоколов возвращаются в программу Catalog Guide, объединяются с протоколами, сделанными на основании других списков звезд. Собранные таким образом материалы становятся основой для составления бортового каталога звезд для определенного типа прибора.

1.4 Оценка влияния шумовых факторов на точность измерения координат звезд

Процесс измерения координат в датчиках ориентации начинается с получения черно-белых изображений звезд в достаточно широком диапазоне видимой и ближней ИК области спектра электромагнитного излучения. Затем, выполняется локализация изображений звезд на фоне шумов различной физической природы. Процесс измерения завершается вычислением положения энергетического центра яркости локализованной группы пикселей в системе координат матрицы фотоприемного устройства прибора. При этом большой диапазон интегральных яркостей, используемых в приборах звезд, неизбежно ведет к значительным

различиям в точности измерения их координат. Моделировать и оптимизировать условия измерения координат звезд различной яркости и спектрального класса, а также прогнозировать точность получаемого результата в условиях воздействия шумов позволяет расчетно-аналитическая программа Star Manager. В современных приборах шум амплитудной дискретизации может быть пренебрежимо мал. В тоже время, шум пространственной дискретизации при малом числе локализованных в звезде пикселей может становиться одной из составляющих приборного шума [14]. Шум, вызванный пространственной дискретизацией в моделирующей программе Star Manager, считается неизменным во времени и присущим данному типу прибора и его настройкам. Другая составляющая приборного шума изменяется во времени. Она объединяет в себе собственные шумы матрицы, а также все остальные виды шумов, имеющих, в основном, тепловую природу, присущую электронным приборам всех типов.

Помимо приборного шума, большое влияние на точность измерений оказывает фотонный шум двух видов. Первый вид фотонного шума является неотъемлемой составляющей излучения наблюдаемой в данный момент звезды. Вторым источником фотонного шума являются посторонние, или паразитные засветки матрицы, которые возникают в ходе эксплуатации звездных приборов в результате воздействия факелов двигательных установок, переотражений солнечного, лунного или земного излучения от элементов конструкции КА, а также при критических углах наблюдения звезд по отношению к Солнцу.

Все формируемые программой Star Manager составляющие шумов могут накладываться на изображения звезд одновременно, в заданной пропорции, или по отдельности, что позволяет лучше оценить влияние каждой из них на результат измерения. Фактически, программа Star Manager устанавливает связь между значением отношения сигнал/шум в сигнале от звезды и величиной случайной ошибки, указывая при этом оптимальные условия для выполнения измерения. Ресурсы программы Star Manager позволяют моделировать условия наблюдения всех звезд базового каталога БК-0 при воздействии шумов различной природы в широком диапазоне значений, определяя при этом оптимальные условия для их локализации, и прогнозируя величины случайных ошибок измерения. Результаты работы программы протоколируются и могут представляться, как в табличной, так и в графической форме. Помимо моделирования условий наблюдения, программа позволяет оптимизировать параметры вновь разрабатываемых приборов в части, касающейся оптически связанной пары «объектив – фотоприемное устройство».

В качестве примера работы программы Star Manager рассмотрим с ее помощью влияние шумовых факторов на точность измерения координат на примере трех звезд используемых в каталогах датчиков ориентации БОКЗ-М60: НР16611, НР59895 и НР68348. В соответствии с

таблицей 1.2, все перечисленные звезды не имеют в радиусе 5' соседей с магнитудой менее 13m, то есть у них отсутствуют причины для возникновения дополнительных ошибок измерения. Число таких звезд относительно мало. В базовом звездном каталоге БК-0 их всего 499. Основные характеристики этих звезд приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 - Характеристики рассматриваемых звезд

	Звезд. величина	Спектр. класс	Интегральная яркость (ЕМР)*	
			Для ПЗС	Для КМОП
HIP16611	4,26	B9	13790	11181
HIP59895	6,05	A2	2533	2054
HIP68348	7,39	F8	809	656

*Значения интегральной яркости указаны для двух типов матриц: ПЗС и КМОП при временах накопления 400 мс и 200 мс соответственно.

Интегральная яркость приведенных в таблице звезд рассчитана с учетом спектральных характеристик прибора БОКЗ-М60 [12]. Каждая из них по своей яркости может считаться типичной представительницей группы: максимально ярких, средних и наименее ярких звезд бортового каталога. В программе Star Manager звезда моделируется Гауссовым распределением яркости, полуширина которого определяется ФРТ объектива, размерами пикселей матрицы, а также фокусировкой прибора, которая задается в программе параметром σ .

В приборе БОКЗ-60 в качестве фотоприемного устройства в настоящее время используется ПЗС матрица с пикселями размером 16 x 16 мкм и большой зарядовой вместимостью до 180000 электрон. При этом СКО собственных шумов матрицы не превышает 25 - 30 электрон. Однако использовать полностью зарядовую вместимость ПЗС матрицы в звездных датчиках обычно не удается. Для заданного диапазона интегральных яркостей звезд ищется компромисс, при котором наименее яркие звезды наблюдаются с допустимой величиной случайной погрешности измерений, а наиболее яркие не уходят за пределы шкалы. В разных условиях применения в приборах БОКЗ-М60 компромисс достигался при использовании от 20 % до 40 % от полной зарядовой вместимости матрицы.

Поскольку приборы БОКЗ-М60 и его прототипы эксплуатируются на борту многих отечественных КА уже более 20 лет, хорошо известны некоторые стандартные условия их работы на низких околоземных и геостационарных орбитах. На МКС приборы БОКЗ функционируют с июля 2000 года, а на КА «Ямал-202» с 2003 года без явных признаков деградации. На обоих аппаратах для звездных приборов создан, и поддерживается на протяжении многих лет, вполне комфортный тепловой режим $+ 10 \text{ }^\circ\text{C} \pm 15 \text{ }^\circ\text{C}$. При этом температура на ПЗС матрицах приборов стабилизируется встроенной системой терморегулирования на уровне минус $20 \text{ }^\circ\text{C} \pm 1 \text{ }^\circ\text{C}$. Соответственно, неизменным во времени остается и ее уровень шумов.

На смену ПЗС матрицам постепенно приходят КМОП матрицы, имеющие значительно меньшие размеры пикселей и меньшую зарядовую емкость. Типичные параметры такого фотоприемного устройства: формат матрицы 2048 x 2048 пикселей размером 5,5 x 5,5 мкм, зарядовая емкость 12000 электрон при СКО собственных шумов в нормальных климатических условиях около 10 электрон.

В базе данных программы Star Manager содержатся технические характеристики нескольких разновидностей звездных датчиков ориентации и используемых в них ключевых элементов, таких как, оптические системы, ПЗС и КМОП матрицы. Это позволяет искать и находить оптимальные комбинации элементов для достижения максимально высокой точности измерения координат звезд.

Фотонный шум звезд и фона имеют общую природу и формируются одинаково, подчиняясь закону Пуассона, в соответствии с которым он принимается равным корню квадратному из числа фотоэлектронов:

$$N_{\text{фт}} = n_{\text{фэ}}^{1/2},$$

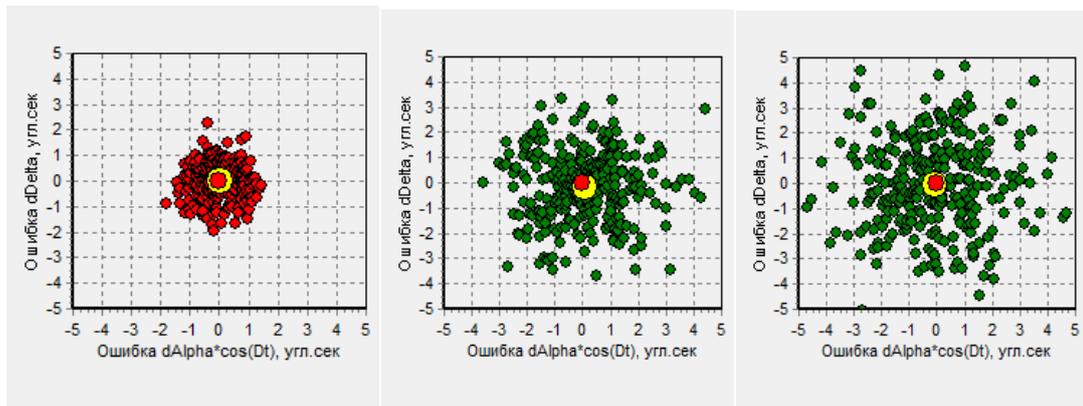
где $N_{\text{фт}}$ - СКО фотонного шума в каждом пикселе матрицы,
 $n_{\text{фэ}}$ - число фотоэлектронов в пикселе матрицы.

В моделирующей программе уровень засветки выбирается независимо от процесса формирования изображений звезд. На определенном этапе сигналы от звезды и от фона суммируются. При этом фотонный шум всегда соответствует суммарному сигналу в пикселе [13].

Уровень приборного шума в основном определяется матрицей. Под действием источников ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП), со временем, он может возрасти в известных разработчику прибора пределах.

В программе Star Manager уровень всех видов шумов задается оператором вручную через пользовательский интерфейс в виде СКО шума измеряемого в ЕМР. В случае стандартных условий эксплуатации СКО шума матрицы с некоторым запасом принимается равным 5 ЕМР. Уровень паразитной засветки оптики прибора принимается равным 100 ЕМР. Уровень фотонного шума звезд и фона вычисляется автоматически.

На рисунке 1.15, в качестве примера, показаны результаты моделирования воздействия шумов на точность измерения координат звезды HIP68348 в стандартных условиях эксплуатации.



а)

б)

в)

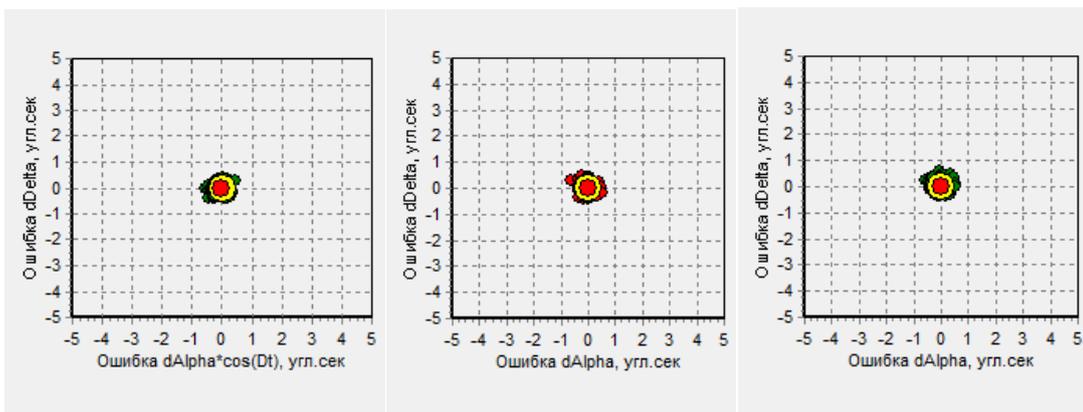
Рисунок 1.15 - Звезда HIP 68348: а) с фотонным шумом звезды; б) с наложенным приборным шумом с СКО в 5 ЕМР; в) с введением фоновой засветки в 100 ЕМР

На рисунке 1.15а хорошо виден результат воздействия собственного фотонного шума звезды на точность измерения ее координат. Флуктуации фотонного шума при многократном, 100 или более раз, проецировании изображения звезды в одну и ту же точку на матрице формируют облако ошибок радиусом $2''$ с центром в точке начала координат графика.

Наложение 5 ЕМР приборного шума, показанное на рисунке 1.15б, приводит к увеличению радиуса облака ошибок измерения до $4''$.

Введение фоновой засветки в 100 ЕМР, что эквивалентно примерно 4 ЕМР приборного шума, приводит к результату, показанному на рисунке 1.15в. Здесь радиус облака ошибок измерения уже превышает $5''$.

При этом аналогичные шумовые воздействия на более яркую звезду HIP16611 приводят к появлению случайной ошибки измерения не превышающей $\pm 1''$, что видно из рисунка 1.16.



а)

б)

в)

Рисунок 1.16 - Звезда HIP 16611: а) с фотонным шумом звезды; б) с наложенным приборным шумом с СКО в 5 ЕМР; в) с введением фоновой засветки в 100 ЕМР

Не слишком большие потери несет и звезда HIP59895, представляющая по своей интегральной яркости большинство в бортовом каталоге прибора БОКЗ-М60. Из рисунка 1.17

видно, что пиковое значение случайной ошибки измерения у нее не превышает $\pm 2''$.

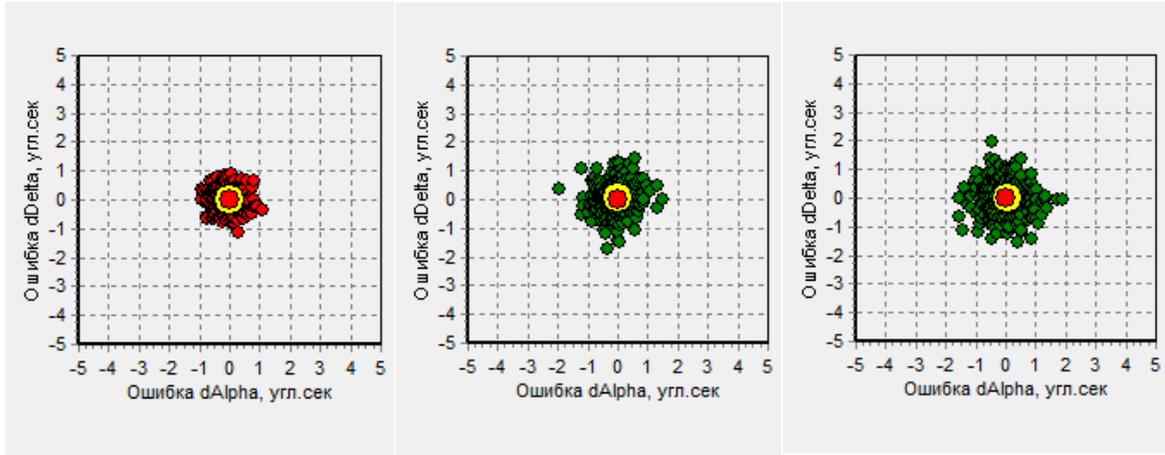


Рисунок 1.17 - Звезда HIP 59895: а) с фотонным шумом звезды; б) с наложенным приборным шумом с СКО в 5 ЕМР; в) с введением фоновой засветки в 100 ЕМР

В приведенных выше примерах не учитывалось влияние на результат измерений эффекта пространственной дискретизации изображений звезд. Представление об этом дает рисунок 1.18, полученный также с помощью программы Star Manager. Одновременно, на рисунке 1.18 точкой на графиках отображается решение задачи выбора оптимальных условий локализации звезд. По оси X на графиках отложено число локализованных пикселей, образующих вершину кластера.

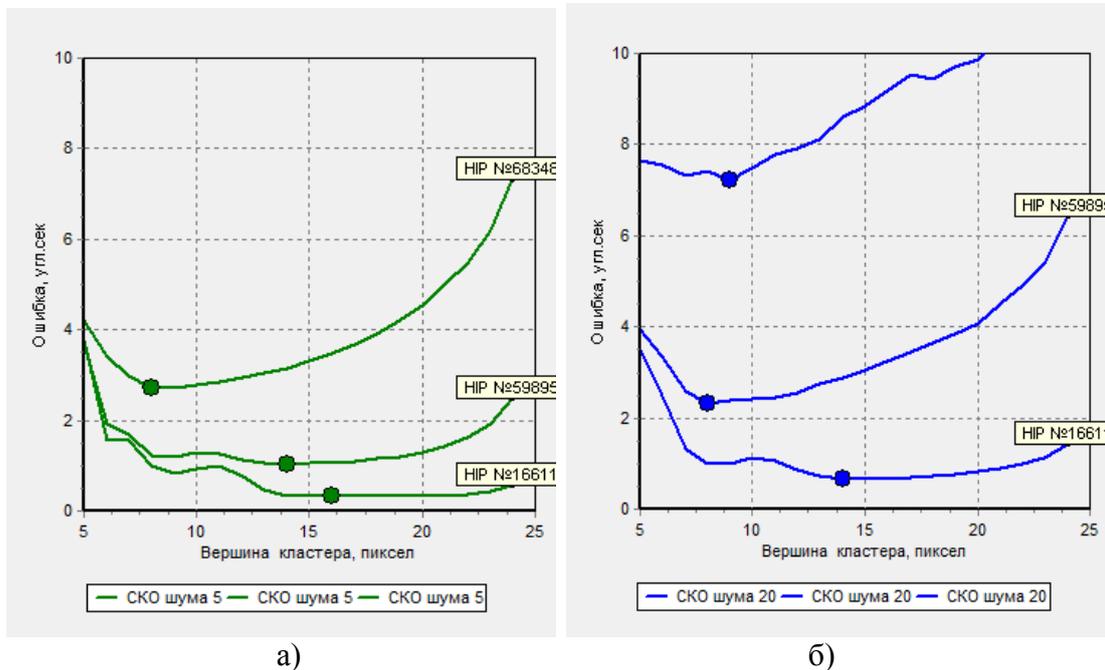


Рисунок 1.18 – Оптимальные условия локализации звезд HIP16611, HIP59895 и HIP68348 на ПЗС матрице прибора БОКЗ-М60: а) при стандартных условиях эксплуатации; б) при СКО приборного шума 20 ЕМР

Решая задачу оптимизации условий локализации звезд, программа Star Manager использует фотометрическую и астрометрическую модели звездного датчика [12], [13] и

аппарат внутрипиксельного микросканирования. Каждая из представленных на рисунке 1.19 звезд последовательно проецируется на разные точки пикселя. В каждой из них по набору из 100 измерений вычисляется разница между координатами расчетного и измеренного положения звезды. Оптимальной считается та точка, в которой случайная ошибка измерения координат звезды окажется минимальной. Число локализованных пикселей регулируется путем выбора величины порога отсечки.

На графиках, показанных на рисунке 1.19, явно выделяются две зоны слева и справа от точки, обозначающей минимальное значение случайной ошибки измерения. Слева на ошибку измерения максимальное влияние оказывает пространственная дискретизация изображения звезды. С ростом числа локализованных пикселей ошибка, вызванная пространственной дискретизацией измерений, уменьшается. Справа, с ростом числа локализованных периферийных пикселей, начинает сказываться их более высокая, чем в центре, зашумленность. При этом ошибка измерений снова начинает расти.

Фактически, программа Star Manager устанавливает связь между значением отношения сигнал/шум в сигнале от звезды и величиной случайной ошибки, указывая при этом оптимальные условия для выполнения измерения.

Заключение по разделу 1

1. Выполнявшиеся в 60-ые годы прошлого века ИКИ РАН фотографические съемки звезд небесной сферы показали возможность определения по снимкам звезд ориентации съемочного устройства в инерциальном пространстве. Созданная на этой основе методика определения ориентации летательного аппарата, в 1971 – 1973 годах была применена на пилотируемых станциях «Салют-2» и «Салют-3» для географической привязки материалов космической съемки. Для этого на станциях устанавливалось по два аэрофотоаппарата: один для съемки звезд, другой для съемки земной поверхности. Впервые в отечественной практике, полученные в космическом эксперименте снимки звезд небесной сферы обрабатывались в ИКИ РАН с помощью ЭВМ БЭСМ-4. Для ввода снимков в ЭВМ использовался сопряженный с ней фототелеграфный аппарат. Отрабатывались алгоритмы локализации звезд на снимках, их распознавания по звездному каталогу и вычисления параметров ориентации летательного аппарата в инерциальном пространстве.

2. В 70-х годах прошлого века электронная промышленность СССР освоила производство ПЗС матриц, а в ИКИ РАН на их основе были созданы телевизионные камеры, которые начали использоваться для наблюдения звезд. Заложенная в технологии производства высокая точность взаимного положения пикселей матрицы позволила использовать камеры на

их основе для измерения координат звезд. Появился замысел создания оптико-электронного прибора для измерения направления на звезды. В это же время начали появляться первые микропроцессоры пригодные для использования на борту КА.

3. В конце 70-х годов, разработанная в ИКИ РАН концепция звездного датчика ориентации, метрологической основой которого должен был стать каталог звезд, полностью созрела и была энергично поддержана РКК «Энергия». В результате такой поддержки руководством космической отрасли было принято решение о создании специального предприятия для разработки и производства нового типа звездного датчика ориентации. Выбор руководства пал на народное предприятие «Карл-Цейсс» Иена, ГДР, где для этого вскоре было создано специальное подразделение.

4. Истории было угодно распорядиться так, что в период с 1980 по 1990 годы в СССР практически параллельно начали разрабатываться три проекта, в которых важная роль отводилась телевизионным камерам на основе ПЗС матриц: проект «Вега» - полет с целью проведения наблюдений кометы Галлея (1984 – 1986 годы); проект «Фобос» - полет с целью исследования одноименного спутника Марса (1988 – 1989 годы), и проект пилотируемой станции «Мир», на котором должен был использоваться новый звездный датчик (1989 – 2001 годы). Все три проекта были успешно выполнены при активном участии ИКИ РАН, сумевшего внедрить в них свои разработки камер на основе ПЗС матриц, а в случае звездного датчика и технологии определения параметров ориентации летательного аппарата.

5. После объединения Германии в 1991 году народное предприятие «Карл-Цейсс» Иена прекратило свое существование. Созданное для разработки и производства звездных датчиков ориентации предприятие стало частной компанией «Иена – оптроникс» продолжило работу в заданном направлении и со временем стало вторым в Европе после французского предприятия Sodern, занимающимся разработкой и производством звездных датчиков ориентации и других оптико-электронных приборов. От сотрудничества с ИКИ РАН западное руководство предприятия отказалось. Тогда же в ИКИ РАН было принято решение о самостоятельной разработке звездного датчика ориентации и об организации его мелкосерийного производства. Решение было выполнено. С тех пор, на протяжении четверти века ИКИ РАН практически полностью удовлетворяет потребности отечественной космической промышленности в звездных датчиках ориентации и ряде других современных оптико-электронных приборов для навигации и наблюдения различных космических объектов.

6. Метрологической основой датчиков ориентации КА являются звездные каталоги. На протяжении нескольких десятилетий, начиная с середины 60-х годов прошлого века, в качестве основы для проектирования бортовых каталогов звезд датчиков ориентации КА мог использоваться только астрономический каталог SAO. Новая эпоха звездных каталогов

началась с запуска в 1989 г. астрометрического космического аппарата Hipparcos. Результатом этой миссии стал каталог Hipparcos, машинная версия которого появилась только в 1997 году. Оба каталога использовались ИКИ РАН для составления рабочих каталогов датчиков ориентации. При этом периодически возникающие в работе приборов значительные по величине ошибки измерения всегда списывались на аппаратные средства, хотя было хорошо известно, что причиной ошибок могут быть соседние звезды, в том числе, отсутствующие в основополагающих каталогах.

7. Комплексный эксперимент по исследованию работы четырех звездных датчиков ориентации БОКЗ-М60 в условиях реальной эксплуатации был проведен только в 2016 году на КА «Ресурс-П» № 3. В ходе эксперимента было получено около $52 \cdot 10^6$ телеметрических кадров, содержащих координаты, в среднем, 10 звезд на ПЗС матрицах приборов и сопутствующую информацию. При этом было документально установлено, что ошибки измерения в диапазоне от 3" до 30" возникают в результате близкого соседства других звезд.

8. Следующим крупным шагом в развитии звездных каталогов, несомненно, стал каталог Gaia, составленный на основе одноименной европейской миссии стартовавшей в декабре 2013 года космический аппарат Gaia (Global Astrometric Interferometer for Astrophysics). На момент подготовки данного отчета выпущена третья версия каталога Gaia, однако уже во втором издании, вышедшем в октябре 2016 года, уже содержалась практически вся информация, необходимая для составления современных звездных каталогов для датчиков ориентации КА.

9. В 2017 – 2019 годах на основе каталогов звезд SAO, Hipparcos и Gaia в ИКИ РАН составлен «Базовый каталог звезд», содержащий около 11000 микрокаталогов, сформированных вокруг наиболее ярких звезд небесной сферы. Каждый из них содержит в центре одну звезду с магнитудой до 7,8 m и все звезды окружения до 13 m в радиусе 15'. Адресная система каталога использует номера звезд каталога Hipparcos. По нему из памяти компьютера вызывается микрокаталоги звезд.

10. Для работы с «Базовым каталогом» разработаны и находятся в стадии отработки две специальные программы: Star Manager и Catalogue Guide. Они предназначены для выполнения совокупности технологических операций по формированию бортовых каталогов звезд датчиков ориентации, оптимизированных в соответствии с наблюдательными возможностями каждой конкретной группы приборов и специфическими особенностями ближайших окрестностей каждой каталожной звезды. Программы имеют доступ к фотометрическим и астрометрическим моделям приборов семейства БОКЗ и могут работать в ручном и автоматическом режимах.

11. Работа над базовым каталогом, включая подготовку эксперимента на КА «Ресурс-

П» № 3, его проведение, разработку ПМО для обработки данных в интересах геопривязки космических снимков, анализ полученной информации, который также требовал разработки специальных методик и программ, заняла около десяти лет. В это же время уточнялись и создавались заново математические модели звездных датчиков ориентации разных типов, модели их собственных шумов, а также шумов обусловленных взаимодействием пикселей матричного приемника излучения с падающим на них потоком фотонов от звезд разной магнитуды и спектра излучения. Все это позволило гораздо лучше понять процесс измерений координат звезд и создать достаточно строгий математический аппарат для анализа всей совокупности факторов определяющих параметры звездного прибора на этапе его проектирования. Приведенные в данном разделе материалы могут войти составной частью в учебные пособия и в курсы лекций по космическому приборостроению.

12. Работы по созданию «Базового звездного каталога» БК-0, для датчиков ориентации КА завершены. Созданный на основе астрономических каталогов SAO, Hipparcos и Gaia, он полностью удовлетворяет современные потребности звездных датчиков на основе существующей оптики и матричных приемников излучения. Потребность в обновлении базового каталога, несомненно, возникнет в обозримом будущем, когда появится возможность существенно повысить угловое разрешение звездных приборов. Тогда потребуется дополнить в базовый каталог звездами 14 и 15 звездной величины. При этом список звезд основной группы также может претерпеть некоторые изменения, При этом радиус микрокаталогов вокруг них может быть уменьшен до $3' - 5'$.

Научные публикации

1. Аванесов Г.А., Эльяшев Я.Д. Особенности проектирования звездных каталогов для датчиков ориентации КА // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы – принята к печати.*

Литература

1. *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Особенности измерения координат звезд оптико-электронными приборами с различными угловыми разрешениями // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2018. Т 15. № 6. С. 39-47. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-39-47
2. *Зиман Я.Л., Томилова А.А.* Определение ориентации космических аппаратов по снимкам звезд // *Космические исследования.* 1969. Т. 7. № 2. С. 291-298.

3. *Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Алексакин Е.П.* Математическое обеспечение определения ориентации КА по изображениям звездного неба // Оптико-электронные приборы в космических экспериментах. М.: Наука, 1983. С. 124-157.
4. Телевизионная съемка кометы Галлея / ред. Р.З. Сагдеев. М.: Наука, 1989. 295 с.
5. Телевизионные исследования Фобоса / *Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л. и др.* – М.: Наука, 1994. 168 с.
6. *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С.* Технология наземной обработки данных о координатах звезд в целях повышения точности геопривязки снимков Земли из космоса // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 31-38. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-31-38
7. *Аванесов Г.А., Снеткова Н.И., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Исследования звезд участка небесной сферы двумя датчиками ориентации БОКЗ-М60 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 48-59. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-48-59
8. *Аванесов Г.А., Василейская А.Н., Никитин А.В., Филиппова О.В., Юматов Б.А.* Исследование фотометрических характеристик изображений звезд в реальных условиях эксплуатации звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 6. С. 116-126. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-6-116-126
9. *Аванесов Г.А., Куркина А.Н., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Эксперимент по коррекции фрагмента бортового каталога прибора БОКЗ-М60 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 65-74. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-5-65-71
10. *Аванесов Г.А., Строилов Н.А., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д.* Адаптация звездных каталогов к условиям их применения в звездных датчиках ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 16. № 6. С. 69-81. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-16-6-69-81
11. *Аванесов Г.А., Снеткова Н.И., Строилов Н.А., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д., Юматов Б.А.* Базовый каталог звезд для датчиков ориентации КА // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 65-74. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-5-65-74
12. *Аванесов Г.А., Строилов Н.А., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д.* Фотометрическая модель звездного датчика ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 75-84. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-5-75-84

13. *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
14. *Аванесов Г.А., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д.* Моделирование влияния шумовых факторов на точность измерения координат звезд // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 1. С. 61-69. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-1-61-69
15. *Аванесов Г.А., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д.* Моделирование изображений звездного неба в задачах наземной отработки датчиков ориентации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 2. С. 82-94. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-2-82-94
16. *Аванесов Г.А. Зиман Я.Л., Красиков В.А., Снеткова Н.И., Собчук В.Г., Фори А.А.* Алгоритмы определения ориентации космического аппарата по бортовым астроизмерениям // Известия вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 31-37.
17. *Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Красиков В.А., Снеткова Н.И., Собчук В.Г., Фори А.А.* Программное обеспечение определения астроориентации космических аппаратов с помощью звездного координатора (Астро). Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2000610308. Рег. 2000.

Раздел 2. Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также для посадки на Луну

Исполнители: отв. исп.: к.т.н., с.н.с. В.А. Гришин, д.т.н., г.н.с. Г.А. Аванесов, с.н.с., к.ф.-м.н. Б.С. Жуков, Н.А. Строилов

Автономная оптическая навигация находит все более широкое применение в практике космических исследований планет и малых тел Солнечной системы. Традиционные 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 [1]. 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 либо при выполнении стыковки с некооперируемыми КА. Кроме того, резервирование автономной оптической навигацией традиционных наземных радиотехнических измерений повышает надежность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полетах.

Для экспериментальной отработки навигационной системы в ИКИ РАН создан специализированный стенд. На этом стенде были отработаны алгоритмы навигации, а также получены оценки точности навигации путем имитационного моделирования этих процессов для различных высот полета КА над поверхностью Луны. Были также проведены натурные навигационные измерения по снимку лунной поверхности, полученному камерой СТС-Л, установленной на КА «Луна-25». Снимок был сделан с окололунной круговой орбиты высотой 100 км. Приведенные среднеквадратические ошибки определения координат КА по изображению составили около 70 м в плановых координатах и около 200 м по высоте.

В задачах припланетной навигации находят применение камеры с широкоугольными и сверхширокоугольными объективами. При решении задач, связанных с распознаванием и измерением в большинстве случаев приходится трансформировать такие изображения к классической модели формирования изображений, а именно модели центральной проекции (pin-hole модель). Для этого используется интерполяция изображений, что неизбежно влечет за собой потерю части информации по сравнению с изображениями, полученными с обычных камер. Предложена методика объективной оценки степени ухудшения качества

интерполированных изображений по сравнению с обычными изображениями *того же размера* по полю зрения и по числу пикселей.

Расширенными возможностями при решении задач относительной навигации обладают системы, которые помимо яркостного изображения позволяют получить также и дальностное (3D) изображение. К таким системам относятся лазерные сканеры и времяпролетные (Time-of-Flight, сокращенно ToF) камеры. Эти системы различаются по массогабаритным характеристикам, потребляемой мощности, радиусу действия, а также способу формирования изображения. ToF камеры отличаются меньшими габаритами, меньшей массой и потребляемой мощностью, отсутствием движущихся частей, а также существенно меньшим радиусом действия. Однако такие камеры не требуют длительного сканирования объекта (пассивного КА) и формируют 3D изображение одновременно по всей площади кадра. Поскольку ключевым параметром при решении задач навигации является точность измерения относительных координат, разработан метод расчета нижней границы Крамера–Рао дисперсии ошибок при измерении вектора параметров положения и ориентации активного аппарата относительно пассивного КА при использовании дальностных (3D) изображений. Метод используется для сравнения достигнутых ошибок измерения вектора параметров положения с наилучшими по точности оценками с целью оптимизации по точности характеристик 3D камер и методов обработки информации.

2.1 Обработка оптической системы автономной припланетной навигации на окололунных орбитах

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 [2]. 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 NEХТ [3].

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 [4]. 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 [5].

2.1.1 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 [6], в состав которой входят:

- широкоугольная навигационная камера (ШНК), предназначенная для определения положения КА по горизонту планеты и по контрольным точкам (КТ) – хорошо распознаваемым и привязанным к топографической модели Луны участкам поверхности;
- узкоугольная навигационная камера (УНК), предназначенная для уточнения положения КА по КТ, используя снимки более высокого разрешения;
- два звездных датчика (ЗД), предназначенные 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 2.1.

Таблица 2.1 - 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 [7], в состав которого входят нескольких компьютеров и средств отображения, на которых воспроизводятся изображения Луны, Земли и звезд в масштабе и ракурсах, соответствующих положению КА на трассе полета (рисунок 2.1). В состав стенда включен также персональный компьютер (ПК), к которому через блок интерфейсов могут подключаться оптические головки ОГ-ЗД, ОГ-УНК и ОГ-ШНК непосредственно, либо через БОД навигационной системы.

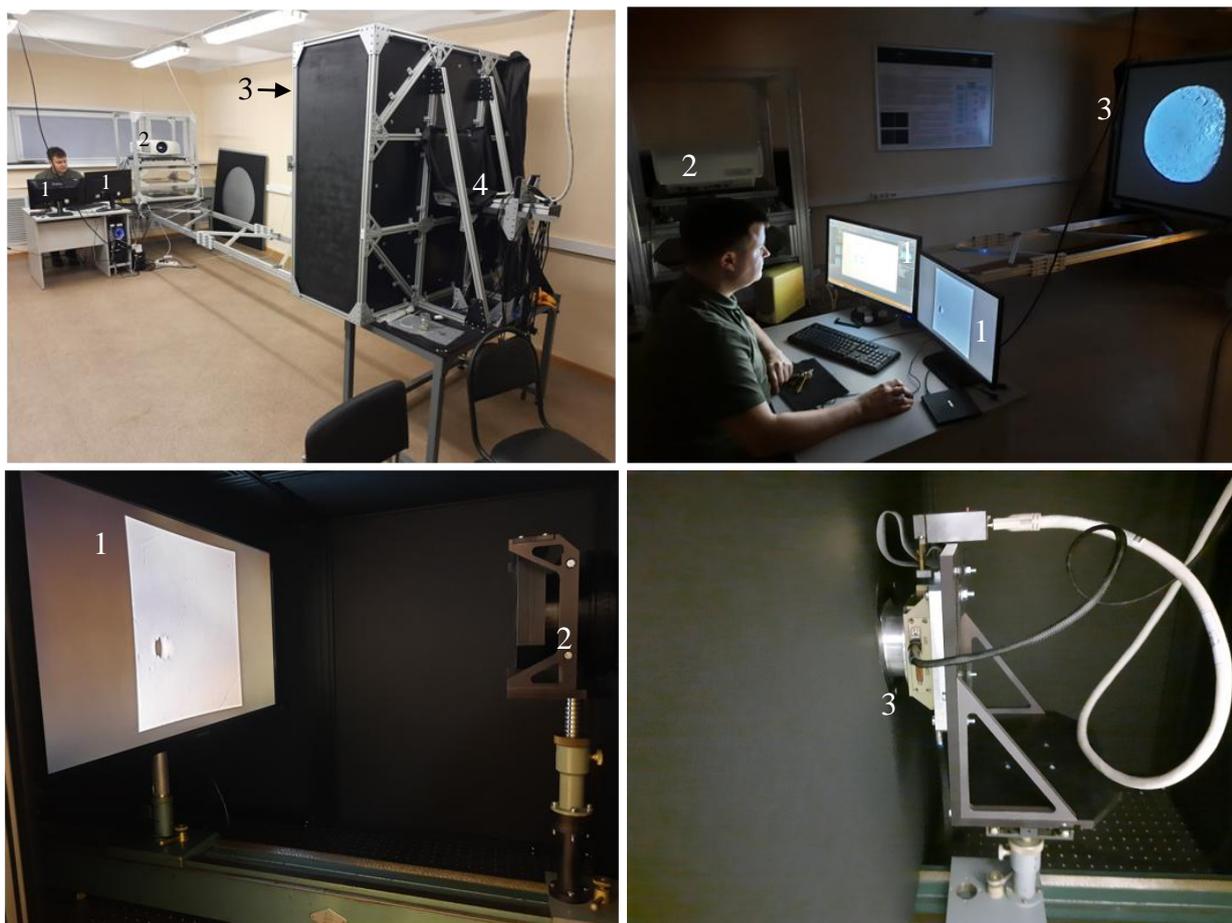


Рисунок 2.1 - Стенд обработки технологии автономной оптической навигации: сверху – стенд ШНК (слева) и его проецирующая часть (справа): мониторы управляющего компьютера (1), оптический проектор (2), экран (3), оптическая головка ШНК (4, закрыта черным покрывалом); внизу: слева – проецирующая часть стенда УНК с проекционным монитором (1) и коллиматорной линзой (2), справа – регистрирующая часть стенда УНК с оптической головкой (3)

Задаваемые параметры полета сравниваются с величинами, измеренными приборами навигационной системы. При этом сопоставляются углы ориентации КА и координаты КА в связанной планетографической системе координат (ПГСК). Для Луны в качестве ПГСК используется Moon-ME (Mean Earth), центр которой совпадает с центром масс Луны, ось Z направлена по среднему направлению оси вращения Луны, ось X лежит в средней экваториальной плоскости и направлена в начальный меридиан (к Земле), ось Y также лежит в экваториальной плоскости и дополняет систему до правой. Радиус референц-сферы Луны принят равным $R_0 = 1737,4$ км. Координаты КА выводятся как в виде декартовых координат КА, которые непосредственно используются при динамической фильтрации навигационных измерений при определении орбиты КА, так и для удобства в виде сферических координат - широты и долготы подспутниковой точки и высоты КА.

Таким образом, оборудование и программно-математическое обеспечение стенда позволяет не только моделировать условия съемки 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. Калибровка стенда ШНК проверяется и при ее изменении из-за прогрева стенда корректируется также после завершения пролета.

2.1.2 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 КТ, основным фактором, влияющим на структуру изображений, является рельеф. При таких фазовых углах можно пренебречь вариациями микроструктуры реголита, оказывающими 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 существенного 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 [8], используя средние значения ее параметров. Хотя существуют карты распределения параметров модели Хапке по поверхности Луны [9], 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).

2.1.3 Программно-алгоритмическое обеспечение припланетной навигации

На первом этапе обработки по изображениям ШНК определяется положение КА по горизонту используя алгоритм, описанный в работе [10]. Для этого на изображении с помощью оператора Собеля выделяются потенциальные точки горизонта, осуществляется фильтрация точек терминатора 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 Moon-ME по данным об ориентации камеры в инерциальной системе координат J2000, измеряемой звездными датчиками, используя переход из J2000 в Moon-ME для заданного момента времени. Таким образом, определяется положение подспутниковой точки (ПСТ). По углу раствора аппроксимирующего конуса оценивается высота КА.

Предварительные оценки ошибок определения координат подспутниковой точки по горизонту на низких орбитах составляют ~10 км, масштаба ~1 % (3σ), что вполне достаточно для перехода к следующему этапу – уточнению положения КА по контрольным точкам. 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 область поиска на первом этапе выбирается равным 10 км и из каталога выбираются КТ, которые могут попадать в центральную часть поля зрения камеры. Далее формируется области их поиска с радиусом 10 км в геометрической проекции КТ и осуществляется их поиск, используя многомасштабный метод установления соответствия. При этом КТ сначала ищутся по загрубленным изображениям, а затем их положение уточняется по исходному изображению. Предварительно по 3D-модели КТ рассчитывается ее эталонное изображение для заданных направлений освещения и наблюдения.

Для ограничения времени вычислений на изображении ищется не более 10 КТ, расположенных наиболее близко к расчетному положению ПСТ. При идентификации на изображении не менее двух КТ методом обратной засечки определяется радиус-вектор КА в ПГСК [11].

При навигации по КТ используется каталог КТ на Луне, который был сформирован, используя топографическую модель Луны LOLA-256P. Для этого поверхность Луны разбивалась на квадраты размером ~30 км и в каждом квадрате по критерию Харриса [12] основанному на максимизации среднеквадратической производной яркости изображения по направлениям, выбиралась площадка размером 16 x 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 КТ.

Предварительные оценки ошибок оценки положения ПСТ по контрольным точкам с помощью ШНК составляет ~ 1 км (3σ).

Дальнейшее увеличение точности измерений по КТ возможно, используя изображения более высокого разрешения, полученные УНК (при условии попадания в них достаточно количества КТ). Радиус области поиска КТ на изображениях УНК определяется ошибкой определения положения ПСТ по изображениям ШНК. Переход при навигации по КТ от ШНК к УНК позволяет улучшить точность определения координат ПСТ на порядок. Однако ошибка оценки высоты КА при этом существенно не уменьшается из-за недостаточного угла засечки, ограниченного полем зрения УНК в $27,5^\circ$.

2.1.4 Результаты стендовых навигационных измерений на окололунных орбитах

Для экспериментов выбирались полярные орбиты высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км, которые 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 2.2. 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. На орбитах ниже 200 км разрешение УНК значительно лучше разрешения КТ (118 м), а поле зрения становится сопоставимым с размером области определения КТ, вследствие чего в поле зрения УНК обычно попадает недостаточное количество КТ. Поэтому переход к навигационным измерениями по КТ от ШНК к УНК осуществляется на высоте 200 км. На бóльших высотах измерения ШНК проводятся только по горизонту.

Таблица 2.2 - Разрешение и поле зрения ШНК и УНК 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

На рисунке. 2.2 показаны примеры изображений ШНК и УНК, получаемые на стенде, с результатами определения дуги горизонта и найденными контрольными точками на ее поверхности.

В таблице 2.3 приведена доля снимков ШНК и УНК, в которых число опознанных КТ оказалось достаточным для проведения навигационных измерений. На высоте 200 км доля снимков УНК, по которым не удалось провести измерения по КТ, составила 3 %, а на бóльших высотах – 1 %. На высотах ниже 200 км ШНК позволила опознать достаточное количество КТ на всех изображениях, а на высотах выше 200 км распознаваемость КТ резко ухудшилась из-за недостаточного разрешения стенда ШНК.

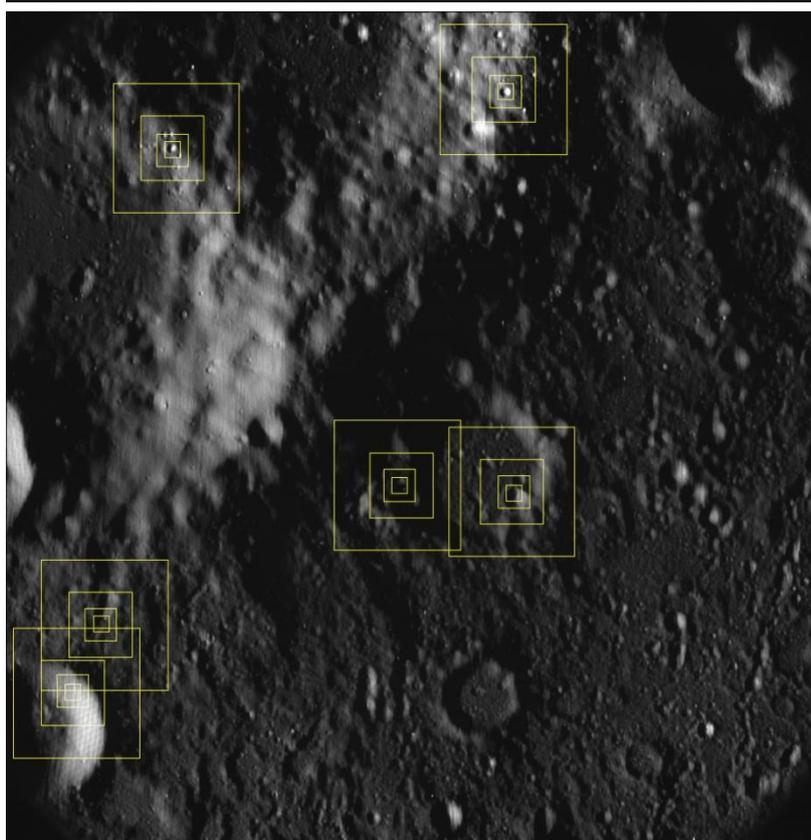
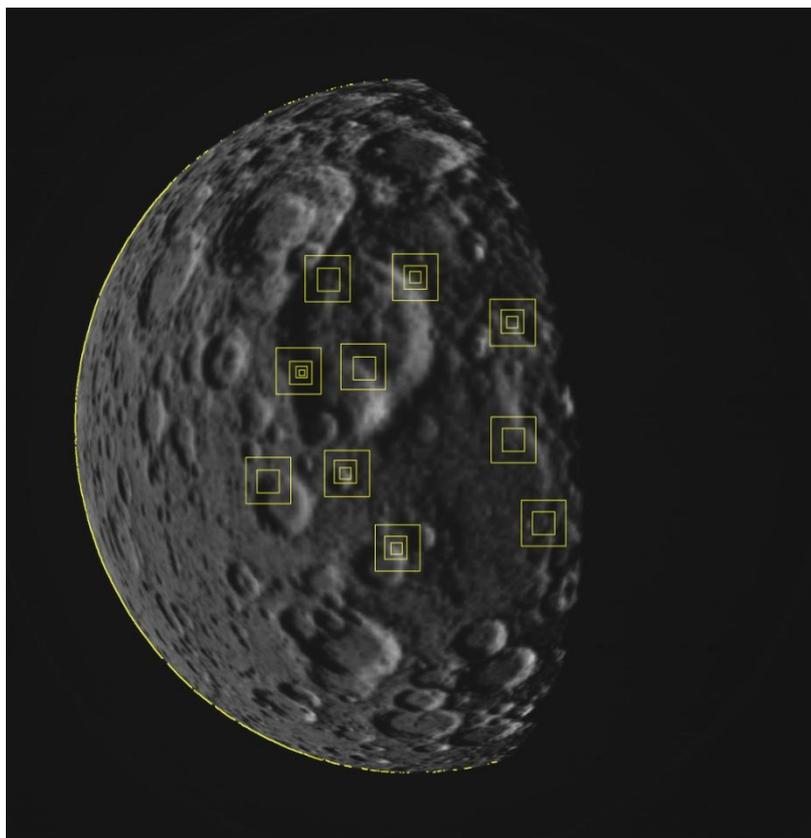


Рисунок 2.2 - Примеры полученных на стенде изображений ШНК (вверху) и УНК (внизу) с высоты 200 км; желтым отмечены выделенные точки горизонта на изображении ШНК и контрольные точки на изображениях ШНК и УНК

Таблица 2.3 - Отношение количества снимков, по которым было проведено измерение по контрольным точкам, к общему числу снимков

Камера	Высота, км				
	70	100	200	400	800
ШНК	172 / 172	250 / 250	296 / 297	-	-
УНК	-	-	287 / 297	264 / 267	275 / 277

Ошибки измерений координат КА на окололунных орбитах показаны на рисунках 2.3 – 2.5, а их среднеквадратичные отклонения (СКО) – в таблице 2.4. Они представлены в системе координат RNB, где ось R направлена по радиус-вектору КА, 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 2.4 - Среднеквадратические ошибки стендовых измерений координат КА на окололунных орбитах (м)

Вид измерений	Ось	Высота, км				
		70	100	200	400	800
ШНК по горизонту	R(H)	660	722	1300	1311	1937
	N	2740	2362	2168	1746	1661
	B	2977	2663	2874	1547	2089
ШНК по контрольным точкам	R(H)	183	315	717	-	-
	N	106	155	417	-	-
	B	100	139	276	-	-
УНК по контрольным точкам	R(H)	-	-	185	220	411
	N	-	-	29	24	50
	B	-	-	35	26	46

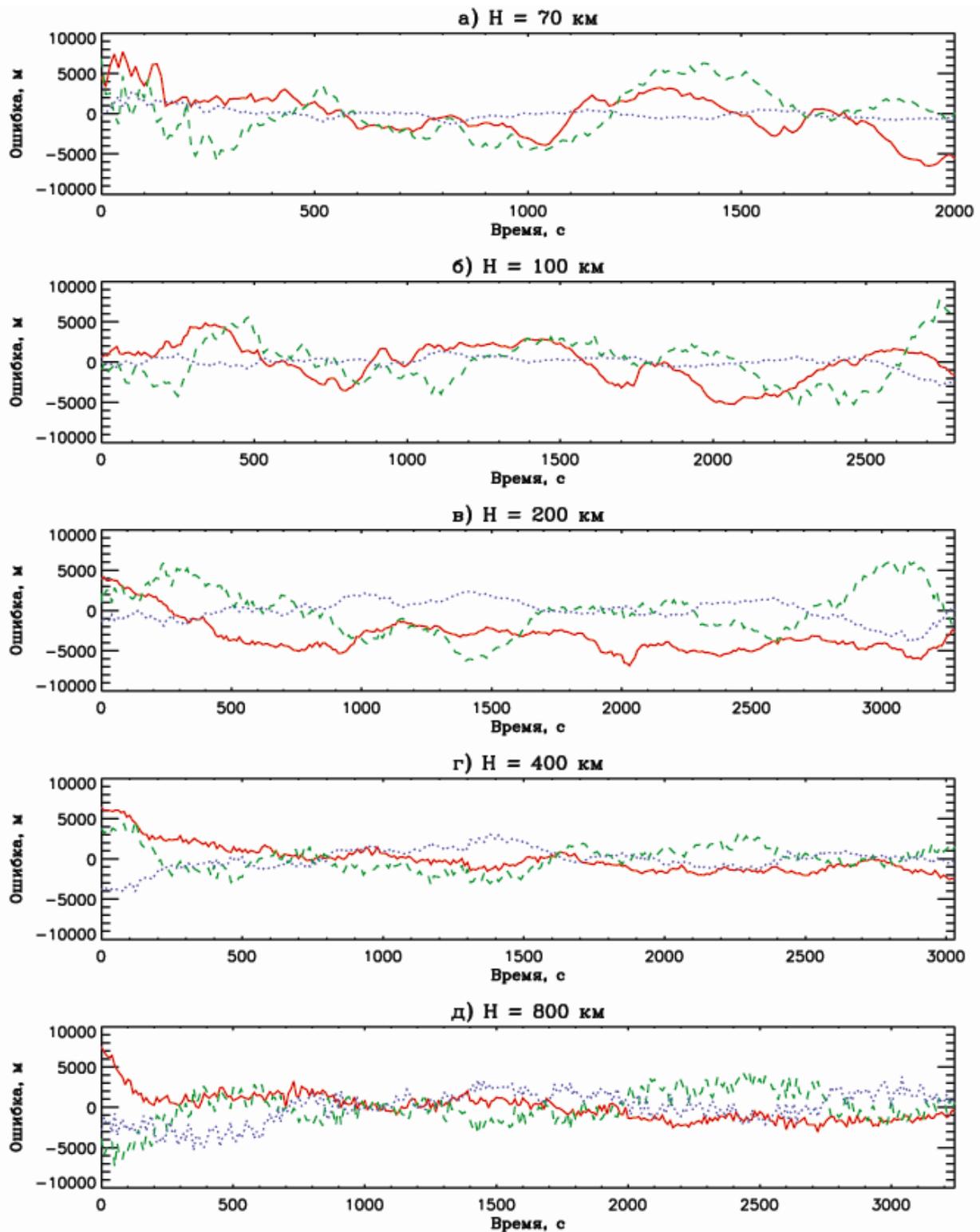


Рисунок 2.3 - Ошибки стендовых измерений координат КА с помощью ШНК по горизонту на околорунных полярных орбитах высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

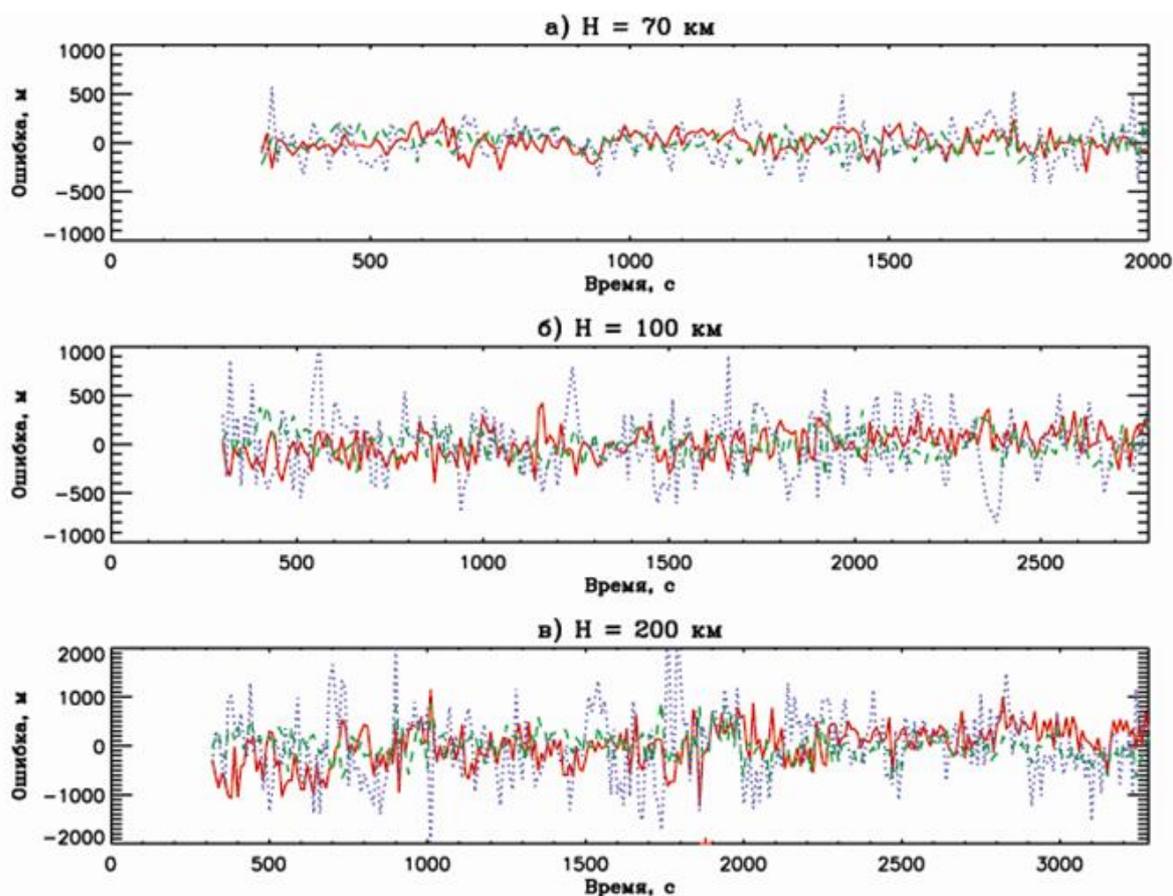


Рисунок 2.4 - Ошибки стендовых измерений координат КА с помощью ШНК по контрольным точкам на окололунных полярных орбитах высотой 70, 100 и 200 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

СКО ошибок ШНК по горизонту не превышает 2 - 3 км, а их максимальное значение лежит в пределах 10 км (рисунок 2.3). 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 по горизонту, т.е. их медленное изменение вдоль трассы полета.

Ошибки ШНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости на порядок меньше, чем по горизонту (рисунок 2.4). 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 2.5). Ошибки по высоте в этом случае почти на порядок больше, чем по горизонтали из-за недостаточного угла засечки УНК.

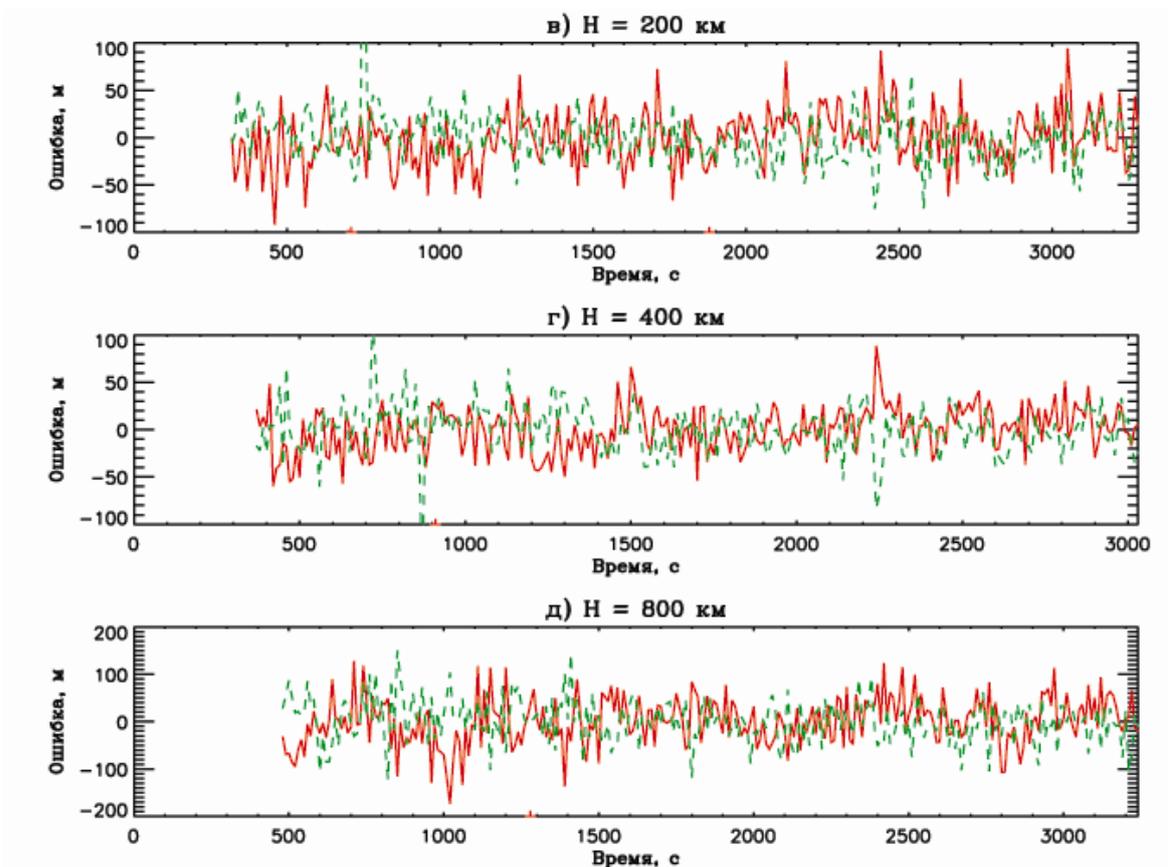


Рисунок 2.5 - Ошибки измерения координат КА с помощью УНК по контрольным точкам на окололунных полярных орбитах высотой 200, 400 и 800 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

2.2. Результаты натуральных навигационных измерений по снимку лунной поверхности, полученному камерой СТС-Л, установленной на КА «Луна-25»

С помощью телевизионной камеры КАМ-С, входящей в состав СТС-Л на КА «Луна-25», 17 августа 2023 г. было получено изображение поверхности Луны в районе кратера Зеeman (75°05' ю.ш., 135°05' з.д.) с окололунной круговой орбиты высотой 100 км (рисунок 2.6). КАМ-С имеет поле зрения 50° и таким образом занимает промежуточное положение между ШНК и УНК. С указанной высоты разрешение КАМ-С составило около 93 м, размер кадра – 93 x 93 км. При обработке использовались данные наземной геометрической калибровки камеры.

Данное изображение использовалось для:

- проверки адекватности моделирования изображений поверхности Луны с

использованием топографической модели LOLA-256;

- проверки распознаваемости контрольных точек по эталонным изображениям, построенным по топографической модели LOLA-256;
- оценки точности определения координат КА.

При применении рассмотренного многомасштабного алгоритма установления соответствия к реальному изображению Луны было распознано все 10 попадающих в поле кадра контрольных точек. В 9 случаях их 10 соответствие КТ было найдено для всех трех уровней пирамиды эталонных изображений контрольных точек, в одном случае – для двух уровней кроме самого детального. Это подтверждает адекватность выбора, как модели поверхности Луны, так и использованного при построении каталога критерия Харриса, который отдает предпочтение контрольным точкам с выраженной текстурой по всему окну их определения, а, например, не малым кратерам на квазиоднородном фоне, которые, вероятно, выбрал бы глаз, но которые могут теряться на начальном этапе распознавания при использовании верхних (наиболее грубых) уровней пирамиды эталонных изображений контрольных точек.

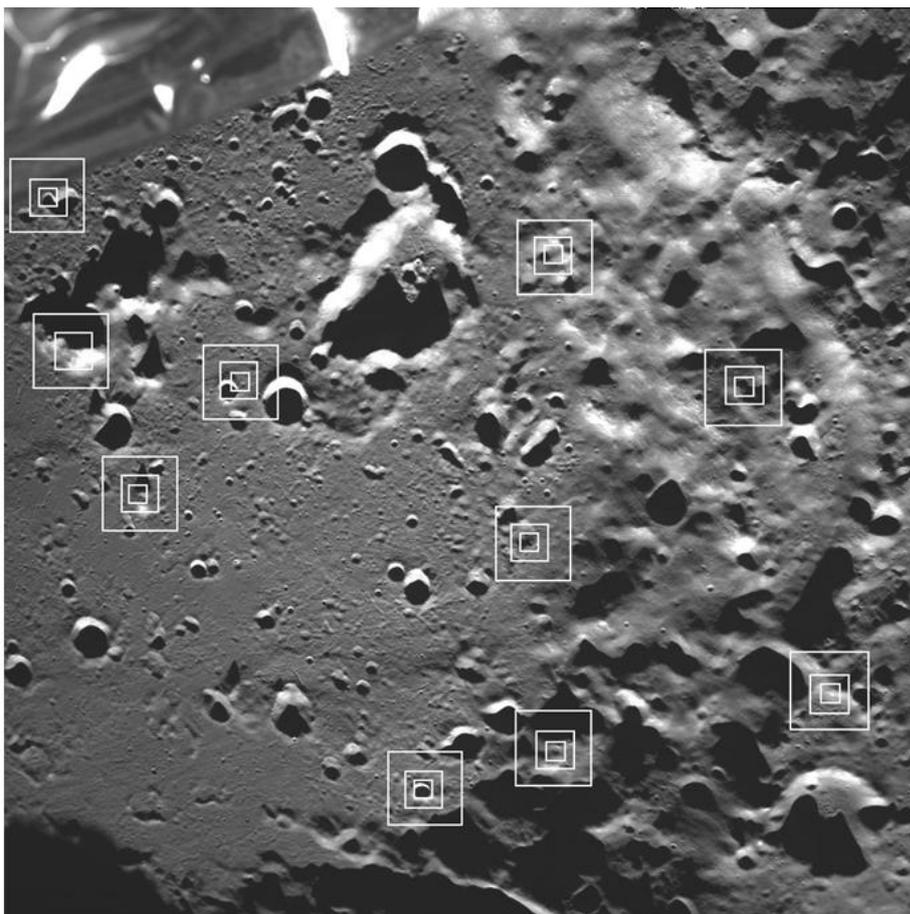


Рисунок 2.6 - Изображение поверхности Луны, полученное камерой КАМ-С/СТС-Л 17 августа 2023 г. Белыми вложенными квадратами показаны найденные контрольные точки при трех уровнях разрешения их эталонных изображений

Координаты КА в ПГСК, определенные по найденным контрольным точкам с использованием данных об ориентации КА, сопоставлены с данными баллистического прогноза (таблица 2.5). Приведенные среднеквадратические ошибки определения координат КА по изображению, оцененные по остаточным отклонениям метода обратной засечки, составляют около 70 м по горизонтали и около 200 м по высоте, что согласуется с ошибками стендовых измерений. Точность баллистического прогноза положения КА оценивается в ~1 км, ошибка привязки времени съемки к бортовому времени - до 1 с, что приводит к ошибке вдоль трассе полета до 1,6 км. Здесь необходимо отметить, что перед СТС-Л на КА «Луна-25» не ставилось задачи навигационных измерений, в связи с чем не была обеспечена необходимая для этой цели точность привязки по времени (~1 мс). Указанный баланс ошибок может объяснить расхождение в координатах КА до 1,8 км, определенных по изображению и по баллистическому прогнозу.

Таблица 2.5 - Сравнение оценок координат КА в ПГСК по баллистическому прогнозу и по результатам обработки снимка КАМ-С/СТС-Л

	X, км	Y, км	Z, км	H, км
Баллистические данные	-299,974	-267,074	-1788,522	95,664
По снимку СТС-Л	-298,160±0,069	-266,860±0,069	-1787,217±0,208	94,064±0,201

Научные публикации

1. Жуков Б.С., Аванесов Г.А., Лискив А.С., Сметанин П.С. Стендовая и натурная отработка оптической системы автономной припланетной навигации на окололунных орбитах // Космические исследования. – принята к публикации.

Литература

1. Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами. Перспективы развития / ред. Урличич Ю.М. М.: Радиотехника. 2012. 216 с.
2. Телевизионная съемка кометы Галлея / ред. Сагдеев Р.З. М.: Наука. 1989. 295 с.
3. Bhaskaran S. Autonomous navigation for deep space missions. AIAA-2012-1267135.
4. 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 // Астрон. Вестник. 2010. Т. 4. № 5. С. 473-479.
5. Wang, Q. and Liu, J. A Chang'e-4 mission concept and vision of future Chinese lunar exploration activities // Acta Astronautica. 2016. V. 127. P. 678-683.
6. 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.

7. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С. Стенд для отработки технологии автономной припланетной оптической навигации КА // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 3. С. 107-117.

8. Непке В.В. Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy. N.Y.: Cambridge Univ. Press, 2012.

9. Sato H., Robinson M.S., Непке В., Denevi B.W. and Boyd A.K. Resolved Непке parameter maps of the Moon // Journal of Geophysical Research: Planets. 2014. V. 119. Issue 8. P. 1775–1805. DOI: 10.1002/2013JE004580.

10. 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.

11. 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.

12. Harris C., Stephens M. A combined corner and edge detector // Proceedings of the Alvey Vision Conference. 1988. P. 147–151.

2.3 Метод оценки искажений, возникающих при трансформации изображений, формируемых сверхширокоугольными объективами к модели центральной проекции

В настоящее время в различных областях, связанных с использованием изображений, наблюдается быстрый рост числа применений камер с широкоугольными и сверхширокоугольными объективами. Такие камеры позволяют существенно расширить область пространства, для которого формируется изображение. В частности, все более широкое распространение получают так называемые сферические камеры, или как их еще называют - панорамные 360° градусные камеры, которые могут содержать от двух камер с сверхширокоугольными объективами, до нескольких десятков камер с обычными объективами. Сферические камеры могут использоваться как мобильный видеорегистратор, снимающий все происходящее вокруг, как составная часть систем управления, систем наблюдения для контроля безопасности, систем мониторинга ситуации, систем документирования состояния окружающей обстановки и т. д.

Однако, решение таких задач, как распознавание объектов, а также задач измерения ориентируется, в первую очередь, на изображения, принцип формирования которых соответствует классической pin-hole модели (модель центральной проекции). Причина этого заключается в том, что указанная модель весьма проста и достаточно хорошо описывает реальные объективы при не слишком больших углах полей зрения. При этом не слишком большие отклонения от этой простой модели могут быть прокалиброваны и учтены при обработке изображений. Проблемы возникают при использовании объективов с большими и очень большими полями зрения, к которым, в частности относятся и так называемые fish-eye объективы, размер поля зрения которых может превышать 180° .

Сверхширокоугольные объективы могут применяться и в задачах навигации. В частности, сверхширокоугольные объективы могут применяться для определения местной вертикали по изображению линии горизонта. В сочетании со звездными датчиками, либо камерами, определяющими направления на Солнце, Луну или планеты Солнечной системы реализуется задача навигации космических аппаратов, либо иных мобильных объектов.

Можно сказать, что проблемы, связанные с искажениями при увеличении углов поля зрения, носят фундаментальный характер и связаны с тем, что изображение наблюдаемых объектов проектируется на плоскость светочувствительного датчика, а не на сферическую поверхность. Данная проблема может решаться двумя путями. Во-первых, разработкой специальной оптики, обеспечивающей минимум искажений при широком поле зрения. Примером такого подхода может являться продукция фирмы Theia Technologies [1]. По материалам фирмы, их объективы обеспечивают приемлемый уровень искажений до размера поля зрения в 135° . Снижение геометрических искажений обусловлено применением специального типа линз [2], [3].

Второй путь - компенсация искажений путем преобразования самого изображения. В принципе, возможен путь внесения «предыскажений» в эталонное изображение объекта, которое используется для распознавания/измерения. Это возможно, например, для точечных объектов (в частности - звезд) и тех объектам, которые могут условно считаться точечными, когда при проектировании на плоскость меняются, главным образом, соотношения между направлениями на визируемые звезды и соответствующими расстояниями на плоскости матрицы фотоприемника. Для протяженных объектов целесообразно корректировать искаженное изображение, а не трансформировать («предисказать») эталон. В этом случае проблема коррекции искажений сводится к пересчету яркости от одной сетки отсчетов к другой сетке. В качестве примера коррекции изображений, полученных всенаправленными камерами, можно привести работу [4]. Необходимо отметить два важных обстоятельства. Во-первых, компенсация искажений осуществляется только для поля зрения, существенно меньшего, чем

180°, поскольку в противном случае качество изображений, получающихся после компенсации, существенно ухудшается. Во-вторых, для решения таких специфических задач, как, например, измерения по линии горизонта, необходимо работать с исходным изображением, используя точную модель сверхширокоугольной камеры.

2.3.1 Анализ искажений яркости при трансформации изображения к pin-hole модели

В общем случае каждый пиксель сформированного изображения является результатом интегрального преобразования яркости наблюдаемого изображения в некотором телесном угле с учетом функции рассеяния точки конкретного объектива, угла визирования, расстояния, геометрических и яркостных искажений объектива. При этом точный переход от сетки пикселей fish-eye объектива к сетке пикселей для pin-hole модели достаточно сложен в вычислительном плане, а самое главное — он требует точного знания всех указанных факторов и моделей. Далее здесь будет рассматриваться существенно более простой случай, когда яркость каждого пикселя условно относится к яркости точки в его центре.

Центральная часть изображения камеры со сверхширокоугольным объективом может быть использована как дополнительный источник навигационной информации по изображению подстилающей поверхности Земли. Получаемые таким образом изображения имеют невысокое разрешение по кадру. Также сверхширокоугольные объективы могут применяться для ближней относительной навигации на малых и сверхмалых расстояниях при решении задач стыковки с космическими аппаратами.

В двух последних случаях возникают вопросы, связанные с точностью калибровки камер и возможностями коррекции геометрических искажений сверхширокоугольных камер с целью приведению изображений с таких камер к виду, формируемому обычными камерами (использующих обычную pin-hole модель центральной проекции). Это важно для решения двух взаимосвязанных процессов, а именно — распознавания и измерения.

Для приведения изображений, формируемых сверхширокоугольными камерами, к модели центральной проекции требуется решить две задачи. Во-первых, необходимо выполнить коррекцию геометрических искажений, свойственных сверхширокоугольным камерам. Это важно для решения задач по проведению точных измерений геометрических размеров наблюдаемых объектов и расстояний до них. Этой задачи мы в данной статье касаться не будем. Далее будем полагать, что эта задача уже решена путем съемки объектов с точно известными геометрическими размерами, определением параметров формул перехода к соответствующей системе координат, используемой в проективной модели. Считаем также, что эти операции выполнены с достаточной точностью, что позволяет удовлетворительно решать

задачи измерений.

Во-вторых, необходимо пересчитать яркость элементов изображения, переходя от неравномерной сетки отсчетов к равномерной. Т.е. необходимо сделать интерполяцию яркости. Можно отметить, что теоретически для точечных объектов (например - звезд) интерполяция не нужна, поскольку погрешности направления на звезду можно учесть поправками по координатам. Ошибки направления могут возникать, например, из-за асимметрии функции рассеяния точки, которая определяется свойствами fish-eye объектива. При этом локальные искажения геометрии в малой окрестности направления на звезду могут быть достаточно малыми.

Если же брать квазиточечный объект, например - объект, эталонное изображение которого представлено его особыми точками с дескрипторами, которые формируются по окрестности направления на особые точки и достаточно чувствительны к геометрическим искажениям окрестностей, то в этом случае уже необходим переход к равномерной сетке, для чего и используется интерполяция отсчетов.

Остановимся на практически важной задаче распознавания и локализации заданных фрагментов изображения. Это могут быть как эталонные изображения заданных объектов, так и окрестности множества информативных точек, совокупность которых и формирует образ (эталонное изображение) искомого объекта. Для решения задачи распознавания и локализации важно сохранение локальной структуры изображения искомого объекта или локальной структуры информативных точек. Остановимся на этом более подробно. Проблема в том, что модель центральной проекции (pin-hole модель) применима при не слишком широком поле зрения. Соответственно, если в сверхширокоугольной камере используется светочувствительная матрица размером 2048×2048 пикселей, и поле зрения составляет 180° или чуть более градусов, то при преобразовании изображения к проективной модели с матрицей того же размера 2048×2048 пикселей, преобразованное изображение будет содержать значительно меньше информации, чем исходное изображение, полученное сверхширокоугольной камерой. И это происходит при том, что и само исходное изображение, полученное от сверхширокоугольной камеры, содержит информации о числе пикселей, значительно меньшем, чем 2048×2048 , поскольку углы матрицы не участвуют в формировании изображения.

Далее будем предполагать, что исходное изображение, формируемое сверхширокоугольной камерой и преобразованное (трансформированное) изображение *согласованы*, т. е. центральная часть исходного изображения отображается в центральную часть преобразованного изображения без потерь, т. е. *пиксель-в-пиксель*.

Рассмотрим исходное изображение, полученное от сверхширокоугольной камеры,

представленное на рисунок 2.7а. Изображение имеет размер 2048×2048 пикселей. Первоначально, данное изображение использовалось для калибровки камеры и определения параметров трансформации углов визирования точек пространства в систему координат, связанную с матрицей камеры. Поэтому на изображении видны специальные маркеры, которые использовались для калибровки камеры. Далее будем работать только с маркерами, расположенными на противоположной стене, а именно с пятнадцатью маркерами, имеющими номера 24, 25, 26, 12, 13, 15, 08, 07, 16, 14, 10, 17, 19, 18, 04. Были обработаны восемь снимков, полученных при небольших разворотах оси камеры в пространстве. При этом положение маркеров смещалось в кадре. Указанные маркеры использованы для оценки степени ухудшения параметров их обнаружения и локализации при интерполяции.

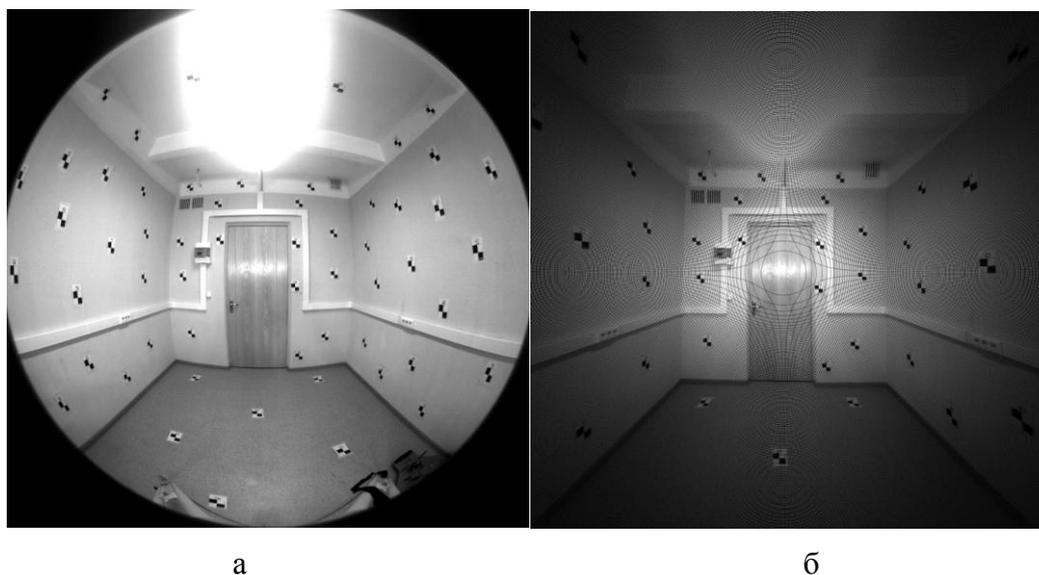


Рисунок 2.7 - Исходное изображение (а) и изображение, полученное после коррекции геометрических искажений (б). На изображении (б) видна сложная сеть черных пикселей, в которых яркость трансформированного изображения не определена

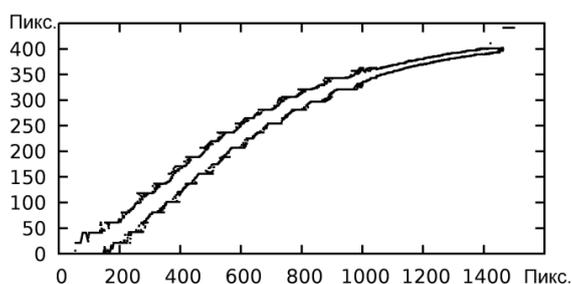
На рисунке 2.7б показана картинка, которая получается после трансформации левого изображения в систему координат, связанную с матрицей камеры. Изображение также имеет размер 2048×2048 пикселей. Трансформация производится на основе модели центральной проекции с коррекцией геометрических искажений. Поле зрения преобразованного изображения приблизительно соответствует $\pm 51^\circ$. На изображении хорошо заметен достаточно сложный муаровый узор, который возникает при наложении двух растров, а именно – растра исходной сверхширокоугольной картинке и прямоугольного растра преобразованного изображения. Черные точки муарового узора показывают те пиксели преобразованного изображения, яркость которых не определена после преобразования. Яркость этих пикселей необходимо определить путем интерполяции. Можно отметить, что визуально яркость изображения на рисунке 2.7б кажется существенно меньше, чем изображения на рисунке 2.7а.

Это происходит из-за того, что на изображении на рисунке 2.7б присутствует много черных точек (на которых яркость не определена), а глаз человека реагирует на среднюю яркость. Пример изображения, полученного путем интерполяции яркости тех пикселей, значения яркости которых не были определены после трансформации изображения, приведен на рисунке 2.8. Здесь яркость изображения на рисунке 2.8, кажется больше, чем яркость изображения рисунке 2.7а, поскольку на рисунке 2.7а, присутствуют черные углы.

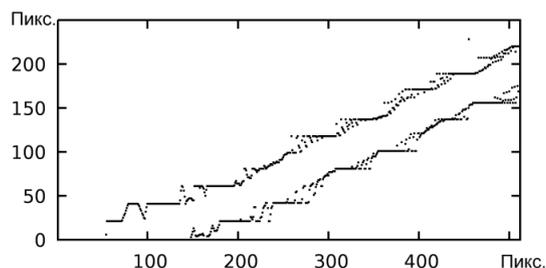


Рисунок 2.8 - Результат интерполяции яркости пикселей преобразованного изображения

В данном случае 62,4 % пикселей исходного изображения (рисунок 2.7а) не попадают в кадр преобразованного изображения (рисунок 2.7б и рисунок 2.8). Т.е. для данных снимков реально может быть использована информация только о 37,6 % пикселей исходного изображения. Были сделаны расчеты количества пикселей, яркость которых должна интерполироваться для окрестности размером 21×21 пиксель в зависимости от расстояния от центра кадра, выраженного также в пикселях (рисунок 2.9а). На графике (рисунок 2.9б) показан начальный участок этого графика в более крупном масштабе. На обоих графиках представлены верхняя и нижняя границы разброса числа таких пикселей.



а



б

Рисунок 2.9 - Количество пикселей, яркость которых необходимо интерполировать (ось ординат) в зависти от расстояния до центра кадра (ось абсцисс) (а). Начальный участок этого графика в более крупном масштабе показан справа (б). Отмечены границы разброса — минимальное и максимальное значения числа пикселей

Графики показывают, что даже для небольших расстояний от центра кадра количество точек, яркость которых необходимо интерполировать, достигает значительных величин - сотен пикселей. В таблице 2.6. приведены данные по количеству пикселей, которые необходимо интерполировать для указанных ранее пятнадцати маркеров. Для каждого маркера рассматривалась окрестность размером 21×21 пиксель, содержащая 441 пиксель. Поскольку положение каждого маркера в кадре для восьми снимков несколько различается, то приведены минимальное и максимальное значение.

Таблица 2.6 - Количество точек окрестности размером 21×21 пиксель, для которых требуется интерполяция

№ точки по порядку	№ маркера на изображении	Количество точек окрестности, подлежащих интерполяции		Доля точек окрестности, подлежащих интерполяции	
		Минимум	Максимум	Минимум	Максимум
1	24	123	199	27,9 %	45,1 %
2	25	101	143	22,9 %	32,4 %
3	26	153	233	34,7 %	52,8 %
4	12	59	122	13,4 %	27,7 %
5	13	106	184	24,0 %	41,7 %
6	15	28	141	6,3 %	32,0 %
7	08	0	58	0,0 %	13,2 %
8	07	27	132	6,1 %	29,9 %
9	16	109	235	24,7 %	53,3 %
10	14	8	118	1,8 %	26,8 %
11	10	21	124	4,8 %	28,1 %
12	17	81	222	18,4 %	50,3 %
13	19	86	158	19,5 %	35,8 %
14	18	135	250	30,6 %	56,7 %
15	04	146	228	33,1 %	51,7 %

Анализ таблицы показывает, что даже при использовании только центральной части изображения, показанного на рисунке 2.8, полученного путем трансформации изображения, сформированного fish-eye камерой, количество точек, для которых необходимо делать

интерполяцию яркости, может превышать 50 %.

Такое большое количество точек, яркость которых необходимо интерполировать, порождает закономерный вопрос о степени влияния такой интерполяции на решение задач поиска, обнаружения и распознавания заданных элементов изображения (например - особых точек). В задачах обработки изображений широко используются различные методы интерполяции яркости. Однако в подавляющем большинстве случаев используемые методы предназначены для работы на регулярных сетках отсчетов яркости. В нашем случае это не так. В нашем случае необходимо использовать методы интерполяции, предназначенные для работы по неравномерным сеткам отсчетов. И такая интерполяция требует существенно более сложных алгоритмов и больших вычислительных затрат, чем интерполяция по равномерным сеткам отсчетов.

Большой опыт работы с задачами интерполяции по неравномерным сеткам отсчетов накоплен в таких прикладных областях, как геофизика и картография. В работе [5] рассмотрен вопрос геометрической трансформации цифровых карт, построенных в разных проекциях. В обзоре [6] рассмотрены различные методы интерполяции по набору точек. Методы были протестированы автором, что облегчает их сравнение и выбор наиболее подходящего метода из рассмотренных. Этот обзор достаточно старый, но в нем рассмотрены классические методы интерполяции по неравномерным сеткам. Обзор [7] описывает результаты более поздних исследований в этом направлении.

Широкое распространение и развитие в задачах интерполяции по неравномерным сеткам получил метод Шепарда, в котором для вычисления весов, с которыми учитывается значение интерполируемого параметра, используются различные функции «расстояния» до узлов сетки. Этот метод достаточно прост, понятен и легко реализуется. Примерами различных модификаций этого метода могут служить работы [8], [9], [10].

Развиваются и другие методы, например в статье [11] рассмотрена линейная интерполяция со сглаживанием на симплексном покрытии области с произвольным распределением узлов нерегулярной сетки. В работе [12] предложен новый метод аппроксимации геофизических полей (например, магнитных и гравитационных полей) по нерегулярной сети с использованием истокообразных функций. Метод работоспособен при высоком уровне помех измерений. В статье [13] предложен быстрый итеративный метод интерполяции с мультиразрешением. В работе [14] дан сравнительный анализ методов интерполяции по неравномерным сеткам с минимальной нормой и триангуляцией поверхностей Безье.

Как правило, в рассмотренных статьях используются достаточно сложные и трудоемкие алгоритмы, ориентированные на небольшое количество отсчетов измеряемой величины

геофизических полей. В нашем же случае количество отсчетов превышает 1,5 млн. В этих условиях большое значение приобретает вычислительная сложность используемых алгоритмов, поскольку в некоторых случаях изображения приходится обрабатывать в режиме реального времени.

С учетом изложенного выше, для сравнения были выбраны и реализованы самые простые алгоритмы интерполяции, требующие минимальных вычислительных затрат:

1. Интерполяция нулевого порядка. Это простейший вариант интерполяции, когда за яркость интерполируемого пикселя принимается яркость ближайшего пикселя с известной яркостью. Данный вариант алгоритма интерполяции обладает минимальной вычислительной сложностью и одновременно наихудшими показателями качества интерполяции.

2. Интерполяция первого порядка. Это более сложный вариант интерполяции. При использовании этого метода интерполяции сначала производился анализ ближайшей окрестности интерполируемого пикселя. А именно - определялись пиксели, в которых яркость определена на исходном изображении (уже интерполированные пиксели исключаются из рассмотрения). Определяется тройка ближайших пикселей, которые формируют треугольник, *охватывающий* интерполируемый пиксель. После этого рассчитывается яркость в интерполируемом пикселе. Если в ближайшей окрестности такой тройки найти не удавалось, то использовалась интерполяция нулевого порядка.

3. Интерполяции Шепарда (Shepard). Это более сложный способ интерполяции. При использовании этого метода также определялись ближайшие к интерполируемому пикселю пиксели с известной яркостью. Число таких пикселей ограничивалось, и оно было задано равным трем. Яркость интерполируемого пикселя, определяясь как взвешенная сумма яркостей пикселей, используемых для интерполяции. Веса яркостей определяются исходя из расстояний до этих пикселей. Чем расстояние меньше, тем выше вес данного пикселя в сумме яркостей.

4. Метод радиальных базисных функций (Radial Basis Function Method). При использовании этого метода интерполяции яркость интерполируемого пикселя находится как линейная комбинация значений радиальных базисных функций. В данной реализации этого метода также как и в случае линейной интерполяции использовались три ближайших пикселя, образующих охватывающий треугольник. Однако в этом случае оптимальные весовые коэффициенты определялись из решения системы из трех уравнений.

Следует отметить, что во всех четырех случаях, а особенно при использовании алгоритмов 2, 3 и 4 наиболее затратной в вычислительном плане являлась задача отбора ближайших к интерполируемому пикселю пикселей с известной яркостью, удовлетворяющих заданным геометрическим ограничениям.

Методы интерполяции сравнивались по двум показателям.

1. Коэффициент корреляции (коэффициент корреляции Пирсона). Хотя в настоящее время используется большое разнообразие функций сходства изображений и коэффициент корреляции далеко не является самым массовым из них, однако, он один из простейших и при этом неплохо выявляет различие между изображениями. Данная функция сходства инвариантна к изменениям коэффициента контраста и яркости изображения. Чем выше коэффициент корреляции интерполированного изображения и эталонного изображения, тем лучше работает метод интерполяции.

2. Среднее квадратическое отклонение (СКО) от эталона. Эта функция сходства хорошо выявляет различие очень близких изображений, когда коэффициент корреляции близок к единице и слабо изменяется при изменении сравниваемых изображений. Эта функция сходства сделана инвариантной к изменению коэффициента контраста и яркости сравниваемых изображений путем минимизации функции сходства по этим параметрам. Чем эта функция сходства меньше, тем лучше работает метод интерполяции.

В качестве эталонного изображения маркера, с которым сравнивались все другие изображения маркеров, подвергшиеся интерполяции, было использовано изображение окрестности точки № 08 на одном снимке, где интерполируемые точки не попадали на эту окрестность. На рисунках 2.10 - 2.13 представлены результаты расчета коэффициента корреляции окрестностей каждой из 15 точек с выбранным эталонным изображением, а также среднее квадратическое отклонение от эталонного изображения в зависимости от количества точек каждой окрестности, которые приходилось интерполировать. Как уже указывалось, все окрестности имеют размер 21×21 пиксель. Расчет производился для четырех методов интерполяции.

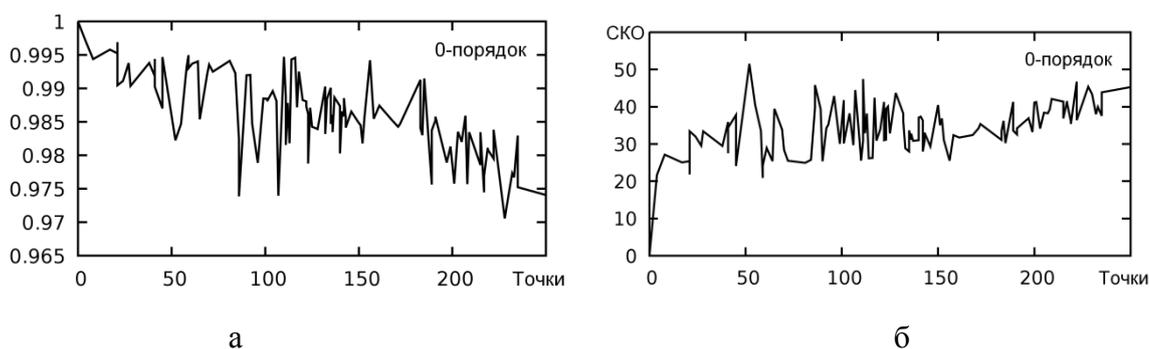


Рисунок 2.10 - Оценка результатов интерполяции нулевого порядка: коэффициент корреляции (а) и СКО отклонения яркости от эталонного изображения (б) в зависимости от количества интерполированных точек

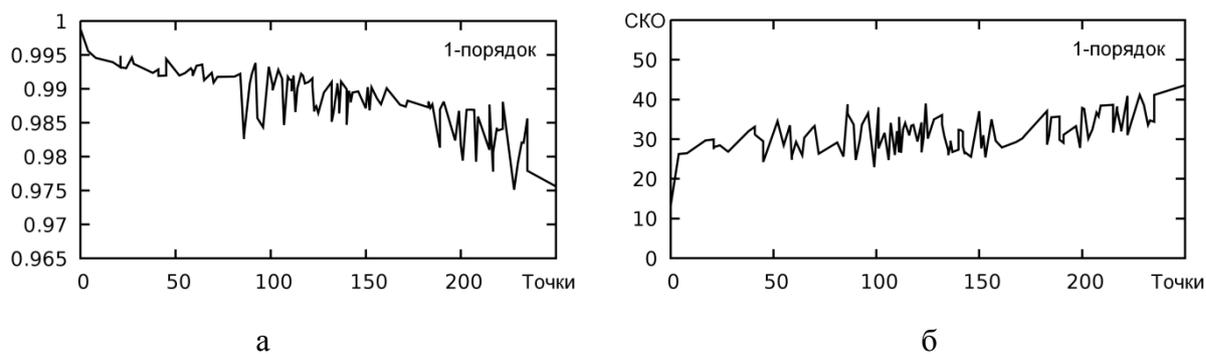


Рисунок 2.11 - Оценка результатов интерполяции первого порядка: коэффициент корреляции (а) и СКО отклонения яркости от эталонного изображения (б) в зависимости от количества интерполированных точек

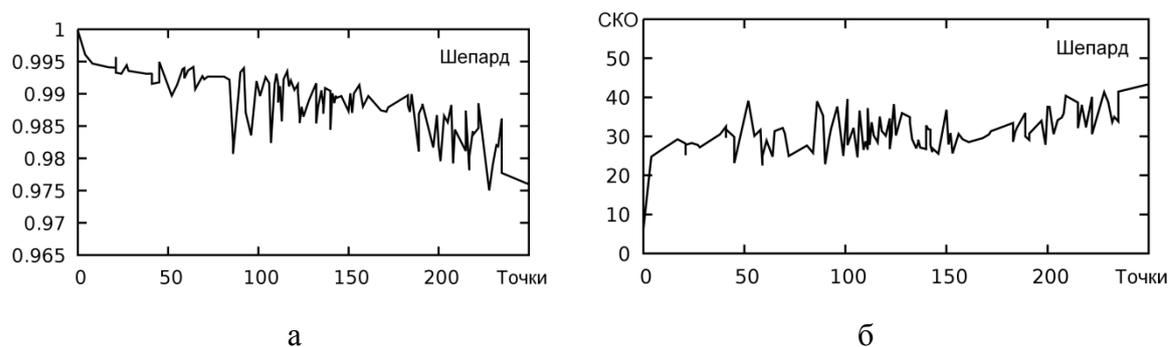


Рисунок 2.12 - Оценка результатов интерполяции Шепарда: коэффициент корреляции (а) и СКО отклонения яркости от эталонного изображения (б) в зависимости от количества интерполированных точек

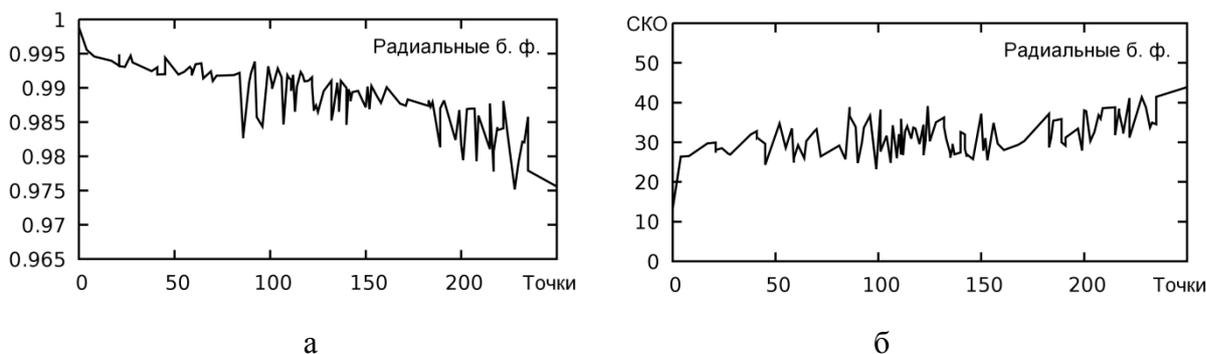


Рисунок 2.13 - Оценка результатов интерполяции с использованием радиальных базисных функций: коэффициент корреляции (а) и СКО отклонения яркости от эталонного изображения (б) в зависимости от количества интерполированных точек

Поиск соответствия изображений эталону производился в окрестности точек, заданных «вручную». При этом сначала устанавливалось грубое соответствие с точностью до ± 1 пикселя, а затем устанавливалось соответствие с субпиксельной точностью по координатам смещения и поворота. На этапе установления грубого соответствия производился контроль наличия в ближайшей окрестности от найденного экстремума наличия других экстремумов. Во всех случаях таких паразитных экстремумов не было выявлено.

Можно отметить, что в целом с увеличением количества интерполируемых точек коэффициент корреляции уменьшается, а СКО отклонения яркости растет, что вполне ожидаемо. Однако неприятной особенностью процесса интерполяции является то, что его результаты сильно зависят от положения точек, яркость которых необходимо интерполировать, относительно структурных элементов интерполируемого изображения. Если интерполируемая точка ложится на черное или белое поле, то интерполяция имеет малую ошибку. Если же интерполируемая точка ложится в области скачка яркости, то ошибка интерполяции может быть существенно больше. Об этом свидетельствует сильная изрезанность графиков на рисунках 2.10 – 2.13. Такие пульсации коэффициента корреляции и СКО могут вызывать неустойчивость обнаружения заданных объектов, сбои слежения и ошибки измерения геометрических размеров по сравнению с обычными камерами, изображение которых не требуется подвергать интерполяции.

Сравним методы интерполяции по перечисленным выше двум критериям (коэффициент корреляции и СКО разности изображений). По величине коэффициента корреляции наихудшей оказывается интерполяция нулевого порядка. Интерполяция первого порядка, интерполяция Шепарда и интерполяция радиальными базисными функциями показали в целом весьма близкие результаты, хотя графики в мелких деталях и отличаются. Видимо, это обусловлено тем, что во всех трех случаях для интерполяции были использованы значения яркости трех ближайших пикселей, образующих треугольник, покрывающий интерполируемый пиксель.

Известно, что СКО лучше отражает малые различия изображений по сравнению с коэффициентом корреляции. По величине СКО наихудшие результаты показывает также интерполяция нулевого порядка. Результаты трех оставшихся методов интерполяции оказываются очень близкими.

Таким образом, при недостатке вычислительной мощности может быть использована интерполяция нулевого порядка, если она может обеспечить удовлетворительные результаты. При более высоких требованиях к результатам интерполяции может быть использован один из трех рассмотренных методов. Из них наименее затратным в вычислительном плане можно считать интерполяцию первого порядка, а наиболее затратным методом – метод с использованием радиальных базисных функций. Следует также отметить, что методы интерполяции Шепарда и интерполяции радиальными базисными функциями имеют довольно широкие возможности по настройке, что может позволить несколько улучшить их работу.

Возможно также использование комбинации методов, когда для предварительной обработки и выделения областей интереса используется интерполяция нулевого порядка, а для получения более точных результатов в выделенных областях интереса небольшой площади используются более точные методы интерполяции.

Для сравнения интерполированных изображений с изображениями, полученными обычными камерами, были сделаны 4 снимка обычной бытовой фотокамерой той же самой комнаты с маркерами. Снимки сделаны приблизительно с той же высоты, что и снимки fish-eye камерой. Расстояние до стены было увеличено, поскольку обычная камера не была оснащена широкоугольным объективом. Снимки были сделаны существенно позднее, чем 8 снимков, сделанных fish-eye камерой, поэтому две точки (№ 25 и № 4) оказались несколько смещенными. На результаты оценок такое смещение влияния не оказывает, поскольку центр области грубого поиска задается «вручную» для каждого изображения. Один из полученных снимков представлен на рисунке 2.14.

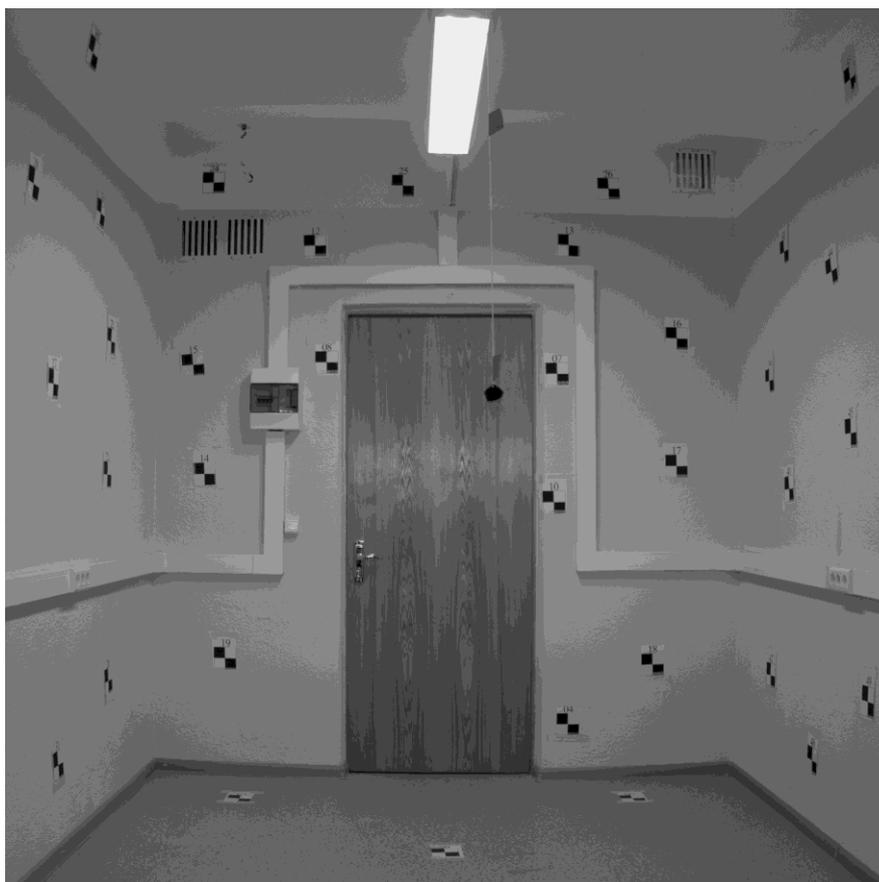


Рисунок 2.14 - Один из четырех снимков помещения, сделанных бытовой камерой Sony

В качестве эталонного изображения маркера, с которым сравнивались все другие изображения маркеров, полученные бытовой камерой Sony, также было использовано изображение окрестности точки № 08 на одном из четырех снимков. Результаты оценки коэффициента корреляции и СКО яркости отклонения от эталонного изображения представлены на рисунке 2.15. Четыре снимка содержат $4 \times 15 = 60$ точек, что и соответствует числу отсчетов по горизонтальной оси графиков. Исходные изображения имели формат 5472×3648 пикселей и были предварительно преобразованы к формату 2048×2048 . Несмотря на то, что любые преобразования (в том числе и уменьшение размера изображения) необратимо

ухудшают качество изображений, даже в этих неблагоприятных условиях изображения, полученные обычной камерой, существенно превосходят изображения, полученные интерполяцией изображений fish-eye камеры.

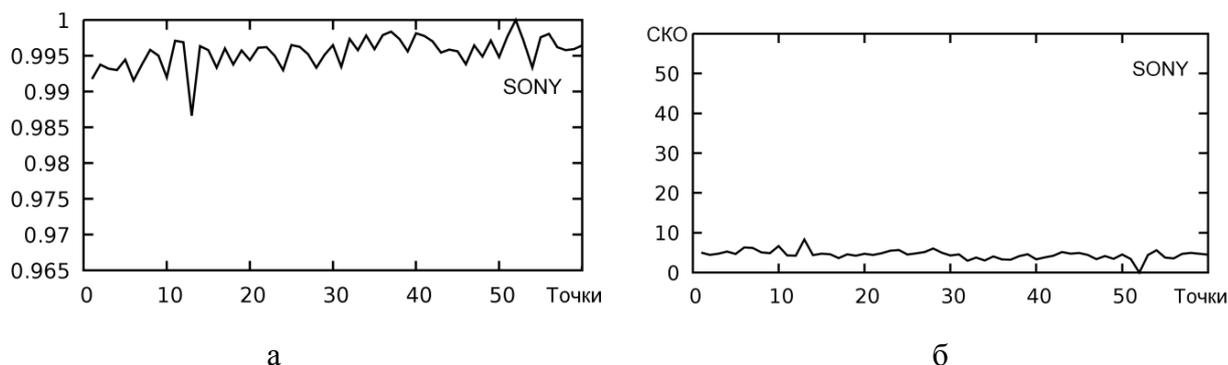


Рисунок 2.15 - Оценка коэффициента корреляции (а) и СКО яркости отклонения от эталонного изображения (б) для четырех изображений, полученных для нескольких ориентаций и небольших смещений обычной камерой

У изображений, полученных обычной бытовой камерой, существенно больше величина коэффициента корреляции и существенно меньше СКО яркости отклонения от эталонного изображения. Это обусловлено тем, что в интерполированном изображении содержится меньше информации, что может очень существенно сказываться на надежности распознавания. Кроме того, изрезанность графиков на рисунке 2.15 существенно меньше, чем на рисунках 2.10 - 2.13.

Поскольку интерполяция вносит ошибки в значения яркости пикселей, интересно оценить, какая интенсивность шума, добавленная к яркости изображения, сформированного обычной камерой, приведет приблизительно к тем же значениям коэффициента корреляции и СКО отклонения яркости, что наблюдаются в случае интерполированных изображений, полученных с fish-eye камеры. На рисунке 2.16 показаны результаты добавления белого гауссова шума к изображениям, полученным с обычной камеры. Диапазон яркостей этих изображений несколько меньше, чем 0 - 255. Средние значения коэффициента корреляции и СКО яркости отклонения от эталонного изображения приблизительно соответствуют параметрам, полученным для интерполяции первого порядка и интерполяции Шепарда изображений fish-eye камеры.

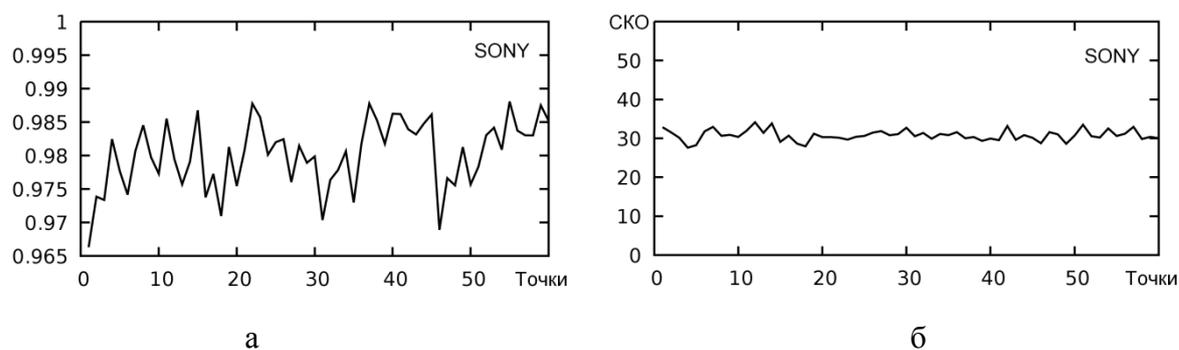


Рисунок 2.16 - Оценка влияния добавления шума на коэффициент корреляции (а), и СКО яркости отклонения от эталонного изображения (б) для изображений, полученных с обычной камеры. График (а) построен для СКО белого гауссова шума, равного $\sigma=15$. График (б) построен для СКО белого гауссова шума, равного $\sigma=75$

Таким образом, интерполяция изображений, полученных с fish-eye камеры, сопоставима увеличению СКО шума изображения по сравнению с обычной камерой на $\sigma=15$ единиц яркости для коэффициента корреляции. Если оценивать СКО яркости отклонения от эталонного изображения, то интерполяция изображений, полученных с fish-eye камеры, сопоставима увеличению СКО шума изображения по сравнению с обычной камерой на $\sigma=75$ единиц яркости. Попутно можно отметить, что СКО яркости отклонения от эталонного изображения оказывается более устойчивой функцией сходства, нежели чем корреляция.

Следует также отметить, что использованные маркеры являются достаточно устойчивыми к ошибкам интерполяции отсутствующих пикселей. Дело в том, что ошибки интерполяции минимальны в областях с приблизительно одинаковой яркостью и растут в областях, соседствующих со скачками яркости. В использованных маркерах как раз преобладают пиксели, расположенные в областях с приблизительно одинаковой яркостью.

Иными словами на изображениях с малой степенью корреляции яркости соседних пикселей интерполяция будет вносить большие ошибки. Для иллюстрации этого факта рассмотрим рисунок 2.17, на котором представлено изображение с fish-eye камеры слева и обычной камеры справа. Оба изображения приведены к одинаковым размерам ширины двери в пикселях. Изображение, полученное от обычной камеры, демонстрирует достаточно хорошую проработку текстуры на деревянной двери. В то же время изображение текстуры на левом снимке, полученном трансформацией изображения с fish-eye камеры, дает низкую детализацию текстуры и характеризуется значительной грануляцией, т. е. зернистостью. Это обусловлено интерполяцией яркости при недостаточном количестве точек, яркость которых известна, т. е. при недостатке информации.

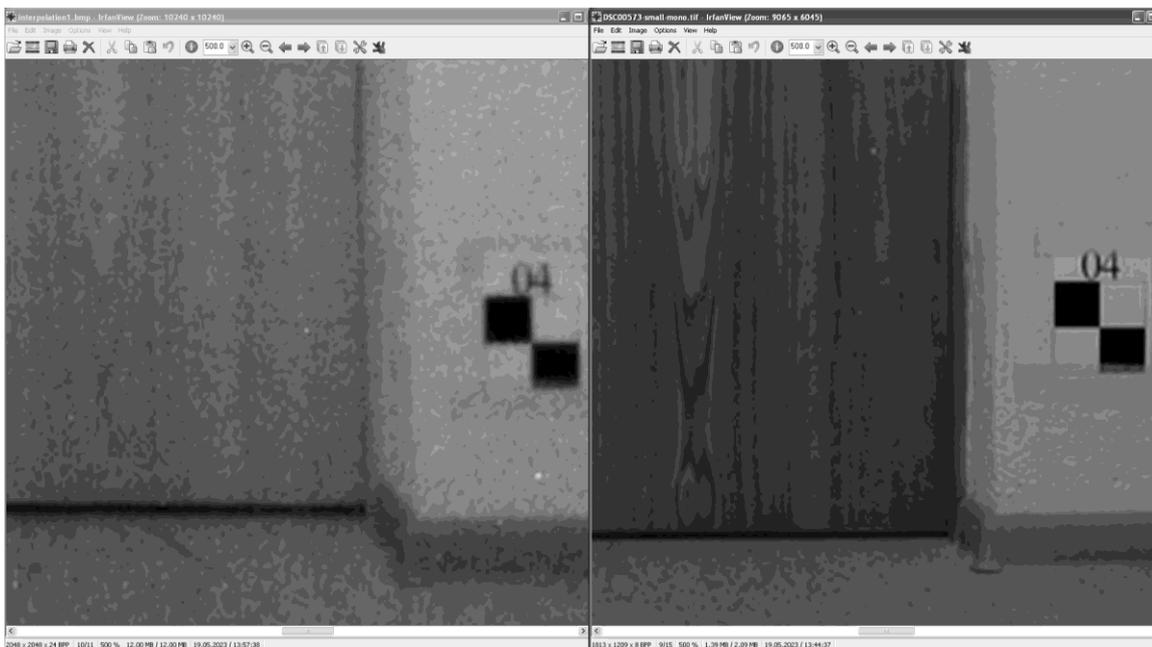


Рисунок 2.17 - Сравнение изображений, полученных путем интерполяции изображения fish-eye камеры (слева) и обычной камерой (справа)

2.3.2 Результаты

Выполненные расчеты показывают, что хотя трансформация изображений, получаемых от сверхширокоугольных камер, включая fish-eye камеры, вполне возможна и визуально трансформированные изображения могут выглядеть вполне приемлемо, однако в процессе интерполяции таких изображений возникают искажения яркости, которые могут существенно ухудшить условия работы алгоритмов распознавания и измерения. Эти искажения обусловлены недостаточностью информации на снимках, получаемых со сверхширокоугольных камер. Указанные искажения могут оказаться не слишком значимыми, если необходимо работать с контрастными маркерами достаточно большой площади, например такими, которые показаны на использованных снимках. И наоборот, подобные искажения могут оказаться совершенно недопустимыми при работе с информативными маркерами или фрагментами природных изображений. В каждом конкретном случае необходимо проводить экспериментальные исследования допустимости использования интерполяции снимков, сделанных сверхширокоугольными камерами и максимального размера той области, которая подвергается трансформации.

Получаемые трансформированные изображения могут рассматриваться как резервный источник навигационной информации на случай отказа штатной узкоугольной навигационной камеры, а также для грубого поиска заданных ориентиров в широком поле зрения для передачи информации о них в блок обработки изображений, получаемых от узкоугольной камеры.

С другой стороны, при пониженных требованиях к точности навигации, вполне

возможно использование для навигации только сверхширокоугольных камер. При этом можно реализовать такое зонирование области изображений, получаемых от сверхширокоугольных камер, когда периферийные области изображения используются для обнаружения объектов, грубого определения их размеров и перехода в режим слежения. По мере движения объекта (объектов) к центру поля зрения указанные оценки уточняются, а задачи распознавания и точного измерения решаются, когда объект оказывается в центре поля зрения. При этом на периферии изображения можно использовать интерполяцию нулевого порядка, как самую быструю. А ближе к центру изображения использовать более точные методы интерполяции для обнаруженных объектов.

Похожим образом работает и зрение человека. Периферическое зрение выделяет заданные объекты (например, быстро перемещающиеся и/или большие по размерам), а центральное зрение выполняет точный анализ изображения и решает задачи распознавания.

Научные публикации

1. Гришин В. А., Строилов Н. А. Трансформация изображений, формируемых сверхширокоугольными объективами // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. Т. 20. № 4. С. 45–59. DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-4-45-59

Литература

1. Theia Technologies. Ultra-Wide, No Distortion Lenses // <https://www.theiatech.com/lenses/ultra-wide-angle-no-distortion-lenses/>
2. Peterson M. Eliminate Distortion in Wide Angle Images // Theia Technologies. 2008. <https://media.theiatech.com/documents/theia-whitepaper-eliminate-distortion-in-wide-angle-lenses.pdf>
3. Iñiguez A. Improving Image Resolution with Wide-Angle Lenses // A&S International. Jan. 2014. <https://media.theiatech.com/documents/theia-whitepaper-improve-resolution-wide-angle-lens.pdf>
4. Лазаренко В.П., Джамийков Т.С., Кортаев В.В., Ярышев С.Н. Алгоритм преобразования изображений, полученных всенаправленными оптико-электронными системами // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2015. Т. 15. № 1. С. 30–39. DOI: 10.17586/2226-1494-2015-15-1-30-39
5. Аляутдинов А.Р., Кошель С.М. Геометрическая трансформация цифровых картографических данных по опорным точкам // Картографический метод и возможности компьютерных систем (ред. Берлянт А.М., Паславски Я.). Варшава. 2001. С. 93-97.
6. Franke R. Scattered Data Interpolation: Tests of Some Method // Mathematics of Computation. Jan., 1982. Vol. 38. No. 157. P. 181-200. DOI: 10.2307/2007474

7. Amidror I. Scattered data interpolation methods for electronic imaging systems: a survey // *Journal of Electronic Imaging*. April 2002. Vol. 11. Issue 2. P. 157 – 176. DOI: 10.1117/1.1455013
8. Renka R.J. Multivariate Interpolation of Large Sets of Scattered Data // *ACM Transactions on Mathematical Software*. June 1988. Vol. 14. No. 2. P. 139-148. DOI: 10.1145/45054.45055
9. Basso K., De Avila Zingano P.R., Dal Sasso Freitas C.M. Interpolation of Scattered Data: Investigating Alternatives for the Modified Shepard Method // *Proceedings of the XII Brazilian Symposium on Computer Graphics and Image Processing (Cat. No. PR00481)*. Campinas. Brazil. 1999. P. 39-47. DOI: 10.1109/SIBGRA.1999.805606
10. Dell’Accio F., Di Tommaso F. Scattered data interpolation by Shepard’s like methods: classical results and recent advances // *Proceedings of the Kernel-based Methods and Function Approximation. Dolomites Research Notes on Approximation*. 2016. Vol. 9. P. 32–44.
11. Журавлев А.В., Журавлев В.М. Многомерный алгоритм линейной интерполяции со сглаживанием на симплексном покрытии области с произвольным распределением узлов нерегулярной сетки // *Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Физико-математические науки. Физика*. 2007. №4. С. 93-104.
12. Долгаль А.С., Костицын В.И., Новикова П.Н., Пугин А.В., Рашидов В.А., Христенко Л.А. Практическое применение истокообразной аппроксимации геолого-геофизических данных // *Геофизика*. 2017. № 5. С. 29–37.
13. Masjukov A.V., Masjukov V.V. A New Fast Iterative Method for Interpolation of Multivariate Scattered Data // *Computational Methods in Applied Mathematics*. 2005. Vol. 5. No 3. P. 276–293.
14. Vlachkova K., Radev K.A Comparative Study of Methods for Scattered Data Interpolation Using Minimum Norm Networks and Quartic Triangular Bézier Surfaces // *Proceedings of the Information Systems & Grid Technologies Workshop, ISGT’2022*. May 27–28. 2022. Sofia. Bulgaria. P. 159-169.

2.4 Оценка потенциальной точности относительной навигации космических аппаратов при использовании массива отсчетов дальности (трехмерных изображений)

Достаточно давно известен способ навигации с использованием информации о профиле наблюдаемой поверхности. Этот способ уже много лет используется для навигации летательных аппаратов различных классов при полете над поверхностью Земли, в частности для коррекции ошибок, накапливаемых в процессе полета инерциальными навигационными системами. В качестве источника дальнометрической информации использовались, главным образом, радиолокационные однолучевые или многолучевые высотомеры, реже – наклонные радиолокационные дальномеры. В задачах стыковки КА, особенно в случае некооперируемой стыковки, также возникает задача определения текущих координат (линейных и угловых) активного аппарата относительно пассивного аппарата, к которому производится стыковка. Одним из способов определения текущих координат является анализ дальнометрической информации, получаемой от бортовых средств измерения. В качестве таких средств измерения могут использоваться лазерные сканеры, которые позволяют получить массив наклонных дальностей, формируемых последовательно, пиксель за пикселем, а также современные времяпролетные (ToF) камеры, которые формируют массив наклонных дальностей одновременно для всех пикселей трехмерного изображения. Бортовые лазерные сканеры характеризуются довольно большими расстояниями, на которых они способны производить измерения (до нескольких километров), высокой точностью. Недостатками лазерных сканеров является последовательный характер формирования трехмерных изображений, а также сравнительно большие вес, габариты и потребляемая мощность. Последовательный характер формирования изображений вызывает появление специфических искажений при наблюдении (измерении) движущихся объектов. Современные времяпролетные камеры могут работать на существенно меньших расстояниях (порядка десятков метров), имеют существенно худшую точность измерений, чем лазерные сканеры. Однако их преимуществом являются сравнительно малые вес, габариты и потребляемая мощность. Кроме того, в них отсутствуют механические движущиеся части, что способствует повышению надежности. В обоих случаях представляют значительный интерес оценки нижней (т.е. предельно достижимой) границы ошибок измерения линейных и угловых координат относительного положения активного КА как функции формы наблюдаемого КА, ракурса наблюдения, расстояния, параметров лазерного сканера или времяпролетной камеры. Разработка численно-аналитического метода получения таких оценок велась несколько лет, приблизительно с 2021 г.

Времяпролетные камеры реализуют предельно упрощенную версию классического измерения расстояния с помощью радиолокаторов. При этом времяпролетные камеры работают в оптическом диапазоне электромагнитных волн и формируют трехмерное изображение

объекта сравнительно высокого разрешения, например 200×200 пикселей и выше. Помимо других применений, времяпролетные камеры могут использоваться в задачах управления движением различных роботов, беспилотных летательных аппаратов и КА [1]. В последнем случае представляет интерес задачи управления полетом в непосредственной близости от других КА, астероидов и других тел Солнечной системы. Рассмотрим более подробно проблемы стыковки космических кораблей, в частности стыковки с некооперирующими КА. В работах [2] – [5] рассмотрены различные аспекты использования времяпролетных камер для стыковки. В процессе стыковки требуется обеспечить точное измерение параметров взаимного положения (три линейные и три угловые координаты) активного аппарата (преследователя) относительно пассивного аппарата, и эту задачу можно назвать задачей относительной навигации. Далее предполагается, что активный КА, оснащенный времяпролетной камерой, имеет на борту эталонную трехмерную модель пассивного КА. Как и в любой навигационной задаче, значительный практический интерес представляет оценка точности измерения параметров взаимного положения [6] – [9].

2.4.1 Упрощающие допущения, используемые при выводе нижней границы дисперсии ошибок измерения

Точность навигации зависит от большого количества факторов. В частности, это трехмерная форма пассивного КА, расстояние до него, углы наблюдения, угловое разрешение времяпролетной камеры, а также случайные и систематические ошибки измерения расстояния времяпролетной камерой. В целом решение проблемы определения ошибок навигации – достаточно сложная задача. Для упрощения этой задачи делается ряд допущений:

- Предполагается, что на наблюдаемой поверхности пассивного КА отсутствуют сильно отражающие участки многослойной экранно-вакуумной изоляции, делающие невозможным измерение дальности. Вообще говоря, это ограничение можно удовлетворить достаточно простым способом. На встроенной трехмерной модели соответствующие поверхности можно пометить как поверхности, которые не подлежат измерению. Соответственно, эти поверхности не будут использоваться для оценки относительных координат и для оценки точности.

- Предполагается, что отражение света от остальной части поверхности КА подчиняется закону Ламберта.

- Предполагается, что освещение от модулированного источника света времяпролетной камеры однородно по всему полю зрения камеры.

- Расстояние до поверхности КА измеряется по лучу, соответствующему центру каждого пикселя.
- Предполагается, что систематических ошибок и нелинейностей в измерениях расстояний для времяпролетной камеры нет; например, отсутствует температурный дрейф или структурный шум. Все эти ошибки устраняются при калибровке камеры [10], [11].
- Предполагается, что ошибки измерения расстояния для разных пикселей независимы и распределены по нормальному закону.

Вообще говоря, эти упрощения весьма серьезны. Чтобы преодолеть вышеуказанные ограничения и упрощения, необходимо разработать более точные и, соответственно, более сложные модели процесса измерения времяпролетной камеры. В свою очередь, это требует разработки соответствующей методики, разработки и изготовления специального оборудования, а также проведения комплекса экспериментальных измерений и, вероятно, столь сложный анализ можно провести только применительно к конкретной камере/конкретному КА, а никак не в общем случае.

Построим нижнюю границу Крамера–Рао дисперсии ошибок при измерении (оценке) вектора параметров положения и ориентации активного аппарата относительно пассивного аппарата. Общий метод получения выражений для нижней границы Крамера–Рао тот же, что и в статьях [12], [13].

2.4.2 Определение точки пересечения луча с поверхностью объекта

Рассмотрим сферическую систему координат, показанную на рисунок 2.18. Пассивный КА находится в начале координат. Положение активного КА задается двумя углами - φ и λ , а также расстоянием D . Для простоты предполагается, что положение центра проекции камеры совпадает с положением активного КА.

$$\begin{cases} X = D \cos \varphi \cos \lambda \\ Y = D \cos \varphi \sin \lambda \\ Z = D \sin \varphi \end{cases} \quad (2.1)$$

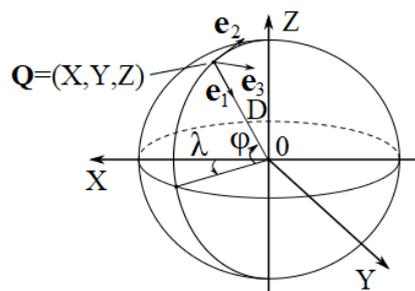


Рисунок 2.18 - Сферическая система координат и ориентация осей системы координат камеры

Нам нужно определить ориентацию системы координат времяпролетной камеры. Для того чтобы получить зависимость дисперсии ошибок измерения от ракурса наблюдения пассивного КА, оси системы координат камеры определяются через производные текущего положения активного КА (рисунок 2.18). Таким образом, проекционный центр камеры находится в точке Q с координатами $Q=(X,Y,Z)$. Введем векторы системы координат времяпролетной камеры

$$\mathbf{e}_1 = (-\cos \varphi \cos \lambda, -\cos \varphi \sin \lambda, -\sin \varphi) \quad (2.2)$$

$$\mathbf{e}_2 = (-\sin \varphi \cos \lambda, -\sin \varphi \sin \lambda, \cos \varphi) \quad (2.3)$$

$$\mathbf{e}_3 = (-\sin \lambda, \cos \lambda, 0) \quad (2.4)$$

Связь между системами координат камеры (см. рисунок 2.18) и сенсорной матрицы показана на рисунке 2.19. Использована pin-hole модель камеры. На рисунке параметр b — фокусное расстояние камеры. Символы u и v обозначают оси системы координат матрицы датчика. Вектор \mathbf{e}_1 совпадает с оптической осью камеры. Векторы \mathbf{e}_3 и \mathbf{e}_2 имеют то же направление, что и оси u и v . Каждый пиксель характеризуется своими координатами (i, j) на матрице времяпролетной камеры. Для каждого пикселя матрицы камеры определяется направление луча, по которому измеряется расстояние.

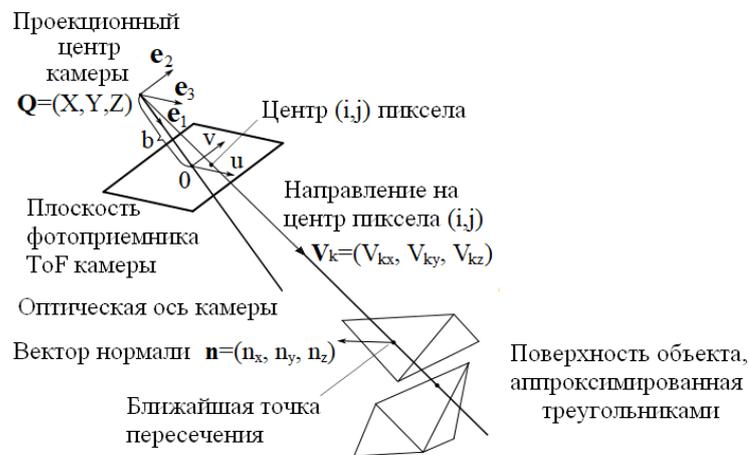


Рисунок 2.19 – Система координат камеры и наблюдаемые элементы поверхности пассивного КА, аппроксимированной треугольниками

Для упрощения обозначений предполагается, что начало системы координат фотоприемника времяпролетной камеры совпадает с центром конкретного пикселя. Тогда вектор \mathbf{V}_{k0} из центра проекции, проходящий через k -й пиксель с координатами (i, j) , будет иметь вид (2.5). Здесь s — размер пикселя.

$$\mathbf{V}_{k0} = \mathbf{e}_1 b + \mathbf{e}_3 i s + \mathbf{e}_2 j s \quad (2.5)$$

Введем нормировку вектора \mathbf{V}_k к единице

$$\mathbf{V}_k = \frac{\mathbf{V}_{k0}}{\|\mathbf{V}_{k0}\|} \quad (2.6)$$

Поверхность пассивного КА представлена в виде сетки треугольников. Для каждого треугольника определена нормаль \mathbf{n} к соответствующей плоскости, в которой он лежит. Такое представление широко используется в системах САПР, в частности в файлах формата STL, которые описывают только геометрию поверхности трехмерного объекта, не включая никакой информации о цвете или текстуре.

Для дальнейших математических построений потребуются координаты любой вершины k -го треугольника. Координаты вершины заданы в декартовой системе координат, показанной на рисунке 2.18. Координаты первой вершины треугольника можно описать следующим образом

$$\mathbf{P}_{k1} = (X_{k1}, Y_{k1}, Z_{k1}) \quad (2.7)$$

Луч, проходящий через пиксель с координатами (i, j) , может попасть на поверхность объекта (пассивного КА), а может просто уйти в космическое пространство. Если луч попадает на поверхность предмета, то он может пересекать эту поверхность в нескольких точках. В этом случае выбирается точка с кратчайшим расстоянием от камеры.

Определим координаты точки пересечения этого вектора с плоскостью, в которой лежит произвольный треугольник. Мы знаем, что для любой произвольной точки \mathbf{P}_t , лежащей в плоскости треугольника, вектор разности этой точки с любой другой точкой, лежащей в плоскости, например \mathbf{P}_{k1} , будет ортогонален вектору \mathbf{n} нормали к этой плоскости. Поскольку требуется любая точка, находящаяся в той же плоскости, что и рассматриваемый треугольник, проще всего выбрать одну из вершин треугольника. Если мы выберем самую дальнюю от \mathbf{P}_t вершину, то это несколько повысит точность вычислений. Таким образом, скалярное произведение этих векторов будет равно нулю.

$$(\mathbf{P}_t - \mathbf{P}_{k1}, \mathbf{n}) = 0 \quad (2.8)$$

Выражение для координат точки \mathbf{P}_t (точки пересечения луча в направлении \mathbf{V}_k с плоскостью, в которой лежит треугольник, аппроксимирующий поверхность КА) можно записать следующим образом

$$\mathbf{P}_t = \mathbf{Q} + t\mathbf{V}_k \quad (2.9)$$

Это выражение дает значение параметра t , при котором конец вектора $\mathbf{Q} + t\mathbf{V}_k$ лежит в той же плоскости, что и треугольник

$$t = \frac{(\mathbf{P}_{k1}, \mathbf{n}) - (\mathbf{Q}, \mathbf{n})}{(\mathbf{V}_k, \mathbf{n})} \quad (2.10)$$

Нам нужно определить, лежит ли точка *внутри этого треугольника или нет*. Для этого необходимо последовательно обойти все три отрезка, образующие треугольник, и определить,

на какой стороне каждого отрезка лежит точка $\mathbf{Q} + t\mathbf{V}_k$. Если она лежит на одной стороне для всех трех отрезков одного треугольника, например, на левой стороне, то эта точка принадлежит треугольнику. Если она не лежит на одной стороне для всех отрезков, то эта точка не принадлежит треугольнику. Если точка не принадлежит треугольнику, то луч с ней не пересекается и анализируется другой треугольник поверхности. Проверяются все треугольники, аппроксимирующие поверхность объекта. Затем выбирается треугольник, расстояние до которого минимально. Этот процесс повторяется для всех пикселей матрицы сенсора времяпролетной камеры. Очевидно, что часть пикселей не попадает на изображение космического корабля. Такие пиксели исключаются из дальнейшего рассмотрения.

2.4.3 Построение функции правдоподобия

Пусть в соответствии со сделанными предположениями функция распределения случайного результата измерения дальности l_k до k -го треугольника вдоль соответствующего вектора \mathbf{V}_k определяется нормальным распределением (2.11).

$$\eta(l_k) = \frac{1}{\sigma_k \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(l_k - l_{0k}(\boldsymbol{\theta}))^2}{2\sigma_k^2}\right) \quad (2.11)$$

Здесь $\boldsymbol{\theta}$ — координатный вектор, который необходимо определить (вектор оцениваемых параметров):

$$\boldsymbol{\theta} = (\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4, \theta_5, \theta_6, \dots) = (X, Y, Z, \alpha, \beta, \gamma) \quad (2.12)$$

Далее будет использоваться как векторное обозначение $\boldsymbol{\theta}$, так и указание различных компонент этого вектора. Значение расстояния l_{0k} до k -го треугольника по соответствующему вектору \mathbf{V}_k рассматривается как среднее значение случайной величины l_k , полученное в результате измерений расстояния. Среднее квадратическое отклонение l_k относительно l_{0k} равно σ_k . С учетом условия (2.6) выражение для расстояния можно записать

$$l_{0k} = \|t_k \mathbf{V}_k\| = |t_k| \quad (2.13)$$

Пространственная ориентация камеры задается осями \mathbf{e}_1 , \mathbf{e}_2 и \mathbf{e}_3 и может быть любой. Необходимо только, чтобы измеряемый объект находился в поле зрения. Рассмотрим небольшие повороты вокруг осей \mathbf{e}_1 , \mathbf{e}_2 и \mathbf{e}_3 системы координат камеры на углы α , β и γ соответственно. Далее будут рассматриваться производные по этим углам *в окрестности нулевых значений*. Поскольку рассматриваются производные, *т.е. бесконечно малые приращения*, то вместо $\delta\alpha$, $\delta\beta$ и $\delta\gamma$ можно использовать обозначения α , β и γ . Тогда в этом случае матрица вращения существенно упрощается и может быть представлена в виде (2.14 – 2.16).

$$A_{e1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -\alpha \\ 0 & \alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$A_{e2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\beta & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$A_{e3} = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma & 0 \\ \gamma & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Отметим также, что операция вращения становится коммутативной для бесконечно малых углов. Это существенно упрощает выкладки. Используя предположение о независимости ошибок измерения расстояния для разных пикселей, можно записать многомерную функцию распределения ошибок измерения расстояний (функцию правдоподобия) в следующем виде

$$f(\boldsymbol{\theta}, l_1, l_2, \dots, l_n) = \prod_{k=1}^n \frac{1}{\sigma_k \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(l_k - l_{0k}(\boldsymbol{\theta}))^2}{2\sigma_k^2}\right) \quad (2.17)$$

Вектор $\boldsymbol{\theta}$ определяется при решении навигационной задачи. Здесь n — количество лучей, попадающих на корпус космического корабля. Тогда логарифм функции правдоподобия определяется следующим образом

$$L(\boldsymbol{\theta}, l_1, l_2, \dots, l_n) = \sum_{k=1}^n \ln\left(\frac{1}{\sigma_k \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(l_k - l_{0k}(\boldsymbol{\theta}))^2}{2\sigma_k^2}\right)\right) = -\frac{n}{2} \ln(2\pi) + \sum_{k=1}^n \left(-\ln \sigma_k - \frac{(l_k - l_{0k}(\boldsymbol{\theta}))^2}{2\sigma_k^2}\right) \quad (2.18)$$

Этот логарифм используется для построения информационной матрицы Фишера.

2.4.4 Рассмотрим границу Крамера-Рао и информационную матрицу Фишера

Нижняя граница Крамера–Рао ковариационной матрицы оцениваемых параметров $\boldsymbol{\theta}$ (три линейные и три угловые координаты) определяется соотношением

$$\text{Cov}(\boldsymbol{\theta}) = E\left(\left(\hat{\theta}_i - \bar{\theta}_i\right)\left(\hat{\theta}_j - \bar{\theta}_j\right)\right) \geq I_6^{-1}(\boldsymbol{\theta}) \quad (2.19)$$

Здесь $I_6(\boldsymbol{\theta})$ – информационная матрица Фишера для шести параметров, E – символ математического ожидания, $\hat{\theta}_i$ и $\hat{\theta}_j$ – соответственно i и j компоненты оцениваемого вектора $\boldsymbol{\theta}$, а $\bar{\theta}_i$ и $\bar{\theta}_j$ – их средние значения. Выражение для информационной матрицы Фишера можно представить в двух формах [14]

$$I_6(\boldsymbol{\theta}) = -E\left(\frac{\partial^2 L(\boldsymbol{\theta}, l_1, l_2, \dots, l_n)}{\partial \boldsymbol{\theta}^2}\right) = E\left(\left(\frac{\partial L(\boldsymbol{\theta}, l_1, l_2, \dots, l_n)}{\partial \boldsymbol{\theta}}\right)\left(\frac{\partial L(\boldsymbol{\theta}, l_1, l_2, \dots, l_n)}{\partial \boldsymbol{\theta}}\right)\right) \quad (2.20)$$

Правую часть равенства (2.20) можно представить в матричной форме. Рассмотрим первый элемент матрицы $I_6(\boldsymbol{\theta})$ с индексами 1,1.

$$E\left(\frac{\partial L}{\partial \theta_1} \frac{\partial L}{\partial \theta_1}\right) = E\left(\frac{\partial L}{\partial x} \frac{\partial L}{\partial x}\right) = E\left(\frac{\partial L(\boldsymbol{\theta}, l_1, l_2, \dots, l_n)}{\partial x} \frac{\partial L(\boldsymbol{\theta}, l_1, l_2, \dots, l_n)}{\partial x}\right) \quad (2.21a)$$

Это выражение может быть записано в виде

$$\begin{aligned}
& E \left(\frac{\partial L}{\partial X} \frac{\partial L}{\partial X} \right) \\
&= \sum_{m=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{1}{\sigma_m^2 \sigma_j^2} \frac{\partial l_{0m}(\boldsymbol{\theta})}{\partial X} \frac{\partial l_{0j}(\boldsymbol{\theta})}{\partial X} \int \prod_{l_k, k=1 \dots n} \frac{1}{\sigma_k \sqrt{2\pi}} \exp \left(-\frac{(l_k - l_{0k}(\boldsymbol{\theta}))^2}{2\sigma_k^2} \right) \\
&\quad * (l_m - l_{0m}(\boldsymbol{\theta})) (l_j - l_{0j}(\boldsymbol{\theta})) \\
&\quad dl_1 dl_2 \dots dl_k \dots dl_n
\end{aligned} \tag{2.216}$$

Важно отметить, что интегрирование производится по всем переменным: $dl_1 dl_2 \dots dl_k \dots dl_n$. Таким образом, это *кратный интеграл*. Все $l_1, l_2, \dots, l_k \dots l_n$ соответствуют лучам, попадающим на корпус космического корабля. Остальные лучи игнорируются. Выражение (2.216) представляет собой сумму $n \times n$ интегралов. Интегрирование ведется в бесконечных пределах по каждой переменной: $l_1, l_2, \dots, l_k, \dots, l_n$, $1 \leq k \leq n$. Рассмотрим каждый интеграл более подробно. Интегрирование по каждой переменной l_k при условии $k \neq m$ и $k \neq j$ дает единицу (как интеграл от функции плотности вероятности в бесконечных пределах). Таким образом, кратные интегралы преобразуются либо в двойной интеграл для $k = m$ и $k = j$ и $m \neq j$ по переменным l_m и l_j либо в однократный для $k = m = j$.

В первом случае в результате интегрирования получается ноль. Фактически после замены переменных интеграл сводится к интегрированию в бесконечных пределах абсолютно интегрируемой нечетной функции. Функция нечетная из-за множителей $(l_m - l_{0m}(\boldsymbol{\theta}))$ и $(l_j - l_{0j}(\boldsymbol{\theta}))$. Во втором случае в результате интегрирования получается σ_k^2 . В результате всех этих преобразований получается простое и компактное выражение (2.22).

$$E \left(\frac{\partial L}{\partial \theta_1} \frac{\partial L}{\partial \theta_1} \right) = E \left(\frac{\partial L}{\partial X} \frac{\partial L}{\partial X} \right) = \sum_{k=1}^n \frac{1}{\sigma_k^2} \frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial X} \frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial X} = \sum_{k=1}^n \frac{1}{\sigma_k^2} \left(\frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial X} \right)^2 \tag{2.22}$$

Аналогично получают все остальные элементы информационной матрицы Фишера

$$I_6(\boldsymbol{\theta}) = \sum_{k=1}^n \frac{1}{\sigma_k^2} \left(\frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right) \left(\frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right) \tag{2.23}$$

Таким образом, все элементы информационной матрицы Фишера выражаются через производные.

2.4.5 Расчет производных

Необходимо найти следующие производные

$$\frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \boldsymbol{\theta}} = \left(\frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial X}, \frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial Y}, \frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial Z}, \frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \alpha}, \frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \beta}, \frac{\partial l_{0k}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \gamma} \right) \tag{2.24}$$

Учитывая (2.13) и используя выражение (2.10), можно найти следующие выражения

$$\frac{dl_{0k}}{dX} = \frac{dt_{0k}}{dX} = -\frac{n_x}{(\mathbf{v}_k, \mathbf{n})} \quad (2.25)$$

$$\frac{dl_{0k}}{dY} = \frac{dt_{0k}}{dY} = -\frac{n_y}{(\mathbf{v}_k, \mathbf{n})} \quad (2.26)$$

$$\frac{dl_{0k}}{dZ} = \frac{dt_{0k}}{dZ} = -\frac{n_z}{(\mathbf{v}_k, \mathbf{n})} \quad (2.27)$$

Для получения выражений производных по углам α, β, γ также используется выражение (2.10) и (2.13), а также матрицы вращений (2.14), (2.15) и (2.16). Для упрощения записи выражений сделана замена

$$B = (\mathbf{P}_{k1}, \mathbf{n}) - (\mathbf{Q}, \mathbf{n}) \quad (2.28)$$

Получены выражения для производных по углам α, β, γ

$$\frac{dl_{0k}}{d\alpha} = -B \frac{1}{(\mathbf{v}_k, \mathbf{n})^2} (-n_y V_{kz} + n_z V_{ky}) \quad (2.29)$$

$$\frac{dl_{0k}}{d\beta} = -B \frac{1}{(\mathbf{v}_k, \mathbf{n})^2} (n_x V_{kz} - n_z V_{kx}) \quad (2.30)$$

$$\frac{dl_{0k}}{d\gamma} = -B \frac{1}{(\mathbf{v}_k, \mathbf{n})^2} (-n_x V_{ky} + n_y V_{kx}) \quad (2.31)$$

Таким образом, получены все выражения, необходимые для расчета информационной матрицы Фишера и, следовательно, границы Крамера–Рао.

Рассмотрим теперь вопрос о сфере применимости полученных выражений. Как формулу (2.20), так и интегралы в формулах (2.21 – 2.22) можно корректно вычислить при условии, что выражения под знаком интеграла непрерывны со своими вторыми производными. Однако, исходя из содержания задачи, интегрирование (или вычисление интегральных сумм, аппроксимирующих интегралы) может производиться только по площади наблюдаемого 3D объекта, исключая видимые границы объекта. Дело в том, что на наблюдаемой границе изображения имеется разрыв расстояния, поскольку в космосе расстояние до объектов, отличных от пассивного космического корабля, можно считать бесконечным. Кроме того, производные (2.25 – 2.27) и (2.29 – 2.31) могут уходить в бесконечность на видимых границах объекта.

Однако следует отметить, что в тех точках, где производные (2.25 – 2.27) и (2.29 – 2.31) обращаются в бесконечность, отраженный от поверхности свет равен нулю, поскольку поверхность параллельна направлениям векторов \mathbf{V}_k . Это означает, что такие точки и соответствующие им лучи не нужно учитывать в расчетах. Более того, при скользющем падении

лучей на отражающую поверхность от этой поверхности к камере отражается малая мощность, что выводит диапазон яркости пикселей за пределы допустимого для времяпролетной камеры диапазона (интервал между отсутствием данных и насыщением).

Таким образом, учитывая технические ограничения возможностей времяпролетных камер, можно сделать вывод, что полученные формулы вполне применимы для расчета навигационных ошибок.

2.4.6 Результаты расчетов

Для моделирования процесса измерения были установлены следующие параметры времяпролетной камеры. Размер изображения 640 на 480 пикселей. Датчики с таким разрешением имеются в продаже. В качестве примера был взят датчик Sony DepthSense™ IMX556PLR. Размер пикселя установлен равным 10 мкм. Фокусное расстояние установлено на уровне 5,4 мм. Соответственно, поле зрения камеры составляет примерно $68^\circ \times 51^\circ$. Расстояние до пассивного КА установлено равным 10 м.

При формировании яркости изображения использована модель закона отражения (рассеяния) Ламберта. Кроме того, яркость уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния, поскольку учитывается отражение от протяженной поверхности. Здесь следует сделать пояснение. Дело в том, что хотя мощность уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния, а распространение излучения от источника до поверхности КА и обратно приводит к уменьшению мощности принимаемого сигнала обратно пропорционально четвертой степени, необходимо учитывать изменение площади проекции пикселя на поверхность объекта в зависимости от расстояния. А площадь проекции растет пропорционально квадрату расстояния. Соответственно, площадь, отражающая излучение к каждому пикселю, также растет пропорционально квадрату расстояния. В результате получается, что яркость пикселя уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния.

Необходимо отметить, что для датчика IMX556PLR случайная погрешность измерения обычно дается на расстоянии всего 1 м. На этом расстоянии случайная погрешность измерения дальности не превышает 2 мм. Это связано с тем, что точность измерений сильно зависит от режима работы датчика, функционирования цепей, обеспечивающих работу датчика, системы освещения, коэффициента отражения поверхности цели и других факторов. Следовательно, в каждом конкретном случае необходимы специальные исследования точности измерений. Поскольку целью данного расчета является иллюстрация предлагаемой методики оценки погрешностей измерений, используются сведения из [15]. На графиках видно, что на расстоянии до 8 м случайная ошибка не превышает 0,03 м. На расстоянии 10 м

среднеквадратическая ошибка измерения расстояния для самой яркой части изображения принимается равной $\sigma_0 = 0,05$ м, что включает небольшой дополнительный запас. Пусть яркость этой части равна r_{max} в относительных единицах. Ошибка измерения расстояния увеличивается с ухудшением отношения сигнал/шум. Яркость отраженного сигнала r_k зависит как от угла между нормалью к поверхности \mathbf{n} и направлением луча \mathbf{V}_k , так и от расстояния t_k . Среднеквадратическая ошибка измерения расстояния по k-лучу аппроксимируется формулой

$$\sigma_k^2 \approx \frac{\sigma_0^2 r_{max}}{r_k} \quad (2.32)$$

Здесь r_{max} – максимальная яркость изображения в поле зрения, r_k – яркость изображения по k-лучу. В самом общем случае эта формула отражает зависимость точности измерения дальности от отношения сигнал/шум, характерную для радиолокационных систем. Поскольку времяпролетная камера представляет собой очень простое устройство измерения дальности, использующее те же принципы, что и радар в оптическом диапазоне, формулу (2.32), следующую из [16], можно применить непосредственно. Как уже указывалось, для получения более точных оценок модели точности измерений необходимо провести специальные исследования конкретного образца времяпролетной камеры.

Корректное измерение расстояния возможно только в достаточно узком динамическом диапазоне яркости. Этот диапазон ограничен, с одной стороны, насыщением зарядами пикселей (переполнением потенциальных ям, в которых находятся генерируемые под воздействием света, носители заряда), а с другой – низким уровнем отраженных сигналов. В обоих случаях резко возрастают ошибки измерения расстояний. Допустимый динамический диапазон яркости изображения был установлен равным 10 в относительных единицах. Имеется в виду отношение максимального принимаемого отраженного излучения к минимальному уровню этого излучения в пределах одного кадра изображения. Предполагается, что в этом диапазоне результаты измерений можно считать достоверными, хотя их точность сильно варьируется. Измерения расстояний с яркостью менее $r_k = 0,1r_{max}$ отбрасываются как недостоверные и не учитываются в расчетах. Указанное здесь значение 10 взято с некоторым запасом, и точное значение динамического диапазона должно определяться путем специальных измерений. Однако при расчете необходимо учитывать допустимый динамический диапазон датчика в любом случае.

Для измерений задавался массив 21×21 положения активного КА относительно пассивного КА в сферической системе координат φ и λ с шагом 2° . На рисунке 2.20 показаны четыре 3D изображения пассивного КА для крайних значений координат φ и λ . Яркость пикселей на рисунке 2.20 зависит от расстояния. Чем больше расстояние, тем ниже яркость.

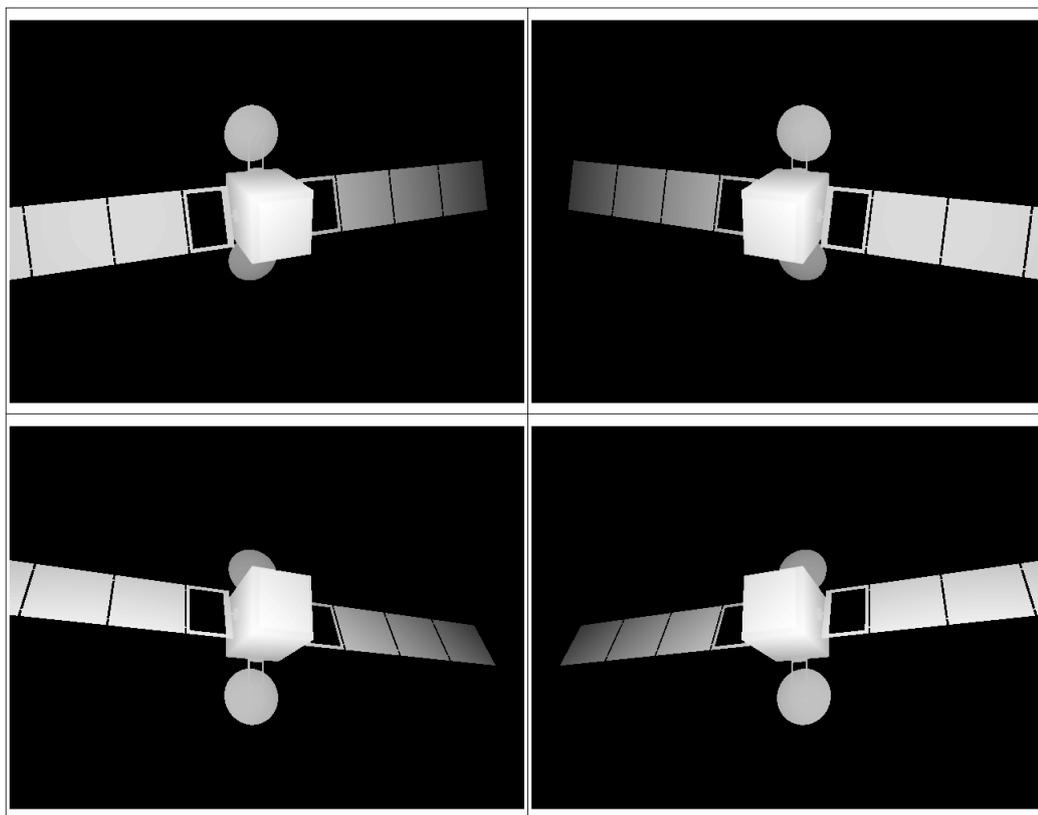


Рисунок 2.20 - 3D изображения объекта для ракурсов, соответствующих крайним значениям координат φ и λ

Следует отметить, что для оценки точности измерения параметров положения (три линейные и три угловые координаты) используется только центральная часть и две параболические антенны пассивного КА без развернутых солнечных батарей. Солнечные панели могут быть повернуты относительно корпуса пассивного КА для увеличения генерируемой ими мощности, и их ориентация в момент стыковки может быть неизвестной. Стыковка может осуществляться с неработающим спутником, для которого ориентация солнечных панелей также может быть неизвестной. Кроме того, солнечные панели не являются жесткими и могут деформироваться, что увеличивает погрешности измерений. Возможность использования только центральной части космического корабля обусловлена тем, что решению задачи навигации обязательно предшествует решение задачи распознавания. В результате устанавливается сравнительно точное соответствие между профилем видимой поверхности и профилем хранимой в памяти трехмерной модели, а значит, можно достаточно точно определить, принадлежит ли тот или иной пиксель центральной части изображения КА. Такое распознавание обычно осуществляется с помощью обычных телекамер на расстояниях, значительно превышающих 10 м.

Для повышения точности расчетов на наклонных и искривленных поверхностях каждый пиксель разбивается на девять субпикселей, яркость и расстояние до которых рассчитываются

отдельно. Яркость пикселя определяется как сумма яркости субпикселей. Оценка расстояния формируется как взвешенная сумма расстояний до субпикселей. Соответствующие веса зависят от яркости субпикселей.

На рисунке 2.21 представлены графики среднеквадратических ошибок измерения относительных линейных и угловых координат в зависимости от относительного положения φ, λ . Можно отметить, что погрешность измерения линейных координат не превышает 20 мм. Учитывая расстояние до спутника 10 м, такая точность оказывается вполне приемлемой для решения практических задач терминального управления, таких как стыковка КА. Погрешность измерения угловых координат не превышает $0,1^\circ$.

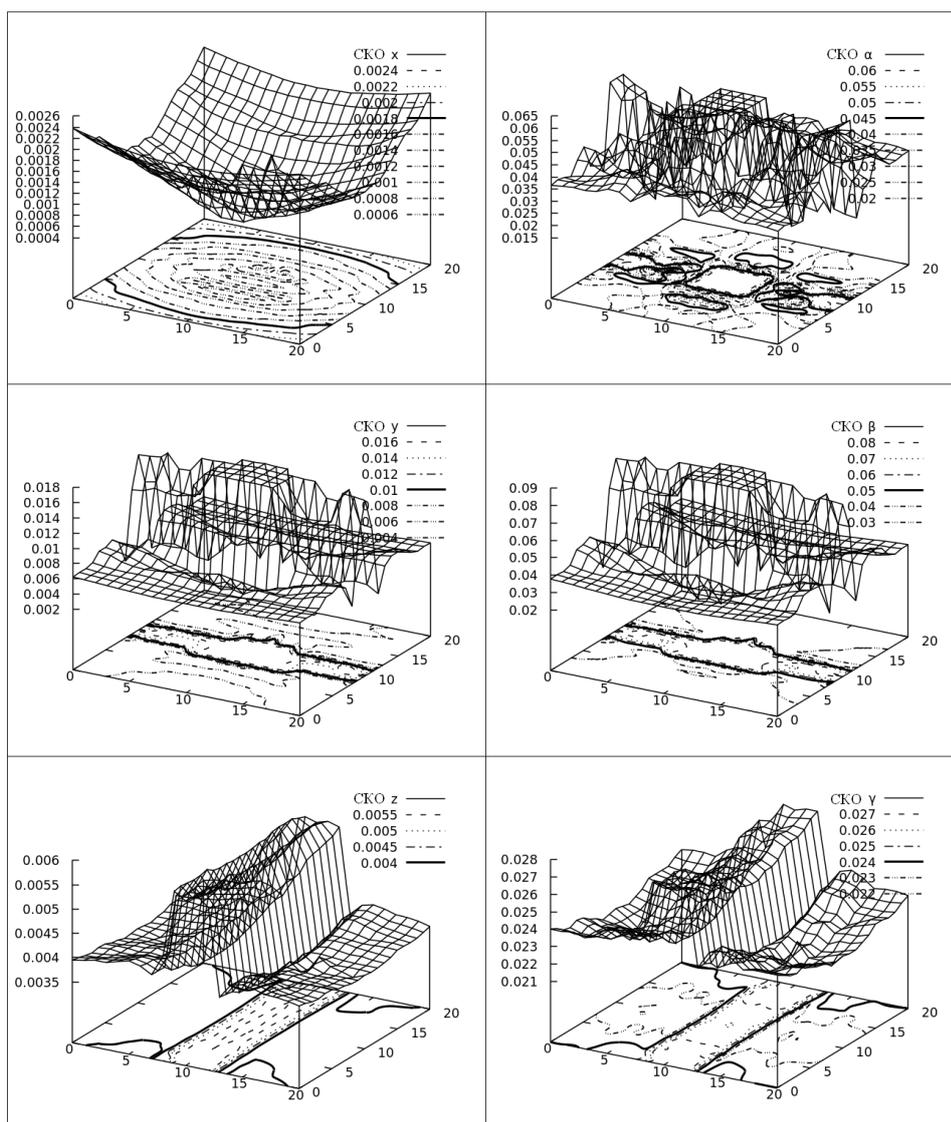


Рисунок 2.21 - Графики точности измерения линейных (левые графики) и угловых (правые графики) координат. Линейные погрешности указаны в метрах, угловые – в угловых градусах. Дистанция до пассивного КА выбрана равной 10 м

Часть графиков коэффициентов корреляции ошибок измерений линейных и угловых координат представлены на рисунке 2.22. Практически во всех случаях можно отметить

значительную корреляцию ошибок измерений. Сильная корреляция ошибок измерения координат может привести к потере устойчивости алгоритмов управления полетом из-за возникновения перекрестной связи между каналами управления. Особенно это актуально для маневренного активного КА, который стыкуется в полностью автоматическом режиме с жесткими ограничениями по времени операции стыковки.

Особо следует отметить очень высокую степень корреляции, близкую по модулю к 1 в паре Y и β , а также в паре Z и γ . Это хорошо известный эффект сильной корреляции преобразований 2D-изображений при повороте и перемещении вокруг ортогональных осей [12], [17], [18].

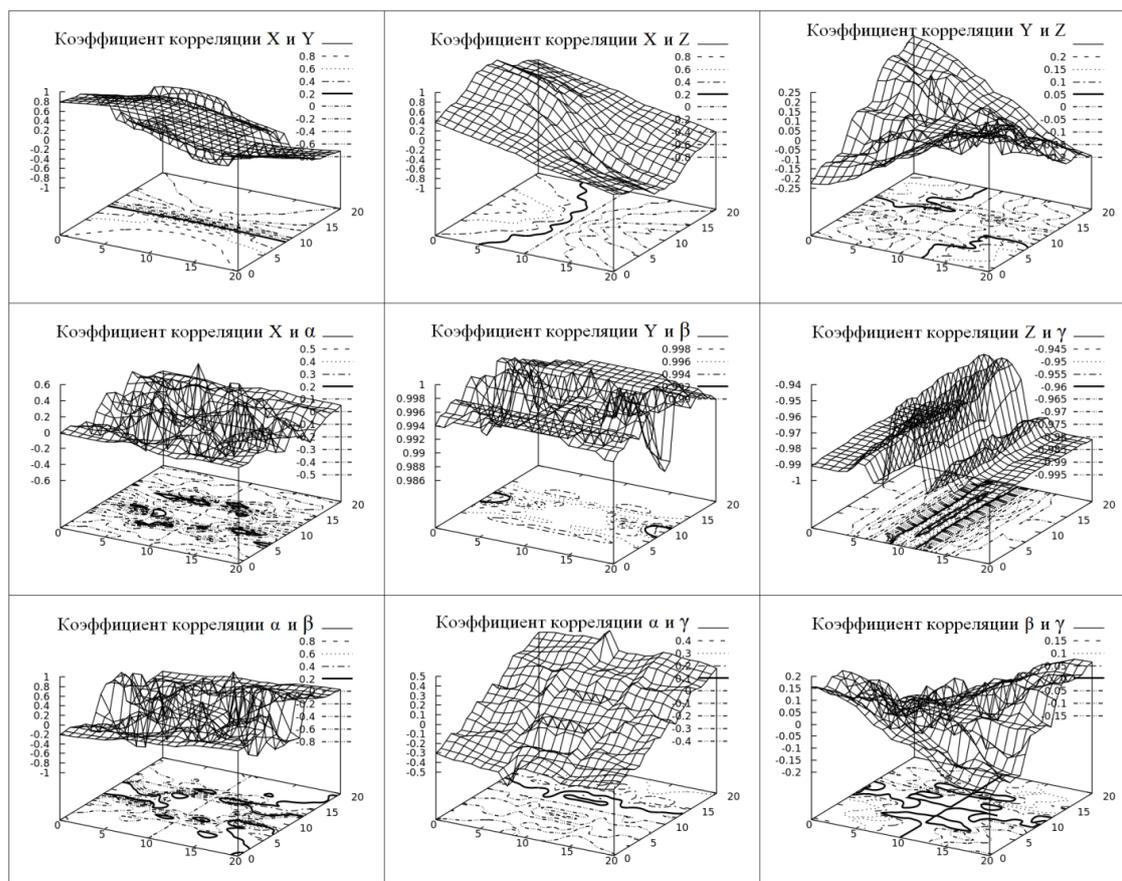


Рисунок 2.22 - Графики некоторых коэффициентов корреляции измеряемых параметров

В данной работе для расчетов используется закон отражения (рассеяния) Ламберта, но этот закон можно легко заменить в программе на двухлучевую функцию отражательной способности, учитывающую все эффекты, связанные с отражением и рассеянием света. Естественно, эту функцию предварительно необходимо измерить по всей видимой поверхности. Как уже отмечалось, программа учитывает ограниченный динамический диапазон сенсоров времяпролетной камеры.

Теперь рассмотрим влияние многослойной экранно-вакуумной изоляции. Следует отметить, что существуют виды экранно-вакуумной изоляции со слабым зеркальным

отражением. Этот тип экранно-вакуумной изоляции использовался для покрытия поверхности служебного модуля «Звезда», входящего в состав Международной космической станции. На служебном модуле «Звезда» были установлены ретрорефлекторы, использовавшиеся для стыковки транспортного корабля «Жюль Верн». Такой тип экранно-вакуумной изоляции не должен создавать проблем для времяпролетной камеры. Если используется экранно-вакуумная изоляция с выраженным зеркальным отражением, то поверхности, покрытые такой изоляцией, нецелесообразно использовать для измерения относительных координат. Такие поверхности заранее следует отметить как неиспользуемые для измерений и, соответственно, они не используются для оценки точности измерений.

Важным представляется вопрос о соответствии ошибок измерений нормальному распределению. Проблемы могут возникнуть с ошибками при негауссовых законах распределения с «тяжелыми хвостами» поэтому к алгоритмам выделения аномальных ошибок измерений, а также алгоритмам анализа изображений и оптимизации параметров камер и режимов работы предъявляются серьезные требования. Следует отметить, что негауссовы погрешности являются косвенным показателем неэффективности измерительной системы, ее аппаратного или программного обеспечения.

Другим важным фактором, который оказывает влияние на точность измерений, является коэффициент корреляции ошибок измерения дальности соседними пикселями. Производители времяпролетных камер с целью получения конкурентоспособных значений среднеквадратических ошибок используют как пространственную фильтрацию, так и фильтрацию во времени. Это позволяет уменьшить величины среднеквадратических ошибок измерения дальности и получить более «красивые» трехмерные картинки. Но на точность оценок относительных линейных и угловых такая фильтрация может существенно ухудшить.

Следует также отметить, что классические лазерные сканеры, к которым предложенная методика также применима при использовании в качестве измерительных устройств, существенно превосходят времяпролетные камеры по точности измерений и устойчивости к характеру отражения от измеряемой поверхности.

2.4.7 Результаты

Разработан метод оценки точности относительной навигации с помощью времяпролетных камер. В результате расчетов было показано, что возможна навигация с достаточно высокой точностью. Расчеты показали существенные корреляции между ошибками измерений в относительных линейных и угловых координатах. Эти корреляции необходимо учитывать при анализе устойчивости и точности алгоритмов управления процессом стыковки.

Методика может найти применение при предварительной оценке применимости времяпролетных камер для решения задач относительной навигации. Представленная модель ошибок измерения дальности очень проста. Более точная модель точности измерений камеры, если она существует, также легко может быть учтена при расчете погрешностей измерений. Полученные оценки точности измерений могут быть полезны как на этапе формулирования требований к системе относительной навигации с использованием времяпролетной камеры, так и при оптимизации разрабатываемой навигационной системы.

Заключение по разделу 2

В текущем году продолжались работы по разработке методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов, включая задачи посадки на Луну и задачи стыковки с другими космическими аппаратами.

За отчетный период были реализованы методы и алгоритмы обработки видеоинформации применительно к задаче навигации в процессе посадки на поверхность Луны. Для экспериментальной проверки и отработки алгоритмов был разработан и изготовлен специализированный стенд. На этом стенде была проведена отработка системы автономной оптической навигации. Путем имитационного моделирования на стенде были получены оценки точности навигации для разных высот над поверхностью Луны.

Полученные результаты подтвердили предварительные оценки точности навигационных измерений и методику взаимодействия измерений, выполняемых широкоугольной и узкоугольной навигационными камерами на окололунных орбитах.

В результате обработки снимка лунной поверхности, выполненного СТС-Л с борта КА «Луна-25», получено подтверждение уверенного распознавания контрольных точек из разработанного каталога, а также подтверждение правильности используемых при наземной отработке методик исследований и испытаний оптической системы припланетной навигации. Расхождение результатов навигационных измерений по снимку с данными баллистического прогноза оказалось в пределах ошибок измерений и баллистического прогноза.

В связи с применением для решения задач навигации камер с сверхширокоугольными объективам предложена методика объективной оценки степени ухудшения качества изображений, получаемых такими камерами, при преобразовании их к модели центральной проекции.

В связи с перспективностью использования в задачах автономной оптической навигации датчиков, позволяющих формировать трехмерное изображение, разработан метод расчета нижней границы Крамера–Рао дисперсии ошибок навигации при использовании дальностных (3D) изображений. Метод целесообразно использовать для сравнения достигнутых ошибок

измерения вектора параметров положения с наилучшими по точности оценками с целью оптимизации по точности характеристик 3D камер и методов обработки информации.

Решение задачи оптической навигации при посадке на поверхность Луны является полным, т.е. доведенным до практической реализации. К сожалению, авария аппарата «Луна-25» не позволила реализовать решение навигационных задач в процессе его посадки.

Что касается двух других задач, указанных выше, то они являются более частными задачами. Тем не менее, эти задачи решены полностью.

Результаты НИР целесообразно использовать для решения задач информационного обеспечения навигационной информацией процессов посадки на планеты, спутники и малые тела Солнечной системы. Кроме того, полученные результаты могут быть использованы при разработке средств относительной навигации в процессе стыковки с кооперируемыми и некооперируемыми космическими аппаратами.

Научные публикации

1. Grishin V. A. Accuracy of Relative Navigation Using Time-of-Flight Cameras // Journal of Spacecraft and Rockets. 2023. Vol. 60, No. 2. pp. 471-480.

Бумажная публикация в журнале: Pub Date: March 2023,

Электронная публикация в журнале: 23 December 2022

<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.A35079> <https://doi.org/10.2514/1.A35079>

Литература

1. Schilling K., Scharnagl J. Safe Near Range Navigation Based on 3D Time-of-Flight Cameras // Proceedings of the 13th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, ESA, (i-SAIRAS 2016), Shanghai, 2016.

2. Ravandoor K., Busch S., Regoli L., Schilling K. Evaluation and Performance Optimization of PMD Camera for RvD Application // Proceedings of the 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. September 2-6, 2013, Würzburg, Germany, IFAC Proceedings Volumes, Vol. 46, No. 19, 2013, pp. 149-154. doi: 10.3182/20130902-5-DE-2040.00068

3. Klionovska K., Benninghoff H. Visual Navigation for Rendezvous and Docking using PMD Camera // Proceedings of the 2nd International Conference on Geographical Information Systems Theory, Applications and Management (GISTAM 2016) Rome, Italy, in Doctoral Consortium (DCGISTAM 2016), pp. 3-7.

4. Ventura J., Fleischner A., Walte, U. Pose Tracking of a Noncooperative Spacecraft During Docking Maneuvers Using a Time-of-Flight Sensor // Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation,

and Control Conference, 4-8 January 2016, San Diego, California, USA, AIAA Paper 2016-0875. doi: 10.2514/6.2016-0875

5. *Tzschichholz T., Ma L., Schilling K.* Model-based spacecraft pose estimation and motion prediction using a photonic mixer device camera // *Acta Astronautica*, Vol. 68, No. 7-8, April-May 2011, pp. 1156–1167. doi: 10.1016/j.actaastro.2010.10.003

6. *Regoli L., Ravandoor K., Schmidt M., Schilling K.* On-line robust pose estimation for Rendezvous and Docking in space using photonic mixer devices // *Acta Astronautica*, Vol. 96, No. 1, March-April 2014, pp. 159–165. doi: 10.1016/j.actaastro.2013.12.005

7. *Centeno J., Jutzi B.* Evaluation of a Range Imaging Sensor Concerning Resolution and Illumination // *Proceedings of ISPRS Convergence in Geomatics–Shaping Canada's Competitive Landscape*, 2010, Calgary, Alberta, Canada, Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spatial Inf. Sci. XXXVIII-Part 1.

8. *Tzschichholz T.* Relative pose estimation of known rigid objects using a novel approach to high-level PMD/CCD-sensor data fusion with regard to applications in space / Ph.D. Dissertation, Julius Maximilian University of Würzburg, 2013.

9. *Gil P., Pomares J., Torres F.* Analysis and Adaptation of Integration Time in PMD Camera for Visual Servoing // *Proceedings of the 20th International Conference on Pattern Recognition*, 23-26 Aug., Istanbul, Turkey, 2010, pp. 311-315. doi: 10.1109/ICPR.2010.85.

10. *Hansard M., Lee S., Choi O., Horaud R.* Time of Flight Cameras: Principles, Methods, and Applications / Series: SpringerBriefs in Computer Science, Springer, London, 2013. doi 10.1007/978-1-4471-4658-2

11. *Klionovska K., Benninghoff H., Strobl K.* PMD Camera- and Hand-Eye-Calibration for on-Orbit Servicing Test Scenarios on the Ground // *Proceedings of the 14th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation, (ASTRA)*, 20–22 June 2017, Leiden, Netherlands.

12. *Grishin V. A.* Precision estimation of camera position measurement based on docking marker observation // *Pattern Recognition and Image Analysis*. Vol. 20. No. 3. Sept. 2010, pp. 341-348. doi: 10.1134/S1054661810030107

13. *Grishin V.* Estimation of Visual Shoreline Navigation Errors // *Journal of Navigation*, Vol. 72, No 2, pp. 389-404. doi:10.1017/S0373463318000875

14. *Van Trees H. L.* Detection, Estimation, and Modulation Theory. Part. 1: Detection, Estimation, and Linear Modulation Theory / John Wiley & Sons, Inc., New York, 2001. doi: 10.1002/0471221082

15. Helios2 Time of Flight (ToF) IP67 3D Camera, LUCID Vision Labs Inc., URL: <https://thinklucid.com/product/helios2-time-of-flight-imx556/>

16. *Curry G.* Radar System Performance Modeling / 2nd ed., Series: Artech House Radar Library, Artech House, Inc. Canton Street, Norwood, MA, 2005.

17. *Pirat C., Ankersen F., Walker R. Gass V.* Vision Based Navigation for Autonomous Cooperative Docking of CubeSats // *Acta Astronautica*, Vol. 146, May 2018, pp. 418–434. doi: 10.1016/j.actaastro.2018.01.059
18. *Dannilidis K., Nagel H. H.* The Coupling of Rotation and Translation in Motion Estimation of Planar Surfaces // *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, CVPR '93*, New York City, NY, 1993, pp. 188-193. doi: 10.1109/CVPR.1993.340990

Раздел 3. Разработка теплового макета телескопа космического базирования и средств для его исследований и испытаний

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

В 2022 году ИКИ РАН приступил к разработке съемочной системы высокого разрешения, в которой планируется использование матричных приемников излучения с пикселем размером от 3,2 до 4,6 мкм. Для работы с такими маленькими пикселями необходимо обеспечить высокую температурную стабильность формирующего изображение телескопа. В условиях полета в околоземном космическом пространстве телескоп съемочной системы находится в постоянном тепловом взаимодействии с корпусом КА, окружающим космическим пространством и с земной поверхностью. На теневой стороне витка собственное тепловое излучение земной поверхности составляет величину около 100 Вт/м^2 . На освещенной Солнцем части витка к нему добавляется отраженное солнечное излучение, величина которого зависит от вида подстилающей поверхности: растительность, морские акватории, облачность и т.д. При этом тепловой поток может возрастать до 700 Вт/м^2 .

Детальное исследование возможностей парирования влияния переменных тепловых потоков на конструкцию телескопа привело к формированию концепции системы обеспечения теплового режима (СОТР), основанной на рекуперации тепловой энергии с помощью расположенных в бленде тепловых аккумуляторов. Физико-техническое обоснование концепции и результаты сопутствующих экспериментальных исследований подробно изложены в НТО ИКИ РАН по теме «Вектор» за 2022 год.

В работах 2023 года главным было создание теплового макета телескопа и оборудования для постановки его исследования.

Для теплового макета телескопа разработана и изготовлена бленда. В ее конструкцию включены тепловые аккумуляторы на основе цетана (гексадекана) с температурой фазового перехода $18,2^\circ$. В СОТР входят тепловые аккумуляторы, электронагреватели, термодатчики, а также блок управления. Тепловой макет укомплектован телескопом близким по конструкции к перспективному образцу. На нем также установлены термодатчики. С их помощью будет измеряться распределение температуры по его конструкции, что, в конечном счете, позволит оценить работу СОТР.

Для проведения испытаний проведена доработка одной из термовакуумных камер ИКИ РАН. Камера оснащена новой вакуумной дверью, в которую встроен оптический вход, позволяющий в будущем вести отработку съемочной системы в сборе в условиях вакуума.

Коллиматор для работы со съемочной системой будет установлен в помещении вне гермозоны.

Для отработки теплового макета разработан тепловой имитатор Земли. Он будет установлен внутри термовакуумной камеры. Его задача заключается в том, чтобы имитировать в статике и в динамике идущие от земной поверхности теплопритоки.

Помимо изложенного, в 2023 году изготовлены два устройства для проведения ресурсных испытаний тепловых аккумуляторов. В качестве испытуемых образцов будут использованы уменьшенные копии тепловых аккумуляторов.

Теоретические разработки в 2023 году привели к созданию тепловой модели изделия, включающего в себя телескоп, бленду, с встроенными в нее тепловыми аккумуляторами, и тепловую развязку, через которую изделие крепится к КА.

По материалам работ 2023 года подана заявка на регистрацию полезной модели № 2023125907 «Теплоаккумулирующая панель для приборного отсека космического аппарата».

3.1 Тепловой макет телескопа

3.1.1 Обоснование технических решений

Выбор конструкции

Телескопы высокого разрешения космического базирования являются сложными техническими комплексами. Из их состава можно выделить следующие части:

- оптико-электронная аппаратура — оптическая система со смонтированными на ней камерой, блендой, и вспомогательными устройствами для обеспечения функционирования этого узла.

- узлы управления, которые осуществляют управление работой всего комплекса: обмен информацией с камерой и внешними приборами, обеспечение питанием всех устройств и т.д.

- СОТР — которая обеспечивает температурный режим изделия, в особенности, оптико-электронной аппаратуры.

Ранее, в инициативном порядке ИКИ РАН был разработан компактный телескоп высокого разрешения космического базирования. На рисунке 3.1 показана функциональная схема этого телескопа. Оптическая система высокого разрешения показана большим отдельным блоком. И функционально, и конструктивно она состоит не только из оптических элементов и конструкции их закрепляющих, но еще включает в себя бленду, термодатчики и нагреватели. Причем, термодатчики и нагреватели применены для обеспечения работы функции терморегулирования и смонтированы как на элементах конструкции, так и на оптических элементах. Для фокусировки изображения присутствует узел фокусировки – оптико-механический узел с электроприводом, который отвечает за плоскопараллельное перемещение

фотоприёмника вдоль оптической оси. Как ясно из названия, фотоприёмное устройство не только отвечает за приём и перевод изображения в цифровой вид, но имеет еще и функцию длительного хранения полученных изображений. Это позволяет производить съемку вне зоны работы радиолинии, сохраняя изображения в памяти устройства, а затем передавать их на другом участке орбиты после установления связи.



Рисунок 3.1 – Функциональная схема ОЭА ВР

Взаимодействие со служебными системами КА, управление работой системы в целом, включая систему терморегулирования и устройство фокусировки, а также формирование вторичных напряжений осуществляется блоком управления. Также он формирует и выдает команды в фотоприёмное устройство и устройство фокусировки.

На рисунке 3.2 показан внешний вид компактного телескопа высокого разрешения, на рисунке 3.3 – разрез с пояснениями к наименованиям составных частей аппаратуры.

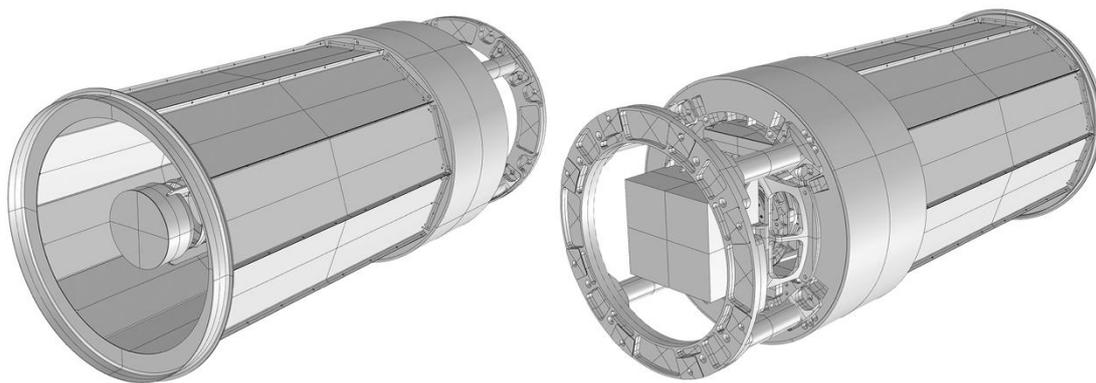
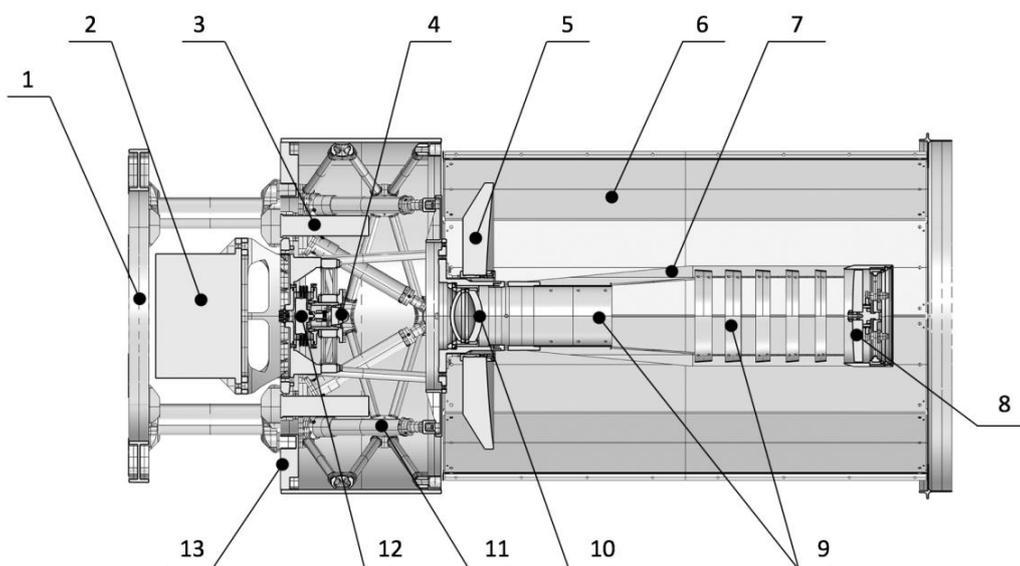


Рисунок 3.2– Общий вид оптико-электронной аппаратуры телескопа со стороны входной апертуры (слева) и со стороны посадочного места (справа)



- | | | |
|-------------------------------|------------------------|-----------------------------|
| 1 – посадочное место | 2 – блок управления | 3 – электронные узлы |
| 4 – фотоприёмное устройство | 5 – главное зеркало | 6 – бленда |
| 7 – стойки вторичного зеркала | 8 – вторичное зеркало | 9 – внутренняя бленда |
| 10 – линзовый корректор | 11 – тепловая развязка | 12 – устройство фокусировки |
| 13 – термоплита | | |

Рисунок 3.3 – Составные части компактного телескопа

Оптическая система телескопа представляет собой осесимметричную двухзеркальную схему, выполненную по схеме Ричи-Кретьена с двухлинзовым корректором (10) и внутренней блендой (9). Главное зеркало (5) диаметром выполнено из термостабильного материала - астроситалла с облегчением на 70 % за счёт кессонообразных выборок на нерабочей поверхности. Стоит отметить, что обязательным условием является устранения боковой засветки главного зеркала, которая обеспечивается светозащитной конструкцией — блендой (6).

Применение двухзеркальных оптических схем для телескопов широко распространено из-за того, что они позволяют получить относительно небольшую массу при большой световой апертуре и относительном отверстии $1:8 \div 1:10$. Параметры таких телескопов позволяют обеспечить достаточно высокий коэффициент передачи модуляции оптического сигнала (изображения) на высоких пространственных частотах. При этом допустимый диапазон типовой температурной нерасстраиваемости оптической схемы Ричи-Кретьена составляет всего несколько градусов Кельвина.

Исходя из этих соображений, в данной работе для реализации теплового макета также выбрана двухзеркальная оптическая система. Для проведения запланированных теплофизических экспериментов от телескопа не требуется полное функционирование, необходим только конструктив оптической системы и, собственно, сама оптическая система. В целом, данный тепловой макет телескопа можно условно разделить на три составные части:

- оптическая система телескопа;
- бленда;
- тепловая развязка.

Внешний вид теплового макета телескопа представлен на рисунке 3.4.

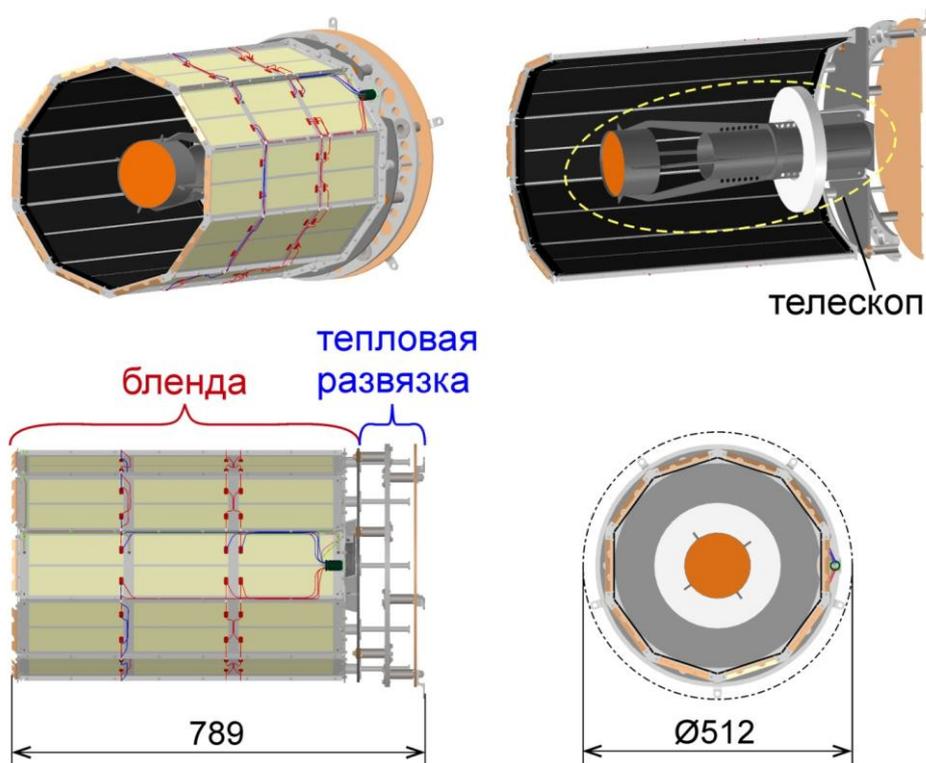


Рисунок 3.4 – Общий вид теплового макета телескопа

Оптическая система

Оптическая система предназначена для формирования оптического изображения наблюдаемых объектов в видимом и ближнем ИК диапазоне электромагнитных волн при

эксплуатации в составе оптико-электронной съемочной аппаратуры космического базирования. Стоит отметить, что в двухзеркальных оптических схемах вторичное зеркало является элементом одновременно и наиболее подверженным влиянию дестабилизирующих факторов, и наиболее сильно влияющим на качество изображения. Смещение остальных элементов оптической схемы значительно меньше влияет на качество изображения. Первоочередными мерами обеспечения стабильности взаимного положения оптических элементов и их критических параметров являются подбор конструкционных материалов с нужными характеристиками и обеспечение постоянного температурного режима всей оптической системы в процессе эксплуатации.

В распоряжении ИКИ РАН имеется зеркальный объектив телескопа, с линзовым корректором, которую было решено использовать для создания теплового макета в рамках проводимых исследований. Сравнение массы и габаритов этой и разработанной оптических систем представлено на рисунке 3.5.

Обе оптические системы включают в себя:

- главное зеркало;
- узел вторичного зеркала, которое состоит из вторичного зеркала и конструкции крепления;
- малую бленду, для защиты центрального отверстия в главном зеркале от боковой засветки;
- линзовый корректор, находящийся внутри малой бленды;
- конструкционные элементы.

Из рисунка 3.5 видно, что при сравнимой общей длине по остальным параметрам выбранный для построения теплового макета объектив уступает разработанному. Это обстоятельство приводит к тому, что при моделировании необходимо использовать две модели. Одну с параметрами теплового макета оптической системы, а вторую — с параметрами, соответствующими разработанному телескопу. В контексте текущего этапа работы создание тепловой математической модели и ее проверка будут производиться для теплового макета телескопа.

Для предохранения объектива от посторонних засветок и наиболее быстрого выравнивания температуры по всей несущей конструкции оптическая схема в составе изделия применения должна быть защищена от паразитных тепловых и световых потоков. Предпринимаемые для этого меры описаны в данной работе ниже.

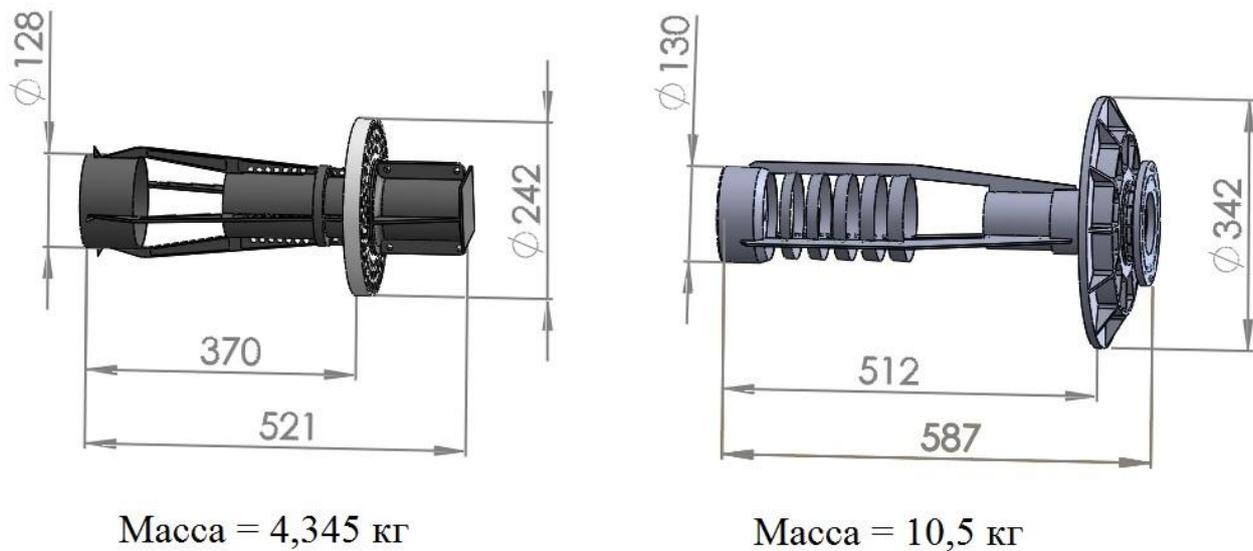


Рисунок 3.5 – Сравнение объективов теплового макета телескопа (слева) и разработанного телескопа (справа)

Теплоаккумулирующая бленда

В первую очередь, бленда предназначена для устранения боковой засветки объектива телескопа. Помимо засветки, т. е. излучения видимого диапазона, бленда также устраняет тепловые потоки, идущие по направлениям вне поля зрения телескопа. Эти потоки между внешним окружением и элементами оптической системы приводят к изменению температурных полей оптической системы. При наличии бленды теплообмен ведется между самой блендой и оптической системой. Стоит отметить, что внутренняя поверхность бленды относительно оптической системы телескопа занимает достаточно большой телесный угол, т.е. в контексте расчёта интенсивности радиационного теплообмена имеет большой угловой коэффициент. Таким образом, температура внутренней поверхности бленды явным образом определяет температурное поле оптической системы. Следовательно, колебания температуры бленды приводят к колебаниям температуры телескопа. Для повышения температурной стабильности телескопа требуется термостабилизировать внутреннюю поверхность бленды. Было решено использовать наработки, полученные в ходе прошлогодней работы по теме «Вектор» и изготовить бленду с использованием теплового аккумулятора на фазовом переходе с гексадеканом (цетаном) в качестве теплоаккумулирующего вещества. Внешний вид этой бленды представлен на рисунке 3.6.

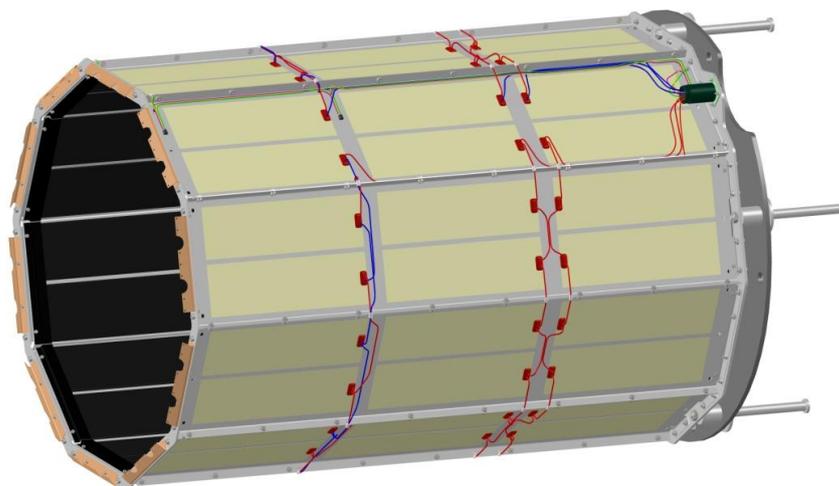


Рисунок 3.6 – Бленда

Бленда состоит из следующих составных частей:

- каркас;
- канальные пластины, наполненные цетаном;
- нагреватели;
- термодатчики;
- экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ, на рисунке 3.6 не показана).

Силовой каркас бленды изображён на рисунке 3.7. Втулки и стержни – технологические детали, предназначенные для регулировки положения бленды в вакуумной камере.

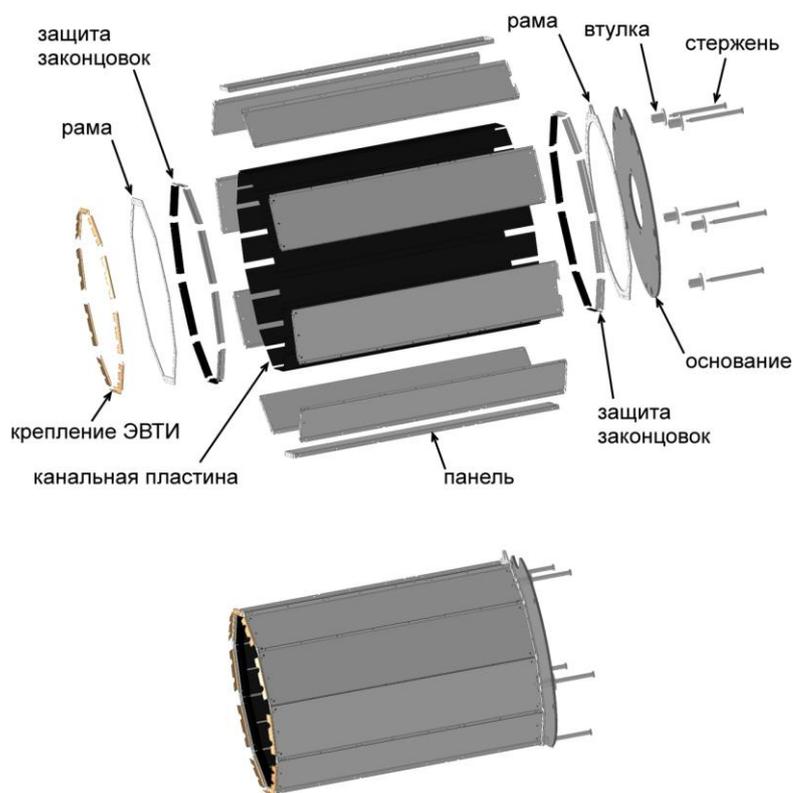
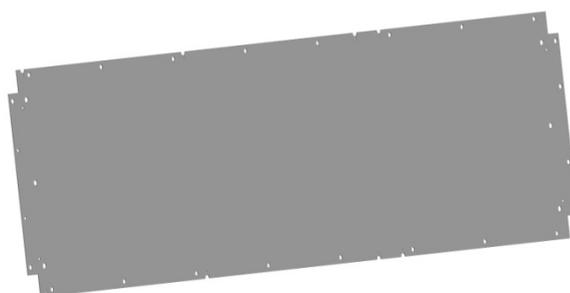
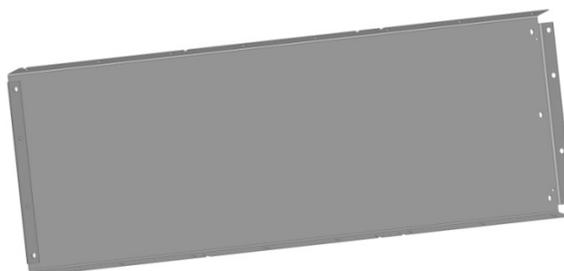


Рисунок 3.7 – Каркас бленды

Основой каркаса бленды является пластина из алюминиевого сплава Д16, изготовленная из листа толщиной 0,5 мм гибкой на специально изготовленной матрице. Внешний вид пластины приведён на рисунке 3.8.



Развертка панели



Согнутая панель

Рисунок 3.8 – Панель каркаса бленды

С одной стороны каждой панели клеим К-400 наклеены по две канальные пластины как показано на рисунке 3.9. Обращенные внутрь бленды стороны канальных пластин окрашены чёрной эмалью ЭКОМ-2 для обеспечения степени черноты, близкой к единице.

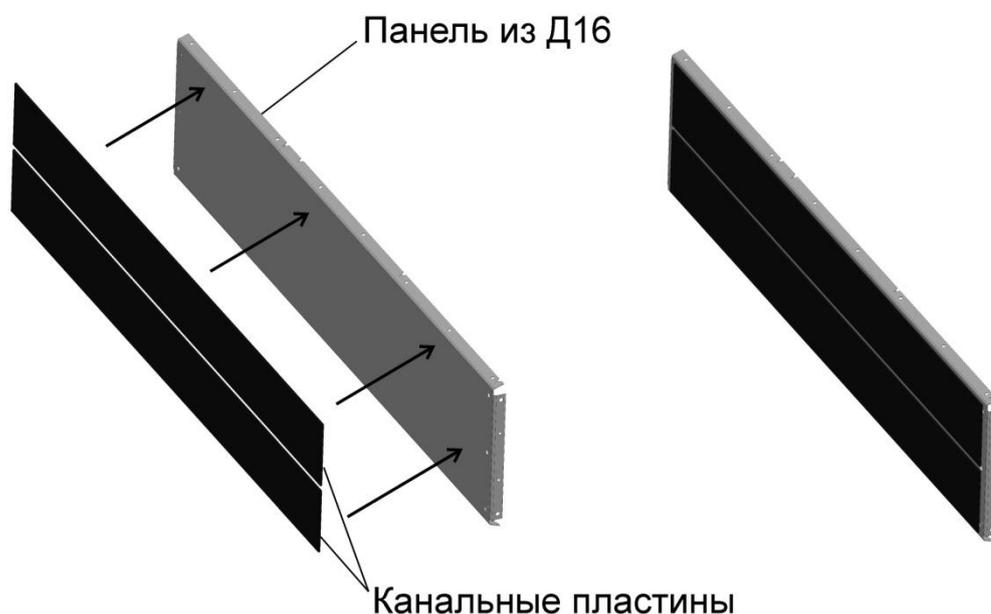


Рисунок 3.9 – Склеивание канальных пластин с панелью

С другой стороны каждой панели приклеены по шесть плёночных нагревателей. Температура каркаса контролируется шестью [на самом деле термодатчиков уже 14, по семь с двух противоположных сторон] термодатчиками, наклеенными на две противоположные панели вдоль длинных сторон (по три на одну панель). Нагреватели и термодатчики распаяны в один электросоединитель РС19, закреплённый на раме каркаса. Общий вид нагревателей и термодатчиков представлен на рисунке 3.10.

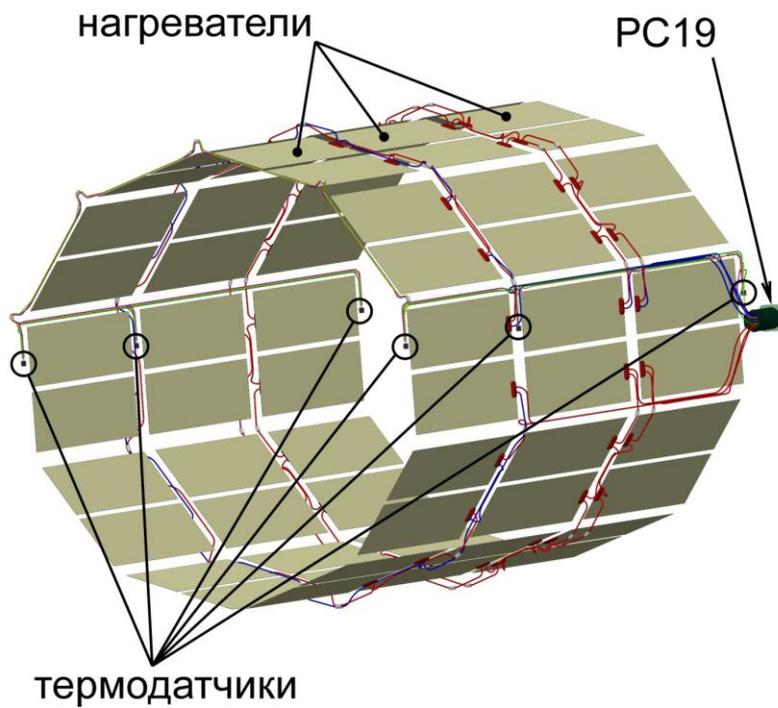


Рисунок 3.10 – Нагреватели и термодатчики

Тепловая развязка

Тепловая развязка предназначена для крепления изделия на борту КА и обеспечивает тепловое сопротивление между посадочными местами изделия и телескопа более 55 К/Вт. Внешний вид тепловой развязки представлен на рисунке 3.11.

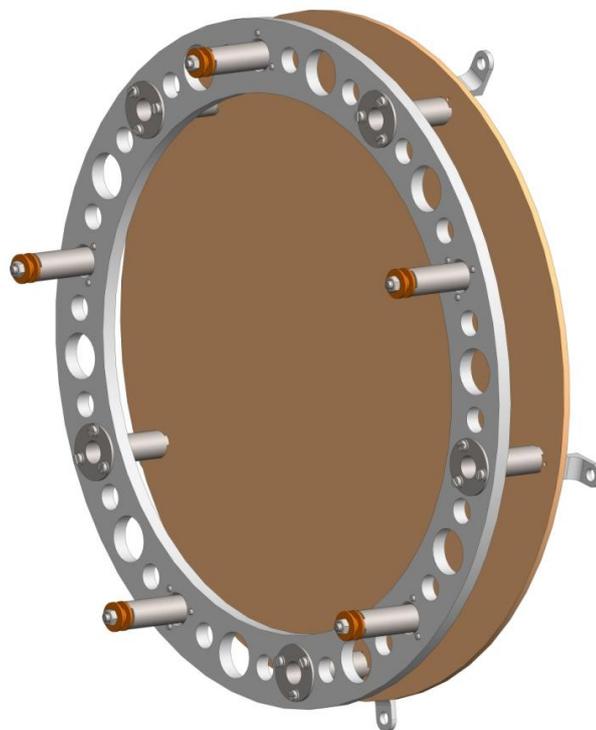


Рисунок 3.11 – Тепловая развязка

Основной частью тепловой развязки является диск из алюминиевого сплава АМг6, к которому привинчены десять стоек из титанового сплава ВТ6с как показано на рисунке 3.12. Со стороны бленды тепловая развязка крепится через шайбы из стеклотекстолита КАСТ-В.

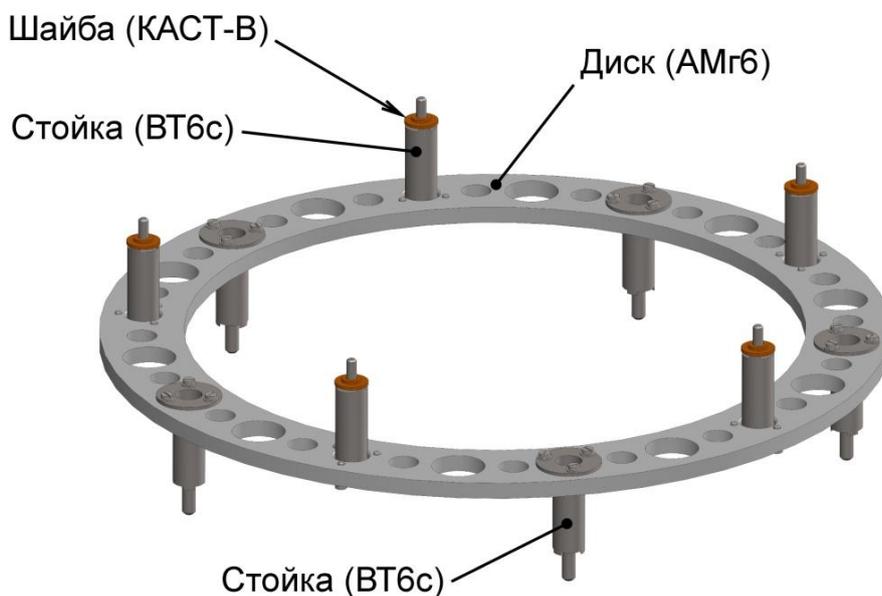


Рисунок 3.12 – Основная часть тепловой развязки

При расчёте теплового сопротивления основной части тепловой развязки был использован метод тарированного теплового потока. С одной стороны тепловой развязки был задан тепловой поток 1 Вт, с другой стороны – температура 0 К. Параметры сетка конечных элементов приведены в таблице 3.1.

Вид расчётной модели, сетки конечных элементов и результатов расчёта приведены на рисунке 3.13. Рассчитанная программой температура в местах приложения теплового потока численно равна тепловому сопротивлению между местами приложения тепловых нагрузок (температуры и теплового потока). Рассчитанное тепловое сопротивление – 56 К/Вт.

Таблица 3.1 – Параметры сетки конечных элементов

Всего узлов	530906
Всего элементов	341863
Максимальный размер элемента, мм	3,2
Минимальный размер элемента, мм	0,64
Процент элементов с соотношением сторон < 3	98,2
Процент элементов с соотношением сторон > 10	0,000585
Процент искажённых элементов (якобиан)	0

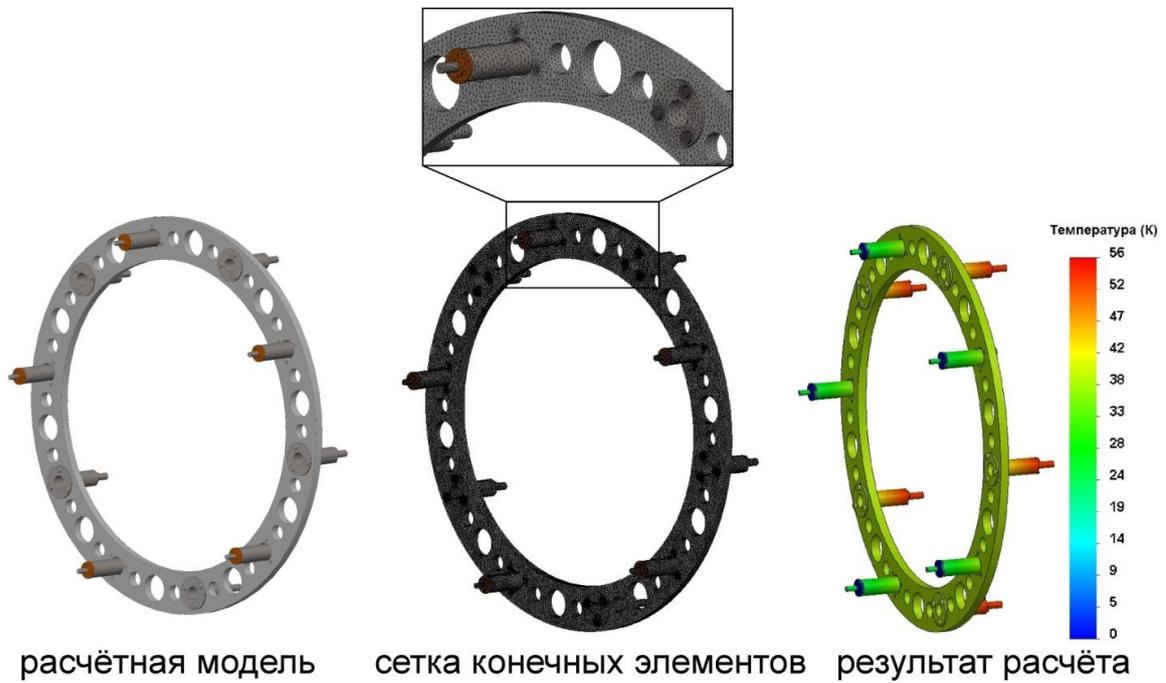


Рисунок 3.13 – Расчёт теплового сопротивления

Расчёты, проведенные в процессе подбора материалов, показали, что применение титанового сплава (например, ВТ6с) для материала диска не даёт существенного увеличения теплового сопротивления, см. рисунок 3.14. Рассчитанное тепловое сопротивление – 61 К/Вт, что незначительно больше, чем при использовании распространенного в космическом приборостроении алюминиевого сплава АМг6.

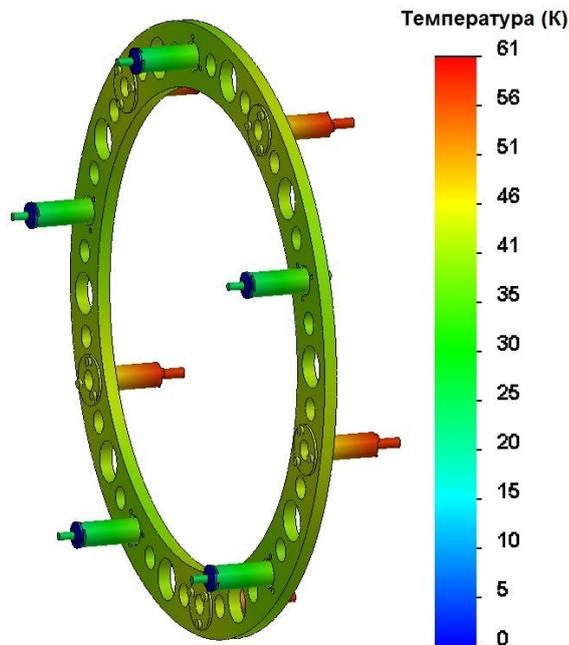


Рисунок 3.14 – Результат расчёта для диска из ВТ6с

3.1.2 Тепловой аккумулятор

Обоснование выбора конструкции теплового аккумулятора на основе АМКП

В рамках прошлогоднего этапа работ по теме «Вектор» были предложены два варианта конструкции теплоаккумулирующей бленды – на основе алюминиевых трубок $6,35 \times 1,0$ мм и алюминиевых микроканальных пластин (АМКП) $60W \times 2.5T \times 10H$ (оба варианта изложены в отчёте за 2022 г.). Для изготовления тепловой модели выбран вариант на основе АМКП по следующим причинам:

- благодаря тонким теплопроводным стенкам и большому числу каналов малого сечения при равных количествах цетана тепловой аккумулятор на основе АМКП лучше выдерживает изотерму («полку») на кривых нагрева и охлаждения, чем тепловой аккумулятор из трубок диаметром $6,35 \times 1,0$ мм;
- межканальные перегородки АМКП образуют ребра жесткости, придающие АМКП дополнительное сопротивление деформациям;
- АМКП возможно разместить в виде накладок на каркасе бленды (создать сэндвич-конструкцию), что при условии обеспечения надёжного механического и теплового интерфейса придало бы каркасу дополнительную жесткость и хорошую теплопроводность;
- вариант теплового аккумулятора на трубке требует много оснастки. В этом плане вариант на основе АМКП представляется более простым.

Для изготовления теплоаккумулирующих элементов бленды использованы АМКП типа $60W \times 2.5T \times 10H$. На рисунке 3.15 показан поперечный срез такой АМКП.



Рисунок 3.15 – Поперечный срез АМКП, использованной для изготовления теплового макета теплоаккумулирующей бленды

При ширине АМКП 60 мм для теплового макета потребуется 20 пластин длиной по 600 мм, которые целесообразно крепить на базовых пластинах, формирующих каркас бленды. На этих же пластинах было предложено монтировать нагреватели и термодатчики, а также крепить к ним ЭВТИ.

Оснастка для изготовления элементов тепловых аккумуляторов

Для герметизации АМКП до и после заполнения требуется пластически деформировать их законцовки до полного разъединения фрагментов (отрезания) между двумя шлифованными твердосплавными стержнями подходящего диаметра при давлении в несколько т/см² с помощью гидравлического пресса. Поскольку для изготовления теплового макета бленды необходимо загерметизировать не менее 20 АМКП, была изготовлена оснастка, выдерживающая большое число циклов нагружения. Внешний вид пресса и оснастки приведён на рисунке 3.16. В цилиндрических пазах ложементов размещены твердосплавные стержни, между которыми помещалась АМКП. Были изготовлены пары ложементов для стержней диаметром 5, 6, 8, 10, 12, 14 и 16 мм.

Используемые твердосплавные стержни должны обладать высокими значениями твёрдости и предела прочности на изгиб для качественного обжата законцовок АМКП. Высокая твердость также препятствует постепенному разрушению рабочих поверхностей стержней. При отработке технологии было протестировано стержни разных марок стали и производителей. Наилучшие результаты по износостойкости и долговечности показали стержни из сплава KFM44 производства KMD (Германия).



Рисунок 3.16 – Внешний вид гидравлического пресса и оснасти для обжима АМКП

Технологические образцы тепловых аккумуляторов и граней бленды

В рамках отработки технологии изготовления тепловых аккумуляторов и сборок на их основе был изготовлен технологический полноразмерный образец теплового аккумулятора на основе одиночной АМКП, заполненной цетаном, и образец сборки - грани бленды, в которой используются две заправленные АМКП.

Для заполнения использовали цетан квалификации «ч.д.а.» производства «ЭКОС-1», партия 5, изг. 12.2021, ТУ 2631-186-44493179-2014.

Результат заполнения полноразмерной технологической АМКП приведён в таблице 3.2.

После анализа результатов герметизации методом обжата было выявлено, что некоторая часть цетана осталась в отделенном хвостовике. Поэтому в дальнейшем было решено уменьшить степень заполнения АМКП с 0,95 до 0,90, чтобы избежать попадания цетана в область сдавливания материала АМКП.

АМКП не допускается заполнять цетаном доверху. По результатам предварительных пробных обжатов АМКП было установлено, что высота технологического зазора над жидкостью (после обжата) 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. В ходе экспериментов по кристаллизации и плавлению цетана в запаянной стеклянной трубке наблюдается всплытие пузырьков газа, высвобождающихся 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, связанное с объёмным расширением цетана при повышении температуры. Таким образом, наличие газовой подушки при заполнении теплового аккумулятора рабочим веществом способствует также и демпфированию роста давления в АМКП при повышении температуры.

Таблица 3.2 - Результат заполнения полноразмерной технологической АМКП

№ 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	Фактическая масса цетана, добавленного в п-й канал, г	Масса АМКП с цетаном, добавленного 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 после проверки на герметичность в ТВК (100 °С, 10 ⁻² мбар, 10 циклов откачки и напуска атмосферы), г
1	95,21	4,19	3,24	3,23	98,44	124,15	8,15	132,31	124,15
2	98,44	4,96	3,84	3,84	102,28				
3	102,28	4,96	3,84	3,84	106,12				
4	106,12	4,96	3,84	3,84	109,96				
5	109,96	4,96	3,84	3,84	113,80				
6	113,80	4,96	3,84	3,84	117,64				
7	117,64	4,96	3,84	3,84	121,48				
8	121,48	4,96	3,84	3,84	125,32				
9	125,32	4,96	3,84	3,84	129,16				
10	129,16	4,19	3,24	3,24	132,40				
Итого	-			37,19	132,36				

Примечание: Длина необжаты части - 650 мм. Конечная длина - 595 мм. Степень заполнения расчётная 0,95. При обжиге нижнего края АМКП диаметр нижнего твердосплавного стержня – 10 мм, верхнего – 8 мм. При обжиге верхнего края АМКП диаметр нижнего твердосплавного стержня – 10 мм, верхнего – 8 мм.

Внешний вид полноразмерной технологической АМКП приведён на рисунке 3.17. В ходе специально поставленного эксперимента по воздействию экстремального теплового удара, обжатая снизу пустая АМКП выдержала погружение в жидкий азот, а затем – в кипящую воду без потери герметичности. Нижняя законцовка заполненной и полностью обжатой АМКП выдержала аналогичное испытание, а верхняя разгерметизировалась (часть цетана попала в воду). Для предотвращения разгерметизации тепловых аккумуляторов во время испытаний на герметичность и технологической дегазации необходимо вторую законцовку оклеивать клеем К-400 и лентой липкой алюминиевой 50 мкм или лентой липкой полиимидной. Вариант с алюминиевой лентой предпочтителен. Также необходимо снизить степень заполнения, как было приведено выше.

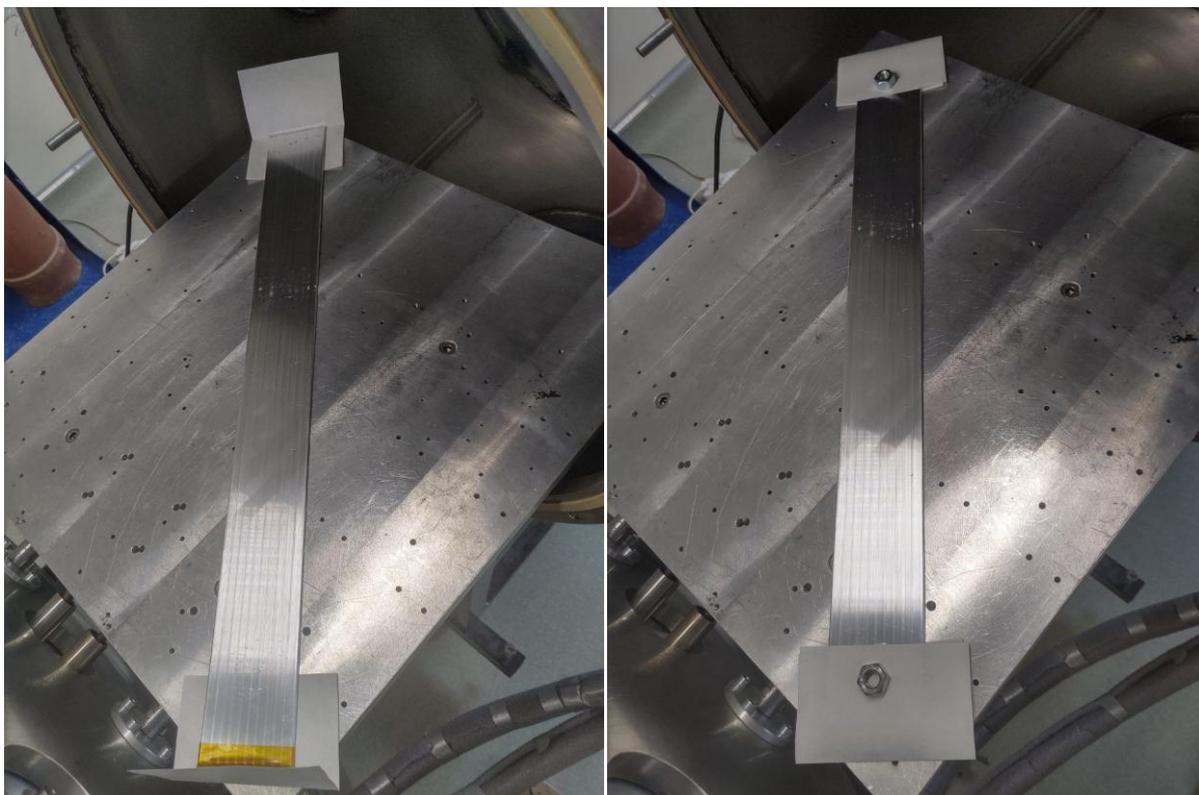


Рисунок 3.17 – Внешний вид полноразмерной технологической АМКП на термоплите ТВК перед проверкой на герметичность

Были изготовлены еще 2 образца АМКП для сборки технологического образца грани бленды. На рисунке 3.18 показана фотография собранной *технологической грани бленды*. Массовая сводка приведена в таблице 3.3.

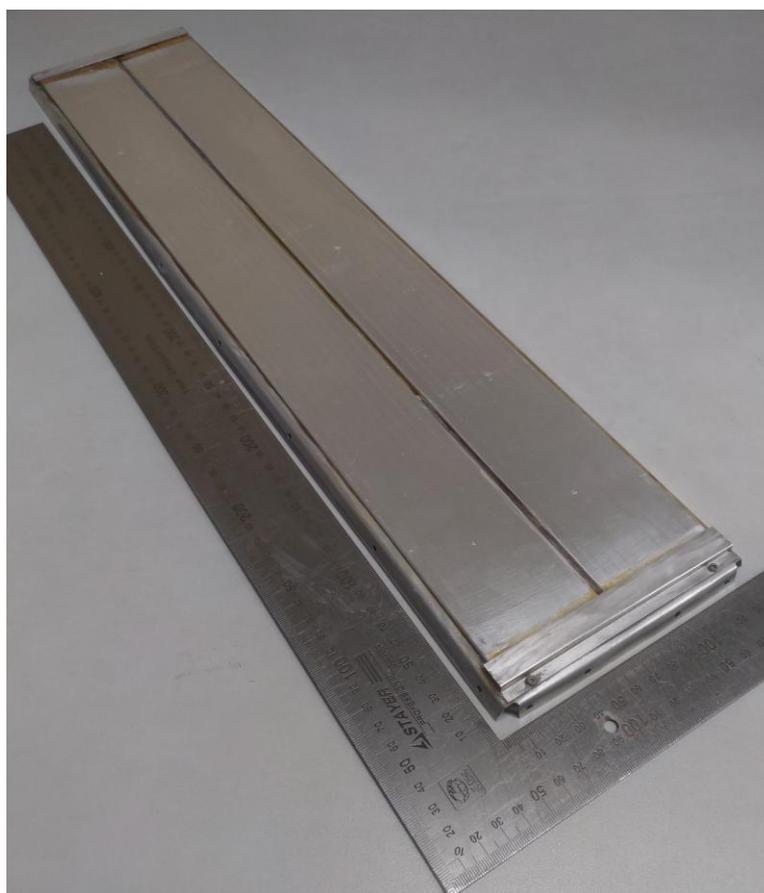


Рисунок 3.18 – Изометрический вид технологической грани бленды

Таблица 3.3 - Массовая сводка технологической модели грани бленды

Наименование деталей сборки (технологической грани бленды)	Масса единицы, г	Кол-во, шт.	Общая масса, г
Пластина без прорези со стороны главного зеркала (сплав Д16)	124	1	124
Скобы защитные (сплав Д16)	3,22	2	6,44
Комплект крепежа: болты М2×6 с цилиндрической головкой и внутренним шестигранником и гайки М2 по 4 шт. (нерж. сталь)	1,24	1	1,24
АМКП №3	124,12	1	124,12
АМКП №4	123,7	1	123,7
ПОДЫТОГ			379,5
Клей К-400 (по разности масс)			56,9
ИТОГО (по результатам взвешивания после удаления лишнего клея)			436,4
ИТОГО (по результатам взвешивания после технологической дегазации*)			436,35

* - Технологическую дегазацию проводили при температуре термоплиты 65 °С и давлении в ТВК $\leq 1 \cdot 10^{-4}$ мбар

Технология изготовления тепловых аккумуляторов

В рамках работ была разработана и опробована технология изготовления тепловых аккумуляторов и граней бленды.

Отбор АМКП из партии:

1. Производят визуальный осмотр АМКП из партии (50 - 100 и более шт.). Наличие глубоких вмятин, порезов, потёртостей, следов питтинговой коррозии, попадающих на рабочие участки будущего теплового аккумулятора, не допускается. На просвет проверяют проходимость всех каналов.

2. Производят взвешивание всех АМКП на весах с погрешностью взвешивания не более $\pm 0,01$ г. Одновременно измеряют длину АМКП линейкой с погрешностью не более $\pm 0,5$ мм. Вычисляют удельную массу каждой АМКП.

3. АМКП группируют по удельной массе, варьированность которой в каждой группе не должна превышать 1 %.

4. В случае отсутствия заметных вариаций в удельной массе пластин в одной партии производят определения ёмкостных характеристик одной пластины из партии. В случае заметных различий удельной массы определяют ёмкостные характеристики одной пластины из каждой выделенной ранее группы внутри партии.

Для определения ёмкостных характеристик после обжата одной из сторон АМКП определяют объём каждого из каналов путём последовательного заполнения каналов водой очищенной (дистиллятом, бидистиллятом) доверху с взвешиванием на весах с погрешностью взвешивания не более $\pm 0,01$ г. Заполнение ведут пластиковым или стеклянным шприцем объёмом 5 - 10 см³ (несколько больше объёма одного канала). На основе полученных данных рассчитывают удельный объём восьми центральных, двух краевых каналов и удельный объём АМКП. Длину необжатой части АМКП измеряют линейкой с погрешностью не более $\pm 0,5$ мм.

Пример полученных результатов приведён в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Результаты определения ёмкостных характеристик новой партии АМКП 60Wx2.5Tx10H (для создания теплового макета теплоаккумулирующей бленды)

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	0,0997	0,1006	0,1005	0,1000	0,1002	0,1003	0,1003	0,0994	0,0675
Удельная ёмкость канала средняя, см ³ /см	0,0676	0,1001								0,0676
Удельная ёмкость АМКП, см ³ /см	0,9362									

5. В случае отсутствия заметных вариаций в удельной массе пластин в одной партии определяют элементный химический состав одной из пластин. В случае заметных различий удельной массы определяют элементный состав одной пластины из каждой выделенной ранее

группы. Элементный анализ необходим для уточнения марки сплава и его механических характеристик (см. таблицы 3.5 и 3.6). Информация о пределе текучести и прочности материала на сжатие необходима для определения необходимой силы давления для обжатия АМКП с отрезанием законцовок. Создаваемое давление должно превышать эти пределы и составлять ≥ 10 т при площади обжатия $\sim 2 - 2,5 \text{ см}^2$. Поскольку при обжатии применяется одно и то же давление, меняют диаметр применяемых твердосплавных стержней.

Таблица 3.5 – Элементный химический состав сплавов, из которых изготавливают АМКП (по данным <http://hlcoppertube.ru/5-1-aluminum-multiport-extrusion/>)

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

Таблица 3.6 – 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

Элементный состав (содержание Si, Fe, Cu, Mn, Mg, Cr, Zn, V, Ti) рекомендуется определять методом атомно-эмиссионной спектроскопии с индуктивно связанной плазмой (ИСП-АЭС). Необходим образец АМКП массой не менее 1 г (лучше – 1,5 – 2 г). Для растворения образца сплава перед анализом рекомендуется использовать смесь концентрированных кислот HNO_3 и HCl в соотношении 1:3 («царскую водку»). Все используемые реактивы должны иметь квалификацию не ниже «х.ч.» («химически чистый»).

Пример определения элементного состава и класса сплава приведён в таблице 3.7. Анализ проводили в ЦКП ИХА РГУ МИРЭА на спектрометре «Avio 200». Согласно полученным данным, материал АМКП – сплав марки 3F03 (см. таблицу 3.1.5) с небольшим превышением содержания меди.

Таблица 3.1.7 – Фактический элементный состав и класс сплава, из которого изготовлена партия АМКП 60Wx2.5Tx10H для создания теплового макета теплоаккумулирующей бленды

Класс сплава	Химический состав, % мас.								
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	V	Ti
3F03	0,141	0,211	0,097	1,161	0,003	0,003	0,005	0,006	0,012

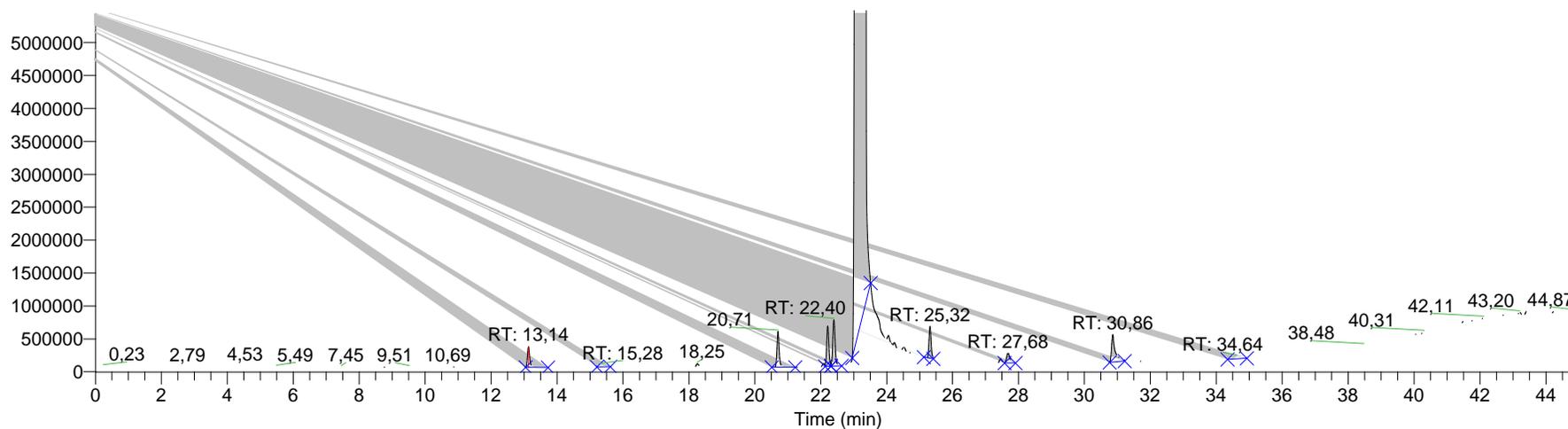
Входной контроль качества цетана

Цетан для изготовления тепловых аккумуляторов 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 (ГХ/МС), 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.

Входной контроль проводят по методике, описанной в отчёте 2022 г. 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.

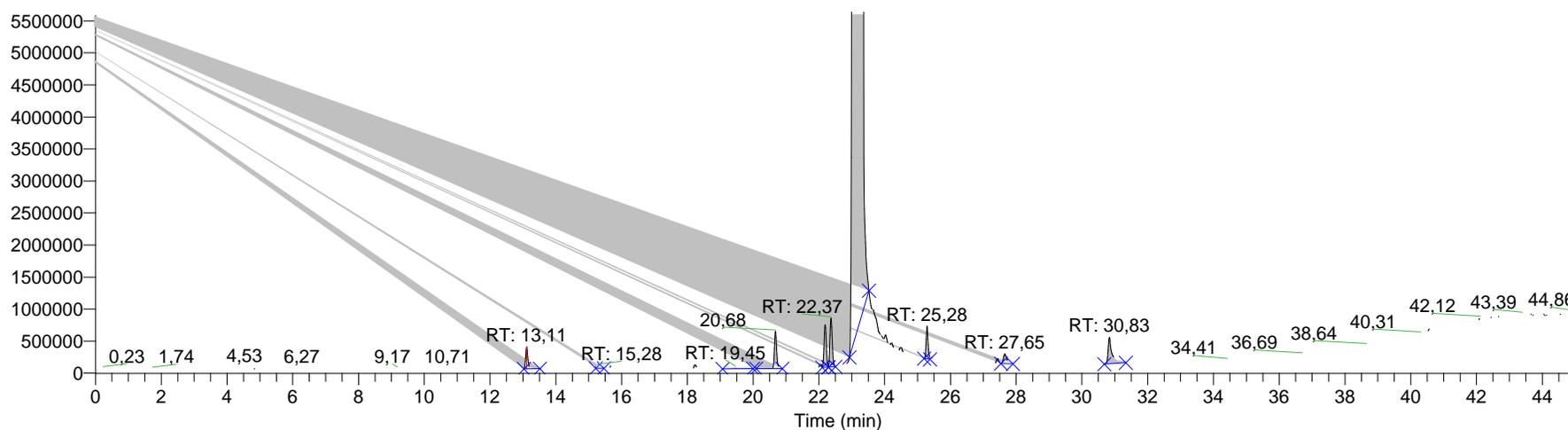
Примеры хроматограмм ГХ/МС-анализа цетана «ч.д.а.» производства «ЭКОС-1» (партия 2, изг. 08.2022, ТУ 2631-186-44493179-2014) в двух повторах приведены на рисунке 3.1.19. Содержание основного вещества составляет 99,53 и 99,51 %, в среднем – 99,52 % мас. Качественный состав примесей такой же, как для цетана партии 5, изг. 12.2021 (см. отчёт 2022 г.).

RT: 0,00 - 45,07 SM: 15G



NL:
3,47E8
TIC MS
ICIS
cetane_pfa
_03

RT: 0,00 - 45,18 SM: 15G



NL:
3,57E8
TIC MS
ICIS
cetane_pfa
_04

Рисунок 3.19 - Хроматограммы по полному ионному току в двух повторах ГХ/МС-анализа цетана «ч.д.а.» производства «ЭКОС-1» (партия 2, изг. 08.2022, ТУ 2631-186-44493179-2014)

Подготовка АМКП к заполнению цетаном

1. Очистка и обезжиривание. Необходимое условие обеспечения качества обжима АМКП («холодной сварки») – тщательная предварительная очистка внутренних поверхностей. Для обезжиривания следует использовать растворители квалификации не хуже «чистый для анализа».

Отобранные для изготовления тепловых аккумуляторов АМКП с количественным избытком 15 - 20 % подвергают очистке/обезжириванию протиранием, а затем в ультразвуковой (УЗ) ванне.

Используемые растворители относятся к категории вредных веществ согласно СанПиН 1.2.3685-21 [1], а также являются летучими и легковоспламеняющимися жидкостями (дихлорметан – трудногорючая жидкость) [2]. Операции с ними проводят в вытяжном шкафу или под вытяжным зонтом. Для защиты оператора используют хлопчатобумажный халат, защитные очки, резиновые перчатки. При работе выполняют требования, изложенные в специализированных руководствах [3] – [5].

Подлежащие очистке пластины вначале протирают салфетками из нетканого материала (микрофибры, полипропилена), смоченными гексаном, изопропанолом и их смесью 1:1 по об. Затем пластины погружают в стеклянный цилиндр, заполненный растворителем – гексаном, изопропанолом, дихлорметаном или смесью изопропанола с гексаном 1:1 по об. Цилиндр должен быть такой ширины, чтобы в него одновременно поместились 4 - 5 пластин, и высоты, чтобы край цилиндра доходил примерно до 2/3 высоты пластин. Слоем растворителя пластины должны быть покрыты больше чем наполовину высоты. Цилиндр с пластинами помещают в ультразвуковую ванну, заполненную дистиллированной водой. Проводят УЗ-обработку в течение 10 - 15 минут, затем пластины вынимают, давая стечь с них растворителю, переворачивают и обработку повторяют.

Затем цилиндр с пластинами вынимают из ультразвуковой ванны, пластины вытаскивают из цилиндра, давая возможность растворителю стечь. Пластины сушат в вытяжном шкафу в течение 30 минут, затем продувают сжатым воздухом с помощью безмасляного (напр. мембранного) компрессора. Компрессор должен быть снабжён пневмопистолетом, ресивером и воздухозаборным НЕРА-фильтром и обеспечивать давление воздуха в ресивере не ниже 0,5 - 0,6 МПа (0,5 - 0,8 МПа).

Одной смены растворителя хватает на очистку нескольких десятков АМКП. Отработанный растворитель собирают в склянку-слив и периодически регенерируют перегонкой на ротационном испарителе. Перегнанный растворитель используют для менее ответственных целей, например – для обезжиривания деталей пресса и оснастки, удаления

следов цетана и неотверждённой эпоксидной смолы со склеиваемых деталей, протирки перчаток и т.д.

2. Обжим АМКП. Рекомендуется для этой операции использовать твердосплавные стержни диаметром от 10 до 16 мм в случае, если АМКП изготовлены из сплава 3F03. При этом диаметр стержня, находящегося снизу, может быть на 2 мм больше, чем диаметр верхнего (но не наоборот). Длина стержней должна быть по крайней мере на 15 мм больше ширины АМКП. Для АМКП-60 допускается использовать стержни не короче 75 мм.

За техническим состоянием пресса и оснастки необходимо постоянно следить. Техническое обслуживание пресса проводят в соответствии с руководством по эксплуатации. По мере того как масло просачивается наружу через микрозазоры между рабочими элементами пресса, восполняют его потерю, заливая в технологическое отверстие пресса масло И-20А или И-40А. При необходимости масло меняют полностью.

Между прессом и оператором устанавливают защитный щиток из органического стекла для ограждения оператора от металлических осколков при возможном разрушении материала твердосплавных стержней. Оператор при работе должен использовать хлопчатобумажный халат, защитные очки и хлопчатобумажные или нейлоновые перчатки.

Подготавливают к работе пресс и оснастку. Производят визуальный осмотр твердосплавных стержней и ложементов. Стержни и ложементы должны быть визуально чистыми, не должны содержать металлических частиц, жировых загрязнений. При необходимости их протирают нетканым материалом, смоченным гексаном, изопропанолом или их смесью 1:1 по об. Со временем стержни изнашиваются, при этом происходит выкрашивание их поверхностей. Если имеющиеся повреждения делают невозможным равномерное обжатие АМКП, например, раковистые углубления на рабочих поверхностях, повреждённый стержень заменяют. Перед началом обжима заготовок проводят несколько холостых нагружений без АМКП. После этого осматривают стержни, проверяя их целостность. В случае успешной проверки, установку считают готовой к работе и выполняют следующие операции.

Отмеряют с помощью линейки на АМКП длину будущего теплового аккумулятора с запасом в 25 - 30 мм. Делают отметку простым карандашом перпендикулярно боковым поверхностям АМКП с помощью угольника. Поднимают верхнюю платформу с помощью рукоятей, придерживая верхний ложемент и стержень и вводят АМКП между стержнями перпендикулярно их осям. Платформу опускают. Выравнивают АМКП и стержни. Торцы стержней должны выступать приблизительно на одинаковое расстояние за боковые края АМКП. Черта должна находиться примерно на линии соприкосновения стержней $\pm 3 - 5$ мм.

Винтовой шток пресса вкручивают до упора. Проверяют правильность положения АМКП и стержней перед обжимом. При необходимости шток немного выкручивают и положение АМКП корректируют.

Закрывают клапан пресса, связывающий его гидравлическую систему с атмосферой и делают качающие движения рукояткой насоса (одно движение в 2 - 3 секунды) медленно повышая давление, величину которого контролируют по манометру. Одновременно следят за деформацией АМКП (см. рисунок 3.20). Когда нагрузка достигнет предельного значения по шкале манометра (16 т), накачку масла прекращают. Нагрузку выдерживают ещё в течение минуты. Если показания манометра начинают заметно снижаться в это время, производят подкачку. Затем приоткрывают клапан так, чтобы давление снижалось не более чем на 1 т/с. Откручивают шток пресса и приподнимают верхнюю платформу с помощью рукоятей. Извлекают заготовку и концевик. Зачастую не происходит полного отрезания концевика от АМКП, и остаётся тончайшая алюминиевая фольга, которая легко обламывается при сгибании деталей образуя практически ровный и острый край (см. рисунок 3.21).

Следят, чтобы у обжатой АМКП не оставалось рваных краёв, которые с большой долей вероятности указывают на низкое качество обжима и возможную негерметичность места обжима. В противном случае обжим повторяют.



Рисунок 3.20 – Заключительный этап процесса обжима АМКП

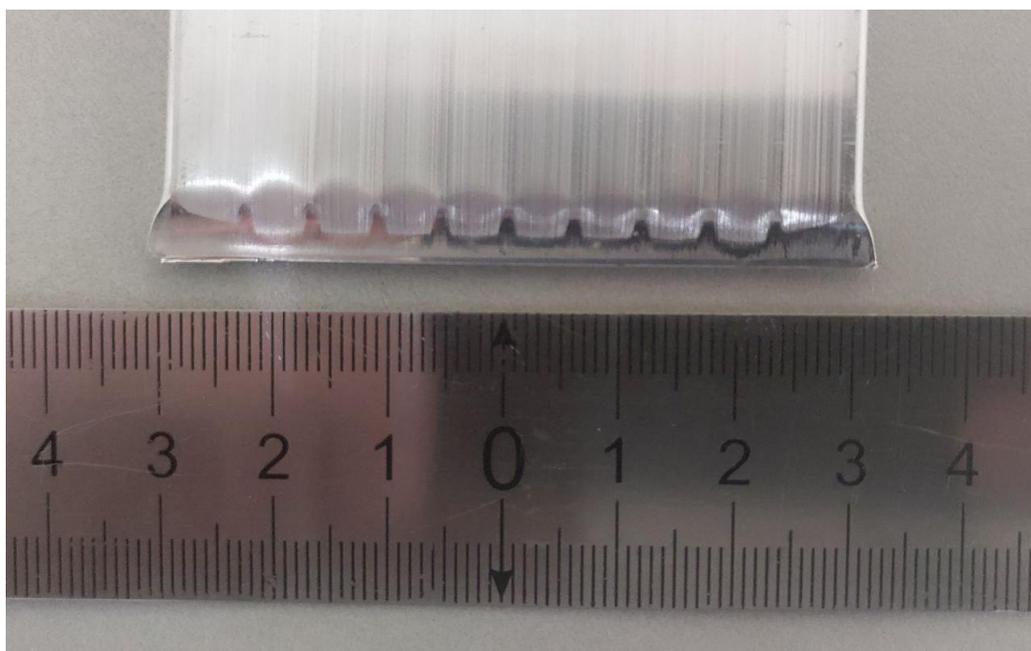


Рисунок 3.21 – Обжатый край АМКП

3. Проверка обжатых АМКП на герметичность. Для контроля герметичности используют воздушный компрессор с пневмопистолетом, описанный в разделе «Очистка и обезжиривание». Обжатый край АМКП погружают в стеклянную кювету с растворителем (гексаном, изопропанолом) и надёжно удерживая АМКП одной рукой, другой рукой поочерёдно к отверстию каждого канала плотно прислоняют сопло пневмопистолета и производят 3 - 4 импульсных подачи воздуха при максимальном давлении в ресивере (0,8 МПа). При этом следят за появлением пузырьков у соответствующего канала в погружённой части АМКП. При наличии пузырьков производят повторный обжим АМКП и проверку на герметичность как описано выше.

Заполнение АМКП цетаном и их герметизация

1. Заполнение АМКП. Поскольку цетан относится к категории вредных веществ согласно [6], а также является горючим веществом [2], работу ведут в помещении, снабжённом приточно-вытяжной вентиляцией. Для защиты оператора используют хлопчатобумажный халат, защитные очки, резиновые перчатки. При работе также выполняют требования, изложенные в специализированных руководствах [3] – [6].

Перед заполнением АМКП рассчитывают необходимую массу/объём цетана с учётом ёмкостных характеристик каналов АМКП, необходимой степени их заполнения при заданной длине АМКП и плотности цетана. Исходя из этого выбирают также ёмкость шприца для заправки.

Цетан следует вводить в каналы АМКП с помощью стеклянного или пластикового шприца (без резинового наконечника на поршне) подходящего объема, снабженного длинной иглой. Стеклянный шприц разрешается снабжать иглой с пластиковой канюлей.

Перед заполнением с помощью линейки и угольника делают отметку простым карандашом на АМКП, соответствующую требуемой длине будущего теплового аккумулятора.

Заполнение контролируют с помощью электронных весов с погрешностью взвешивания не более $\pm 0,01$ г. На весы помещают АМКП в подходящей таре так, чтобы АМКП располагалась практически вертикально. Взвешивают пустую АМКП, результат вносят в подготовленную таблицу.

Цетан наливают в химический стакан объемом 50 - 100 см³, заполняют из него шприц со снятой иглой. Надевают иглу и осторожно вытесняют из неё воздух. Объем цетана в шприце должен быть немного меньше расчётного, чтобы не допустить переполнения канала. Аналогичным образом заполняют вспомогательный шприц (объемом не более 1 - 2 см³).

Опускают иглу шприца в первый канал, касаясь кончиком иглы его перегородки с соседним каналом, и медленно начинают заполнять канал цетаном. Чрезмерно быстрое заполнение может привести к образованию воздушных пузырей в канале и перетеканию цетана через край АМКП. В этом случае иглу вынимают, пролившийся цетан удаляют фильтровальной бумагой или салфеткой из нетканого материала. Дают возможность цетану стечь в низ канала. Затем иглу вводят вновь и заполнение продолжают. Для контроля степени заполнения периодически вынимают шприц, чтобы внешнее механическое воздействие не влияло на показания весов.

Попадания цетана на верхнюю часть поверхности каналов АМКП и самой АМКП следует избегать, чтобы это меньше отразилось на качестве последующей герметизации.

После того как масса цетана в канале приблизится к расчётной, но будет меньше неё примерно на 0,1 - 0,3 г, заполнение завершают с помощью вспомогательного шприца. При достижении расчётной массы с точностью $\pm 0,01$ г заполнение канала прекращают. Полученное значение массы вносят в таблицу, весы тарируют, шприцы вновь заполняют цетаном и проводят заполнение следующего канала и т.д. вплоть до заполнения всех каналов АМКП. Полученные значения массы и общую массу АМКП с цетаном вносят в таблицу.

АМКП обезжиривают и устанавливают в вертикальном положении. По ребру АМКП аккуратно постукивают деревянной палочкой, чтобы выгнать пузырьки воздуха, которые могли остаться в каналах.

Заправленные АМКП оставляют в таком положении на 24 ч. После этого визуально контролируют отсутствие пятен на фильтровальной бумаге, вызванных утечкой цетана в месте

обжима АМКП. Также производят контрольное взвешивание АМКП. Масса должна совпадать с массой, полученной после заправки с точностью до погрешности взвешивания.

Бракованные пластины опорожняют. Для этого их в перевёрнутом виде устанавливают в соответствующую ёмкость для сбора цетана, надрезают ножницами по металлу обжатый край и дают цетану стечь. Вынимают пустые АМКП из ёмкости и направляют на обезжиривание. Причём промывку АМКП растворителем в ультразвуковой ванне производят дважды. Для первой промывки допускается пользоваться регенерированными растворителями. Собранный цетан возможно использовать для заполнения АМКП после вакуумной дистилляции и проверки контроля качества с помощью ГХ/МС. Пластины можно обжать повторно или использовать для изготовления более коротких тепловых аккумуляторов.

2. Герметизация АМКП. Производят герметизацию заполненных АМКП цетаном вышеуказанным способом, избегая отклонения их от вертикального положения свыше 45° во избежание попадания цетана на внутренние стенки АМКП в местах, подвергаемых пластической деформации. Для этого гидравлический пресс устанавливают под требуемым углом. Для герметизации используют более высокие давления, т.к. несмотря на принятые меры предосторожности на поверхностях могут присутствовать следы цетана, затрудняющие холодную сварку. Для этого применяют твердосплавные стержни диаметром 5, 6, 8 и 10 мм – меньшим, чем при обжиге пустых АМКП.

При фиксации АМКП в оснастке пресса от линии, отмечающей длину АМКП, отступают в сторону обжатой законцовки на 4 - 5 мм (припуск на пластическую деформацию).

После отделения хвостовика визуально оценивают качество полученной законцовки. При необходимости – обжим повторяют. Определяют массу полностью обжатой АМКП и массу хвостовика (хвостовиков). Значения вносят в таблицу.

3. Оклеивание законцовки. Для дополнительной надёжности полученную законцовку АМКП оклеивают лентой липкой алюминиевой толщиной 50 мкм с клеем К-400 (без наполнителя).

Работу с клеем К-400 и его компонентами проводят в помещении, снабжённом приточно-вытяжной вентиляцией. Оператор должен использовать латексные или нитриловые перчатки, хлопчатобумажном халат, защитных очки.

Используют липкую ленту шириной 20 - 25 мм и длиной в два поперечника АМКП плюс 15 - 20 мм. АМКП устанавливают вертикально, закрепляя в лапке лабораторного штатива (или используя другое подходящее приспособление).

Приготавливают клей К-400 с расчётом примерно 3 - 4 г на одну законцовку АМКП. Одновременно рекомендуется обрабатывать не более 4 - 6 АМКП, т.к. за время обработки

происходит заметное изменение текучести клея. Приготовленный клей заправляют в пластиковый шприц объёмом 10 - 20 см³.

Постепенно выдавливая клей из шприца, наносят его на законцовку, разравнивая фторопластовым шпателем и предупреждая образование потёков. Клей наносят на высоту примерно 10 - 15 мм от края АМКП. Далее липкую ленту аккуратно наносят на АМКП в один оборот, начиная с одного из краёв АМКП, с небольшими нахлёстами за края АМКП в начале и в конце намотки. Чтобы изгибы ленты были плавными по краям АМКП ставят деревянные и пластмассовые палочки. Плотнo прижимают ленту к боковым поверхностям АМКП, чтобы обеспечить надёжный механический контакт. При необходимости разравнивают поверхность ленты мягким шпателем, чтобы удалить воздух и излишки клея. Ленту выравнивают так, чтобы её края шли перпендикулярно боковым поверхностям АМКП. После этого пинцетом или щипцами защипывают ленту по краям АМКП немного ниже места обжима, чтобы предупредить её разматывание. Потёки клея удаляют нетканым материалом, смоченным изопропанолом или смесью изопропанола с гексаном 1:1 по об.

В результате наверху АМКП должен образоваться ровный бортик из алюминиевой ленты, край которого должен выступать над краем АМКП на 7 - 10 мм. Объём, ограниченный бортиком, заполняют практически до краёв клеем из шприца. Периодически в течение 1 – 2 часов после заливки проверяют наличие пузырьков, которые удаляют, прокалывая иглой.

По истечении не менее 48 часов после наклеивания пластины вынимают из держателей, осматривают оклеенные законцовки, измеряют длину пластин. В случае, если длина превышает 603 мм, доводят её до указанной величины, стачивая часть бортика с затвердевшим клеем на наждачном круге. Опилки сдувают с поверхности АМКП сжатым воздухом.

Далее всю АМКП протирают нетканым материалом, смоченным изопропанолом или его смесью с гексаном 1:1 по об. Сушат на воздухе в течение 20 - 30 минут и взвешивают с погрешностью $\pm 0,01$ г. Значения вносят в таблицу.

4. Проверка тепловых аккумуляторов на герметичность. Оклеенные и предварительно взвешенные тепловые аккумуляторы, подлежащие проверке на герметичность, укладывают на поверхность термоплиты ТВК, подкладывая под края с законцовками бумагу фильтровальную лабораторную марки Ф по ГОСТ 12026-76 (или аналогичную) с загнутыми краями так, как показано на рисунке 3.22. Сверху бумагу прижимают подходящими грузами. Расстояние между пластинами должно быть не менее 10 мм. Камеру закрывают, откачивают до давления не более 3×10^{-2} мбар (форвакуум) и нагревают термоплиту до $+100 \text{ }^\circ\text{C} \pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$. В случае если пластины герметичны, форвакуум должен быть не хуже 3×10^{-2} мбар в течение часа. Если давление в камере не опускается ниже 5×10^{-2} мбар, термоплиту охлаждают, откачку прекращают,

напускают в камеру воздух, камеру открывают, осматривают пластины и фильтровальную бумагу. В случае утечки на бумаге образуются «жирные» пятна цетана. Тепловые аккумуляторы, для которых выявлена утечка, удаляют и направляют на доработку, термоплиту, стенки ТВК и другие тепловые аккумуляторы протирают изопропанолом, сушат на воздухе. Оставшиеся пластины размещают на термоплите как указано выше. Откачку и нагрев термоплиты повторяют. После достижения давления в ТВК не выше 3×10^{-2} мбар и его сохранения в течение часа включают высоковакуумный (турбомолекулярный насос), и откачивают камеру до давления не хуже 1×10^{-5} мбар. В случае если присутствует течь цетана, давление не опустится ниже 5×10^{-5} мбар. В таком случае термоплиту охлаждают, откачку прекращают, напускают в камеру воздух. Камеру открывают и отбраковку пластин повторяют.

Оставшиеся пластины вновь помещают в ТВК, повторяя вышеописанные операции. При достижении давления в камере не хуже 1×10^{-5} мбар откачку продолжают ещё в течение суток. Далее дегазированные тепловые аккумуляторы охлаждёнными до комнатной температуры вынимают из ТВК, визуально осматривают их и бумагу. Тепловые аккумуляторы взвешивают с погрешностью $\pm 0,01$ г. Потеря массы после обработки в ТВК не должна превышать погрешность взвешивания. В таком случае тепловые аккумуляторы считают прошедшими проверку на герметичность и годными для изготовления бленды.

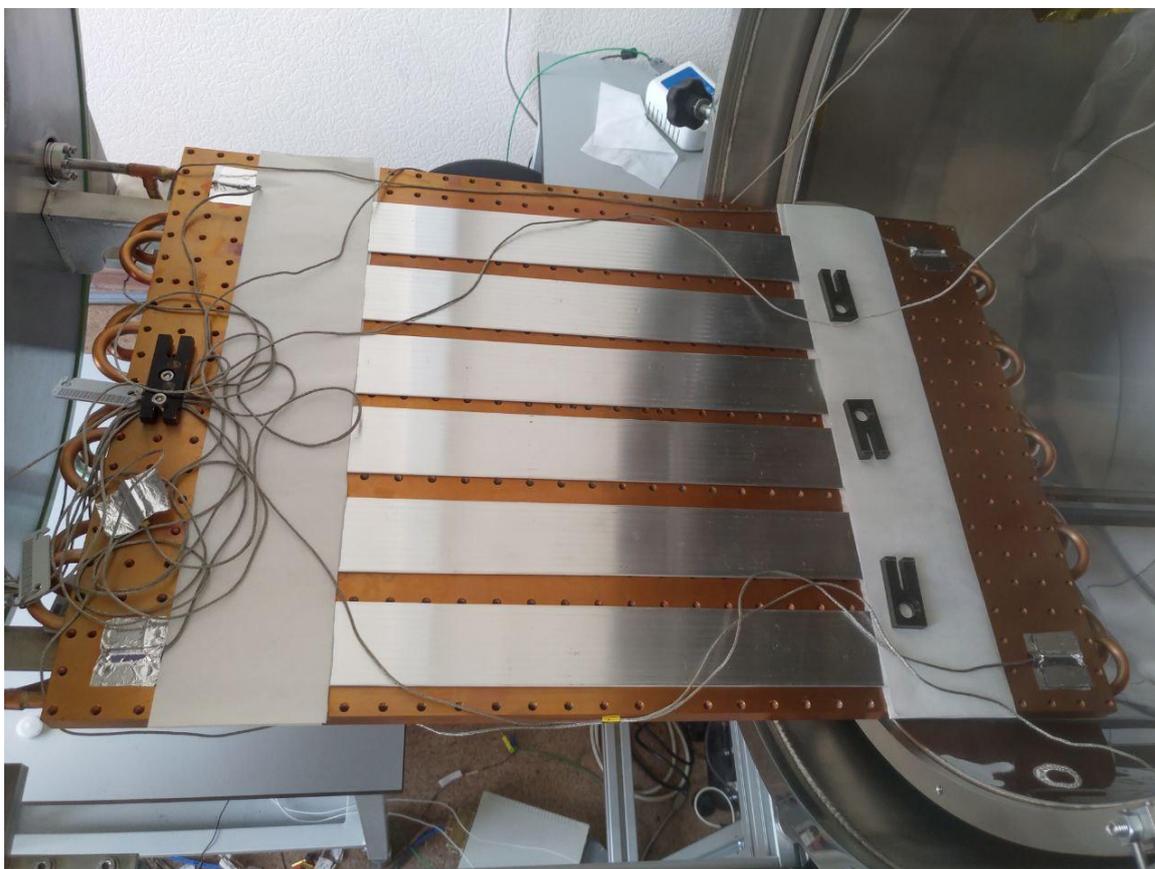


Рисунок 3.22 – Тепловые аккумуляторы на термоплите ТВК перед проверкой на герметичность

Изготовление тепловых аккумуляторов и граней теплового макета теплоаккумулирующей бленды

В соответствии с вышеописанной технологией были изготовлены 26 тепловых аккумуляторов на основе АМКП. Пятнадцать из них наполнены цетаном «ч.д.а.», производства АО «ЭКОС-1» (г. Москва), ТУ 2631-186-44493179-2014, партии 5, изг. 12.2021, еще 11 - цетаном партии 2 изг. 08.2022. Двадцать из этих тепловых аккумуляторов были использованы для изготовления 10 граней бленды. Массовая сводка для граней теплового макета бленды приведена в таблице 3.8.

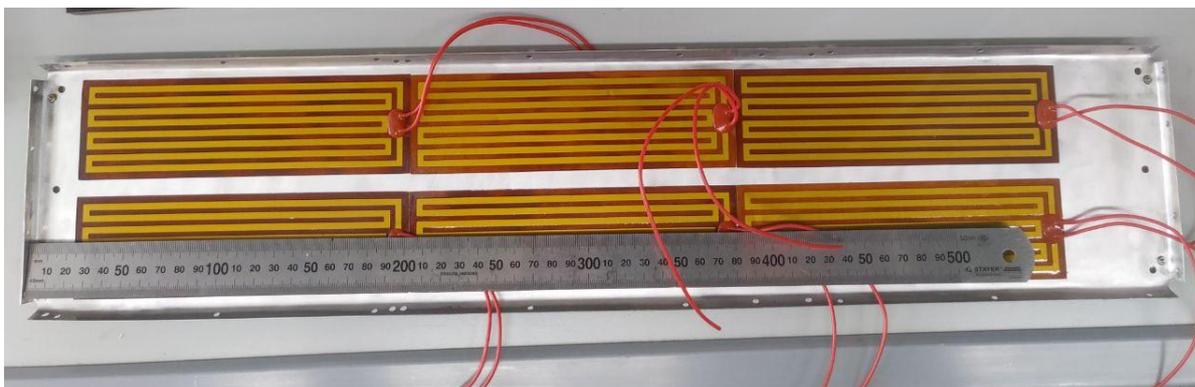
Таблица 3.8 - Массовая сводка граней теплового макета бленды

Наименование деталей сборки	Масса единицы, г	Кол-во, шт.	Общая масса, г
Грань № 1	478,15	1	478,15
Грань № 2	467,24	1	467,24
Грань № 3	472,35	1	472,35
Грань № 4	470,25	1	470,25
Грань № 5	469,65	1	469,65
Грань № 6	464,99	1	464,99
Грань № 7	472,14	1	472,14
Грань № 8	468,16	1	468,16
Грань № 9	464,45	1	464,45
Грань № 10	467,08	1	467,08
ИТОГО (расчёт):			4694,46
Из которых:			
цетана	-	-	703,7
нагревателей	8,8	60	528
клея К-400	-	-	341

Грани бленды покрыты со стороны АМКП эмалью ЭКОМ-2 в два слоя с предварительным нанесением кислотного грунта. Внешний вид одной из окрашенных граней с наклеенными нагревателями приведён на рисунке 3.23.



а)



б)

Рисунок 3.23 – Внешний вид одной из граней перед сборкой теплового макета бленды
а) – вид спереди, б) – вид сзади

3.1.3 Система обеспечения теплового режима (СОТР)

Структура СОТР

Оптические системы с большим увеличением, в частности, телескопы, очень требовательны к стабильности собственных геометрических размеров. Как известно, тепловое расширение материалов приводит к тому, что появляется зависимость геометрических размеров элементов телескопа от их температуры, что, в свою очередь, может привести к разъюстировке оптической системы телескопа от нагрева или охлаждения. Для того, чтобы снизить влияние изменения температуры применяются различные технические решения. Одним из таких решений является термостабилизация, т.е. поддержание температуры критических элементов телескопа. Для выполнения этой задачи, как правило, используется отдельная автоматическая система с собственными датчиками и исполнительными элементами. В космическом приборостроении для такого рода систем используется устоявшееся название — система обеспечения теплового режима (СОТР). В данной работе на СОТР возложены следующие функции:

- Измерение поля температур телескопа;
- Управление работой нагревателей;
- Передача телеметрическую информации;
- Обработка команд оператора.

Очевидно, что состав СОТР должны входить термодатчики, нагреватели и электронные узлы. На рисунке 3.24 показана схема СОТР. В отличие от нагревателей и термодатчиков, которые размещаются на элементах телескопа, электронные узлы должны размещаться отдельно, т. к. они являются потребителем электроэнергии, а, следовательно, выделяют в процессе работы тепло. При реализации штатного СОТР, его следовало бы разместить в

отдельном блоке вне посадочного места телескопа, чтобы паразитные тепловые потоки не влияли на телескоп. Поэтому в ходе экспериментов с тепловым макетом телескопа электронные узлы СОТР будут вынесены за пределы вакуумной камеры. Иначе, будет необходима реализация дополнительных мер для обеспечения рабочего температурного режима уже самих этих электронных узлов.

Питание нагревателей СОТР производится от отдельного источника постоянного тока. Это позволит контролировать электрическую мощность, идущую на нагрев элементов телескопа.

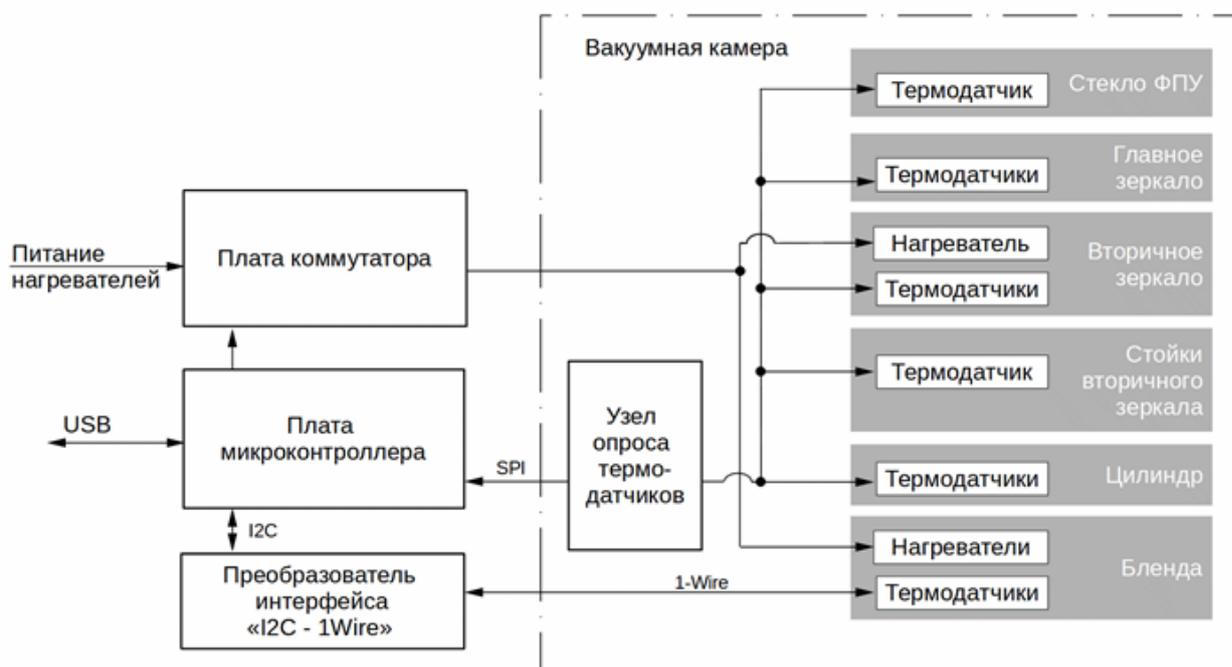


Рисунок 3.24 - Схема СОТР

Для передачи телеметрии в компьютер оператора и получения команд используется интерфейс USB. В силу инерционности тепловых процессов, высокая частота опроса термодатчиков не требуется - данные о температуре и статусе работы нагревателей передаются с интервалом 2 с. Данный интерфейс также осуществляет питание напряжением 5 В платы микроконтроллера, преобразователя интерфейса «I2C – 1wire» и узла опроса термодатчиков.

Термодатчики и нагреватели на макете оптической системы

Поскольку одной из задач эксперимента является исследование распределения поля температуры на макете телескопа, то было принято решение разместить термодатчики в наиболее интересующих точках телескопа. Схема размещения термодатчиков на оптической системе макета телескопа показана на рисунках 3.25 и 3.26.

Очевидно, что наиболее сильно подвержен влиянию внешних тепловых потоков узел вторичного зеркала. Эта часть телескопа расположена наиболее близко к входной апертуре и при штатном применении на этот узел попадает как излучение от подстилающей поверхности, так и, частично, он отдает тепловой поток в окружающее космическое пространство. Применение экранирования, например, с помощью ЭВТИ, позволяет снизить это влияние внешних потоков на температуру вторичного зеркала. Априори, вдоль корпуса вторичного зеркала возможен значительный градиент распределения тепловых потоков. По этой причине установлено два термодатчика — со стороны, обращенной к тепловому имитатору подстилающей поверхности и со стороны, обращенной к главному зеркалу.

Узел вторичного зеркала, как и любая другая часть телескопа, в зависимости от величины и направления тепловых потоков, может оказаться как горячее, так и холоднее заданной температуры. В последнем случае, для поддержания температуры можно производить подогрев электрическими нагревателями – это достаточно простое в реализации и при этом эффективное техническое решение. Обеспечить охлаждение в условиях космического вакуума намного сложнее. В ходе эксперимента было решено исследовать возможности стабилизации температуры корпуса узла вторичного зеркала с помощью нагревателей. Для этого цилиндрическая часть корпуса оклеена пленочными нагревателями.

Основной частью оптической схемы телескопа является главное зеркало. Стабильность формы его рабочей поверхности – критически важный фактор для получения качественного изображения. Главное зеркало большей своей площадью обращено на подстилающую поверхность. Однако влияние изменчивых внешних тепловых потоков на температуру зеркала снижают низкие значения коэффициентов поглощения и серости зеркальной поверхности. Стоит отметить, что этот элемент телескопов достаточно тяжелый и для облегчения с тыльной стороны зеркала делаются выборки, что приводит к снижению теплопроводности. По этой причине на главном зеркале макета телескопа установлено 2 термодатчика – в центральной и в периферической области (см. рисунок 3.26).

Расстояние между главным и вторичным зеркалом определяемая длиной стоек узла крепления вторичного зеркала – критично важный параметр, который влияет на настройку оптической системы. При тепловом расширении вследствие изменения температуры это расстояние изменится, что приведет к разъюстировке оптической схемы телескопа. Поскольку в ходе эксперимента предполагается, что тепловые потоки будут симметричными относительно оси телескопа, то распределение температуры по всем четырем стойкам узла подвеса вторичного зеркала тоже предполагается одинаковым. По этой причине было решено разместить термодатчик только на одной из стоек. Помимо непосредственно стоек, расстояние

между зеркалами определяется еще и тубусом узла крепления главного зеркала, геометрические размеры которого также влияют на настройку оптической системы. Ввиду существенной длины тубуса на нем размещено 3 термодатчика — в центре и на краях (см. рисунок 3.25).

Также один термодатчик установлен на стекле, которое расположено в фокальной плоскости макета телескопа и имитирует покровное стекло матричного фотоприёмного устройства.

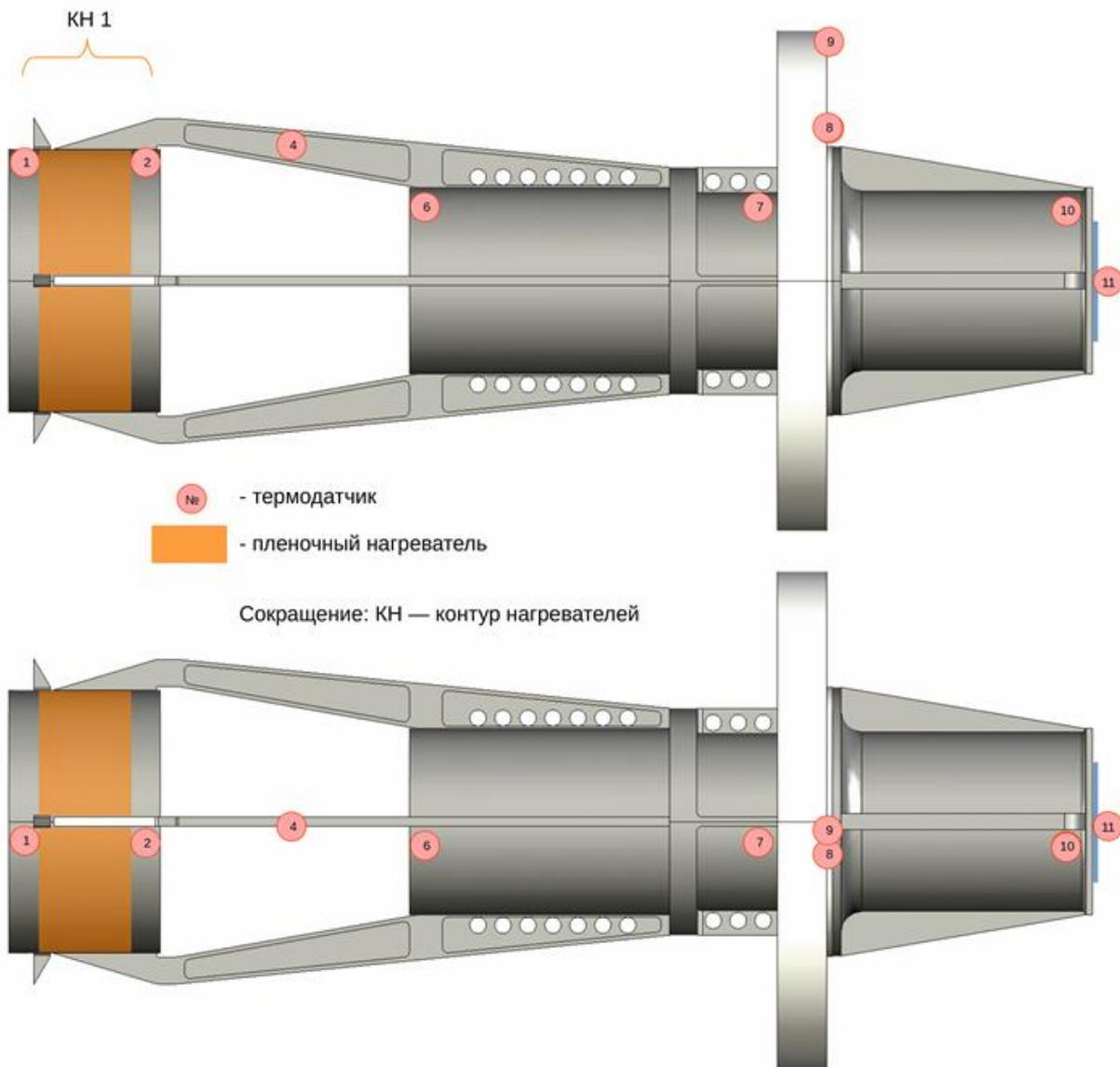


Рисунок 3.25 - Схема расположения термодатчиков и нагревателей: вид сверху (вверху) и вид сбоку (внизу)

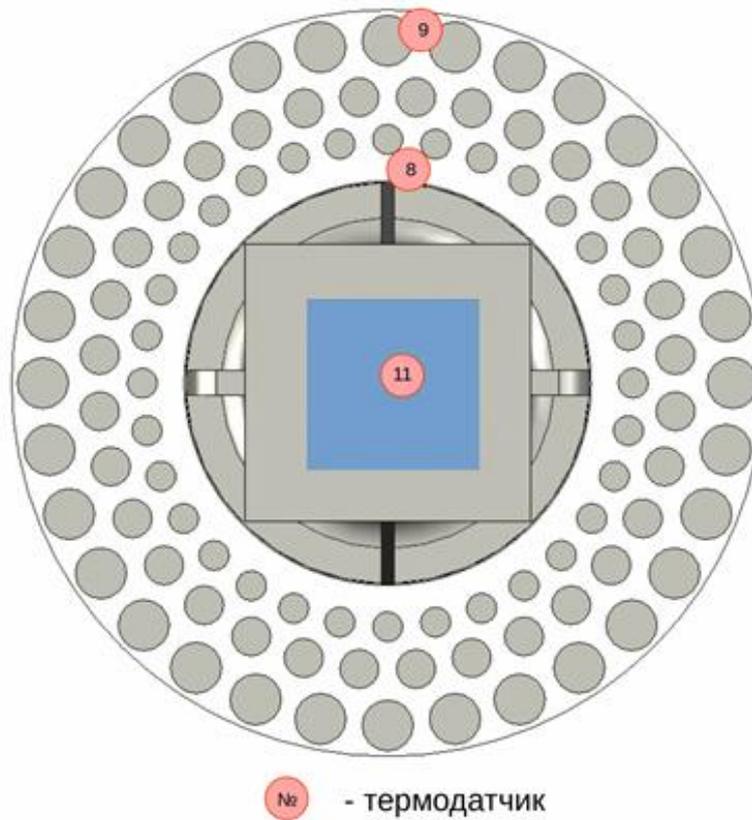


Рисунок 3.26 - Схема расположения термодатчиков и нагревателей на главном зеркале.
Вид сзади

Как видно на рисунках 3.25 и 3.26 на оптической системе макета телескопа расположено 11 термодатчиков. Априори, при существенном вкладе радиационной составляющей в теплообмен, габариты термодатчиков должны быть существенно меньше поверхности, на которой он располагаются. Для того, чтобы наличие термодатчика не влияло на состояние радиационного теплообмена измеряемой поверхности с окружающим пространством. Таким образом, выбор был сделан в пользу модели термодатчиков с минимальными габаритами. Это платиновый резистивный термодатчик M222, а точнее, его разновидность 32208551 (Pt100), имеющая габариты $2,1 \times 2,3 \times 0,9$ мм с номинальным сопротивлением равным 100 Ом и классом точности F 0,1 по стандарту IEC 751. В пересчёте на температуру, его абсолютная погрешность составляет $(0,1 + 0,0017 \cdot |T|)$ °С, где T — измеряемая температура в °С. По стандарту IEC 751, указанная точность должна соблюдаться в диапазоне температур от 0 °С до 150 °С, но это не означает, что при выходе за него датчик перестанет работать — просто производитель не гарантирует сохранение указанного класса точности. Стоит заметить, что в данной работе наибольший интерес представляет достаточно узкий температурный диапазон — от 10 °С до 30 °С, именно в котором требуется обеспечить высокую точность измерений. В

этом диапазоне выбранные термодатчики обеспечат высокую точность измерений температурного поля.

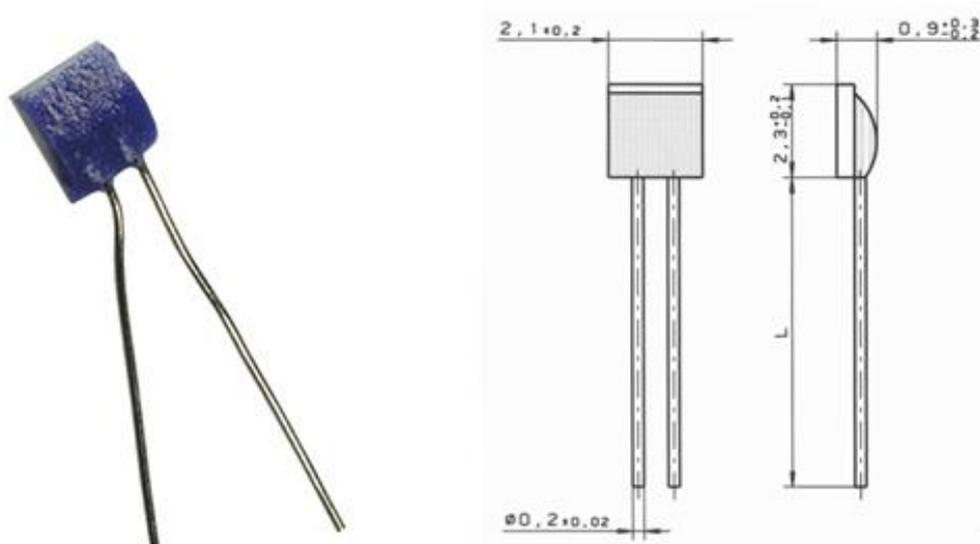


Рисунок 3.27 - Внешний вид термодатчика M222 (слева) и его размеры (справа)

В качестве нагревателей были выбраны пленочные нагреватели. Такие нагреватели представляют собой подложку, на которую нанесем проводящий рисунок, как правило, из материала с высоким удельным сопротивлением. В настоящее время, наиболее широко используются, по сравнению с остальными видами гибких нагревателей, пленочные нагреватели с изоляцией из полиимида, которые обладают минимальной толщиной (0,1 – 0,15 мм) и рассчитаны на более высокую максимальную рабочую температуру (+ 260 °С). Эти особенности позволяют использовать полиимидные нагреватели в тех случаях, когда необходимо достичь высокой рабочей температуры при минимальных габаритных размерах. Конструкция плёночных нагревателей способствует быстрой и равномерной передачи тепла. Особенность производства плёночных нагревателей, позволяет спроектировать нагреватели с заданным профилем тепловыделения. Стоит отметить, что в РФ есть производитель нагревателей с активным элементом из марганца на подложках, как из полиимида, так и из стеклоткани — это АО «НИИЭМ», продукция которого имеет успешный опыт эксплуатации на КА.

Для подогрева вторичного зеркала использованы аналогичные полиимидные гибкие нагреватели. Из-за конструкции узла крепления корпуса вторичного зеркала, делящего внешнюю цилиндрическую поверхность на четыре части были использованы 4 отдельных нагревателя, объединенных в одну электрическую цепь. Каждый из нагревателей имеет размер 35 мм × 90 мм и номинальное сопротивление 12 Ом.

Термодатчики и нагреватели бленды

В макете телескопа помимо термостабилизации самой оптической системы также бленда, в составе которой предусмотрены теплоаккумулирующие элементы для поддержания собственной температуры. Эти элементы предназначены для того, чтобы при изменении результирующего радиационного потока на поверхности бленды ее температура не изменялась. Подробное описание принципа работы и устройства этих теплоаккумулирующих элементов приведено в соответствующем разделе данного отчета. При подготовке к эксперименту предполагается, что основная задача теплоаккумулирующих элементов – не дать бленде нагреться выше определенной температуры при попадании на стенки бленды мощного, но непродолжительного, потока излучения. В случае охлаждения бленды ниже пороговой величины ее температура поддерживается за счёт работы нагревателей, управляемыми СОТР.

Бленда состоит из 10 граней, на каждую из которых наклеено по 2 АМКП с теплоаккумулирующим веществом. Бленда показана на рисунке 3.28. Причем, с внутренней стороны стенки, т. е. стороны обращенной к зеркалам телескопа, находятся АМКП, а с внешней — нагреватели. На рисунке 3.29 показана фотография теплового макета бленды в процессе сборки. Нагреватели используются аналогичные тем, что используются для подогрева вторичного зеркала, но размером 55 мм × 180 мм и номинальным сопротивлением 6,3 Ом. Нагреватели расположены в зоне проекции МКП. Также стоит отметить, что вся внутренняя поверхность бленды покрыта черной эмалью для снижения бликов, а с внешней стороны бленда покрыта ЭВТИ для изоляции радиационного теплопереноса.

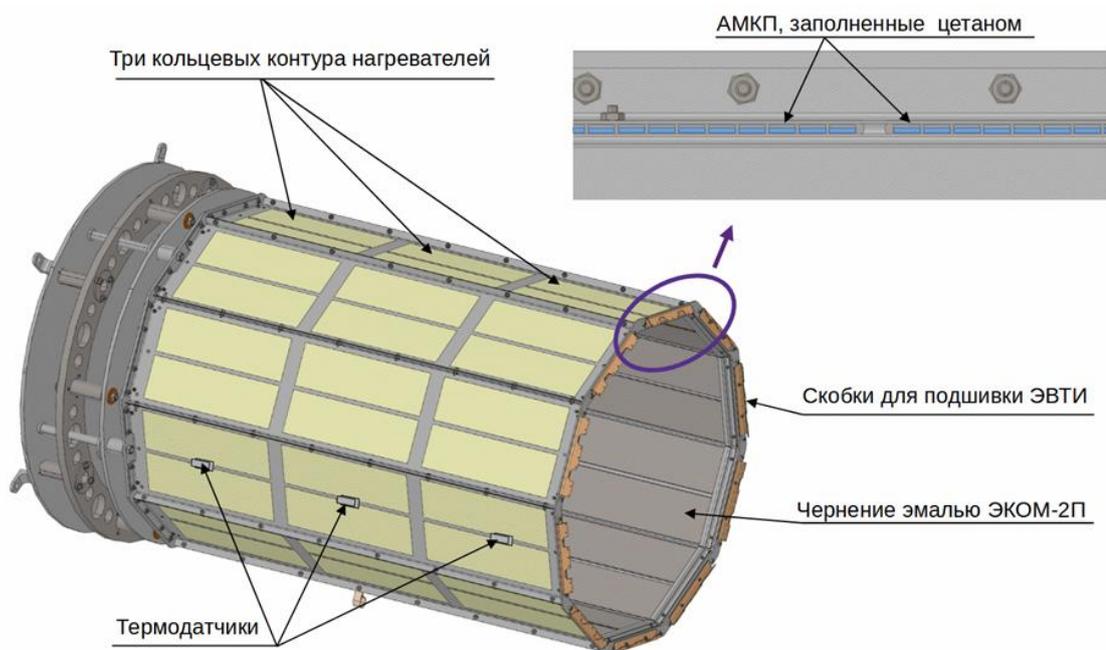


Рисунок 3.28 - Бленда с теплоаккумулирующими элементами и нагревателями

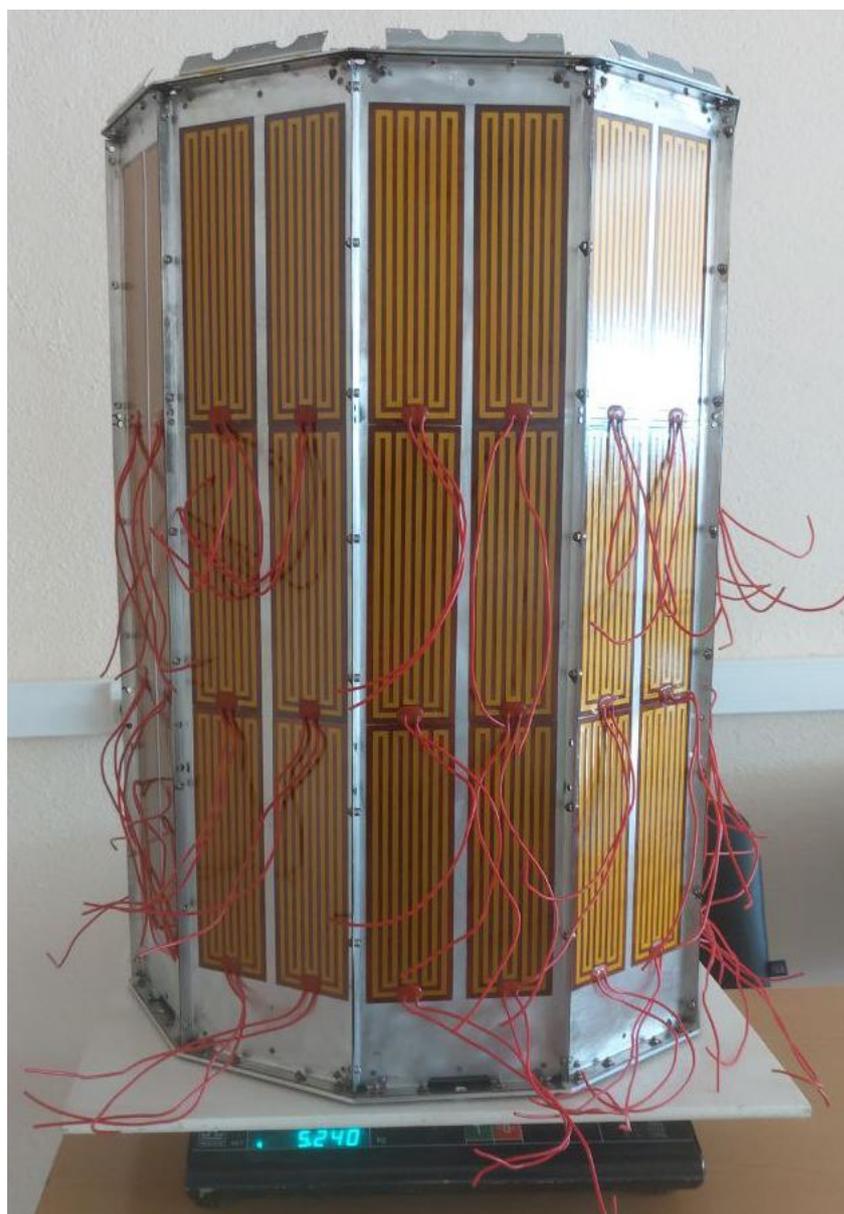


Рисунок 3.29 - Фотография теплового макета бленды

Распределение внешних тепловых потоков по глубине внутренней поверхности бленды неравномерно, а точнее, со стороны входной апертуры поглощается намного больше внешнего излучения, чем на сторону, противоположную входной апертуре. На основании тепловых расчётов было решено разделить все нагреватели на бленде на 3 независимых кольцевых контура. В среднем и внутреннем контурах нагреватели соединены в последовательную электрическую цепь, по 20 штук в каждом контуре. Для повышения тепловыделения во внешнем контуре, по сравнению с другими контурами, было решено соединить нагреватели в последовательно-параллельную цепь — в 2 параллельные цепи по 10 нагревателей в каждой. Таким образом, при одном и том же напряжении, тепловыделение во внешнем контуре в 4 раза выше, чем в двух других. Например, при напряжении питания контуров равном 27 В на

внешнем контуре будет выделяться 23,14 Вт, а на двух других — по 5,79 Вт. Учитывая суммарную площадь нагрева каждого из контуров, удельные плотности тепловыделения составляют 11,7 мВт/см² для внешнего контура и по 2,9 мВт/см² для среднего и внутреннего контуров. На рисунке 3.30 показана иллюстрация, поясняющая организацию нагревателей бленды в нагревательные контуры.

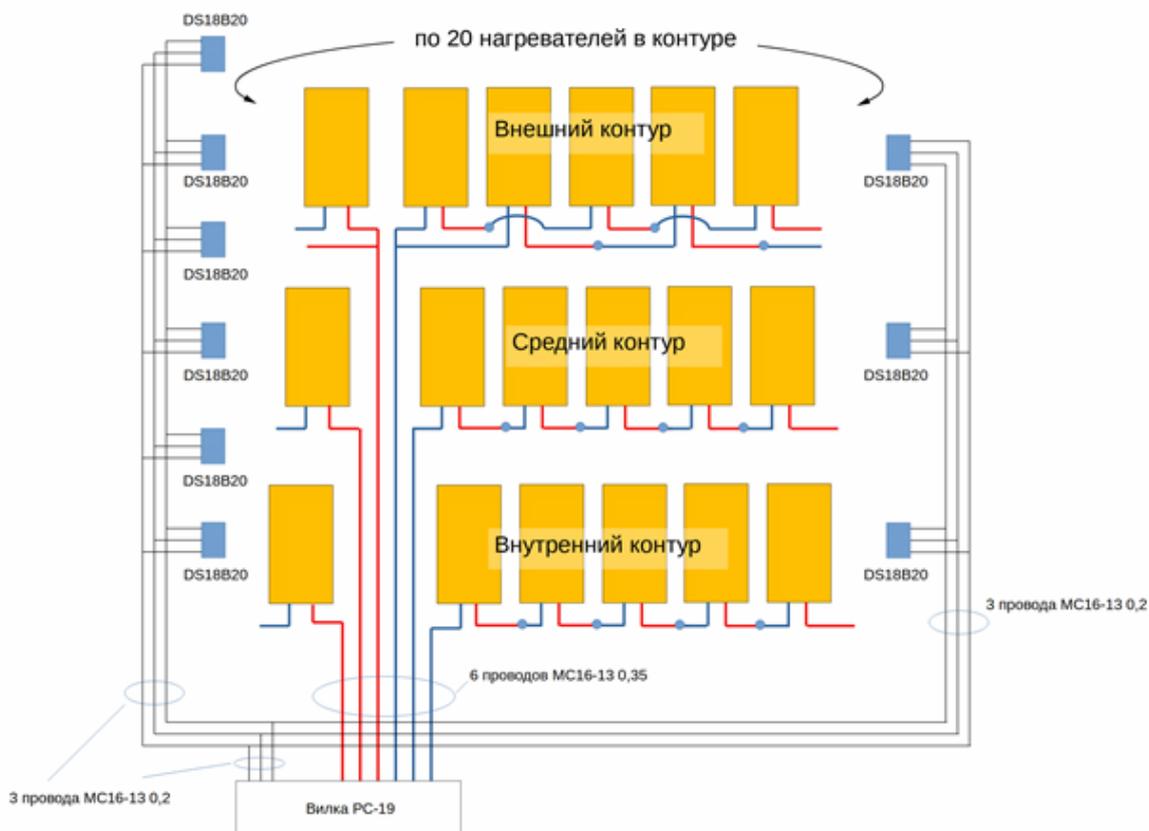


Рисунок 3.30 - Соединение нагревателей и термодатчиков в бленде

Для управления нагревателями на бленде предусмотрены термодатчики. Условия проведения эксперимента предполагает осесимметричное относительно оптической оси телескопа распределение тепловых потоков, и асимметрия температурного поля не предполагается. Однако данная бленда проектировалась как прототип штатного образца, на котором возможно возникновение асимметрии тепловых потоков вследствие неравномерности температуры подстилающей поверхности. Поэтому на каждом из контуров расположены по 2 термодатчика. Помимо этих 6 термодатчиков на одной из сторон размещены еще 3, предназначенные для измерения профиля температуры вдоль бленды. Расположены во входной апертуре и между контурами нагревателей.

В отличие от конструкции оптической системы телескопа, где есть небольшие и тонкие элементы, конструкция бленды представляет собой сборку из стенок большого размера.

Поэтому жестких требований по размеру термодатчиков для бленды не предъявляется. Исходя из соображений удобства и уменьшения количества электрических проводников было решено использовать интегральные датчики температуры DS18B20, которые имеют информационный интерфейс 1-Wire, что позволяет реализовать относительно простую схему их подключения.

Узел управления СОТР

За управление СОТР отвечает плата микроконтроллера (см. рисунок 3.24), которая рассчитывает режимы работы нагревателей, осуществляет информационный обмен, формирует телеметрию и т. д. Плата построена на основе микроконтроллера STM32F103. Микроконтроллер выполняет все функции СОТР, описанные выше. Вследствие аппаратных ограничений имеющихся в распоряжении узлов для построения экспериментальной установки, на микроконтроллер также возложена функция информационного обмена с контроллером теплового имитатора Земли (ТИЗ). Для передачи команд от оператора к микроконтроллеру и приёма телеметрии от микроконтроллера используется интерфейс USB. Программа микроконтроллера хранится во встроенной ПЗУ микроконтроллера.

Поскольку плата микроконтроллера не имеет возможности работы по интерфейсу «1Wire», который используют термодатчики, установленные на бленде. Поэтому используется дополнительный узел — преобразователь интерфейса «I2C – 1Wire», основанный на специально разработанной для этих задач микросхеме DS2482-100. В этой микросхеме реализованы все функции, которые требуются микроконтроллеру для работы с термодатчиками бленды.

Для регистрации показаний резистивных термодатчиков, установленных на макете оптической системы, используются специальные электронные схемы, которые измеряют сопротивление этих термодатчиков с автоматическим учетом падения напряжения на проводах, если используется 3^{-x} или 4^{-x} проводная схема включения. Для проведения эксперимента применено решение на основе микросхемы MAX31865. Это специализированный преобразователь сопротивления аналоговых датчиков температуры с цифровым выходом. Для связи с процессором или контроллеров используется информационный интерфейс SPI. Микросхема может работать с резистивными датчиками всех видов, выдавая на выходе измеренное значение сопротивления, но для наиболее широко применяемых типов — Pt100 и Pt1000 – имеет внутреннюю схему расчёта значения температуры согласно стандарту IEC 751. Учитывая, что применяемые термодатчики тоже соответствуют этому стандарту, то в качестве показания термодатчика можно использовать значения, рассчитанные микросхемой MAX31865. Недостатком этой микросхемы, в контексте данной работы, является то, что она одноканальная,

т. е. одна микросхема может опрашивать только один термодатчик. Для опроса всех термодатчиков было решено применить уже готовое решение — платы CJMCU-865, каждая из которых имеет одну MAX31865. Узел опроса термодатчиков собран из 11-ти таких плат. Плата «Waveshare XNUCLEO 103» поочередно опрашивает все 11 плат с MAX31865, т. е. все 11 термодатчиков, с заданный периодом.

Управление нагревателями происходит в импульсном режиме, т. е. включен или выключен, за счет коммутации напряжения питания. Для питания всех нагревателей, как бленды, так и макета оптической системы используется одно и то же напряжение. Коммутация осуществляется в плате коммутатора с помощью силовых ключей, управляемых сигналом от микроконтроллера. Цепи питания нагревателей гальванически изолированы от цепей сигналов управления микроконтроллера.

Алгоритм работы контроллера СОТР

Алгоритм работы микроконтроллера в макете СОТР показан на рисунке 3.31. Как было описано выше, в составе телескопа присутствуют как термодатчики, задействованные в цепи обратной связи контуров нагрева, так и термодатчики, которые используются только для измерения температурного поля.

Управление нагревателями происходит в режиме широтно-импульсной модуляции (ШИМ). Поскольку, для задач нагрева не требуется высокое быстродействие, то период сигнала управления нагревателями равен 2,56 с. Каждый такой период в алгоритме на рисунке 3.31 назван циклом нагрева. Генерация ШИМ сигнала реализована программно. В микроконтроллере задействован таймер, который каждую 1 мс вызывает прерывание, в котором происходит проверка какие из нагревателей должны быть включенным в данный момент, а какие - выключены. В конце обработки прерывания инкрементируется счётчик прерываний и проверяется, сколько их уже произошло с начала цикла, если больше 255, то этот счётчик сбрасывается. Операция проверки счётчика и является проверкой на истечение времени цикла. Таким образом, период ШИМ сигнала, цикл, равен 2,56 с.

Все остальные операции выполняются в основной ветке программы микроконтроллера, которая запускается получением команды от оператора. Показания тех термодатчиков, которые используются в управлении нагревателями передаются на расчёт интервала времени включения нагревателей, т. е. какую часть цикла нагреватели включены. Расчёт этого интервала времени производится по рекуррентной формуле ПИД-регулятора с возможностью работы с ограничением. Здесь, под ограничением понимается состояние, когда достигнут или превышены минимальный или максимальный уровень управляющего сигнала. Например, когда

в результате расчёта новое значение средней мощности на нагревателе становится отрицательной или гораздо больше, чем он способен выделить. Если не предусмотреть этой ситуации при расчёте, то возникает ошибка — в формуле учитывается значение, рассчитанного на предыдущем шаге, управляющего сигнала, которое не соответствует реальному воздействию. Для учета ограничений в алгоритме введены фактические ограничения по мощности нагревателей, отслеживание моментов наступления ограничений с последующим сбросом накопленных рекуррентных членов формулы. Сброс происходит при возврате регулируемой величины к значению уставки.

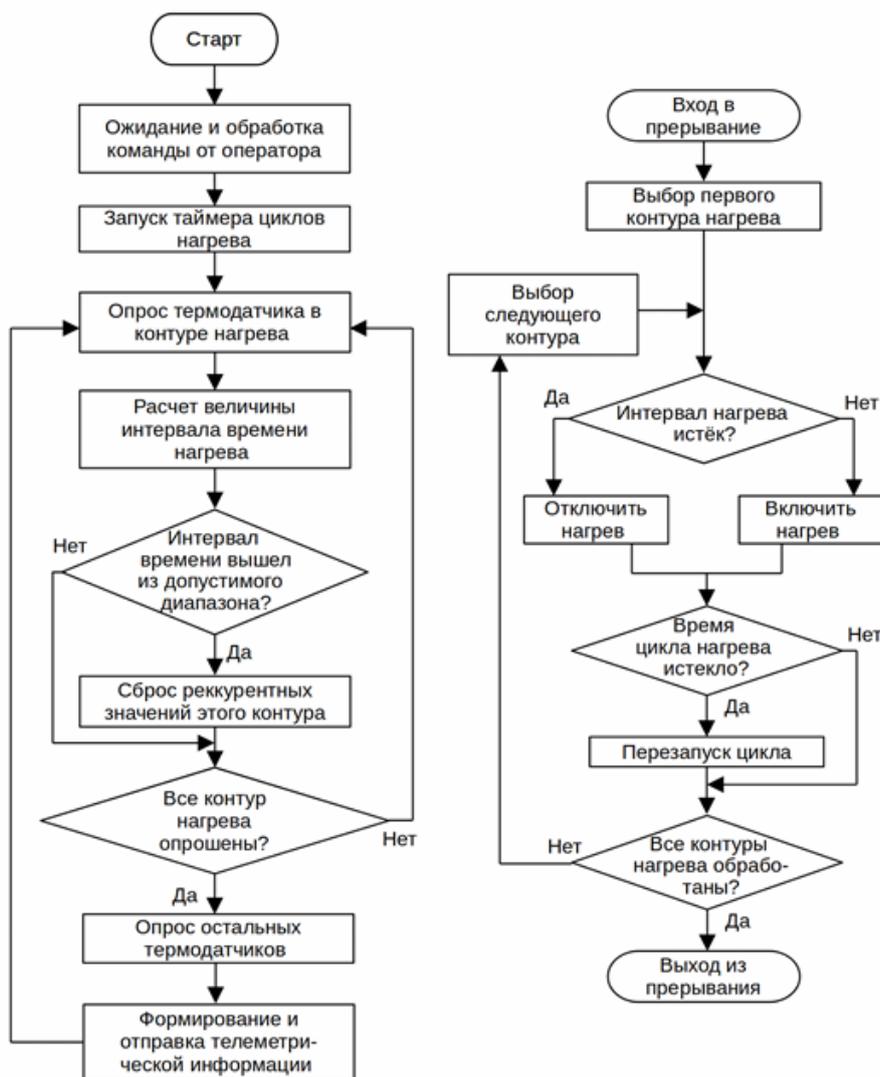


Рисунок 3.31 - Алгоритм работы контроллера COTP

После расчёта интервалов времени работы нагревателей опрашиваются остальные термодатчики. Из всех полученных данных и режимов работы нагревателей формируется телеметрическая информация, которая передается в компьютер по интерфейсу USB. Затем цикл основной ветви программы контроллера повторяется

Стоит отметить, что проверка условия на включение/отключения нагревателя построена таким образом, что если в процессе его работы появится новое значение интервала времени его работы, то оно не будет учтено. Нагреватель отработает столько времени, сколько было задано при его включении. Таким образом, исключается ситуация, когда появление нового значения перезапускает работу нагревателя.

3.2 Моделирование тепловых режимов телескопа

3.2.1 Объект моделирования

Объектом моделирования являлось изделие, включающее телескоп, бленду и тепловую развязку (далее по тексту «изделие»). Расчетные модели формировались для двух конфигураций изделия с тепловым макетом телескопа, которое будет подвергнуто тепловакуумному эксперименту, которое далее обозначается как тепловой макет изделия (см. рисунок 3.32).

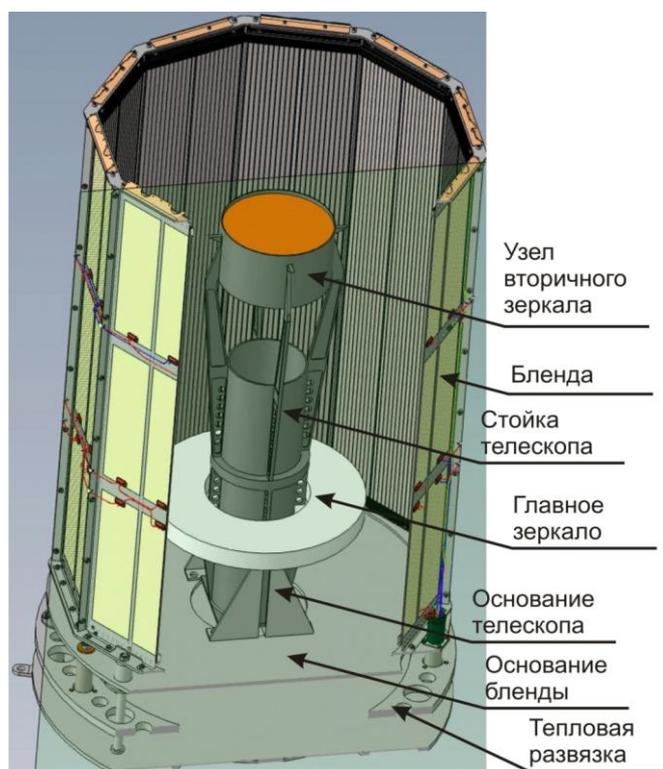


Рисунок 3.32 - Общий вид теплового макета изделия

Прототип летного образца изделия (см. рисунок 3.33) имеет аналогичную конструкцию с тепловым макетом изделия в части бленды и тепловой развязки. Отличия состоят в конфигурации телескопа (см. рисунок 3.33). В качестве телескопа в макете изделия применен телескоп того же класса, что и в прототипе летного образца, но при этом, имеющий заметные

отличия от него по геометрии и массе. Кроме того в тепловой макет введены дополнительные элементы для продольного перемещения бленды.

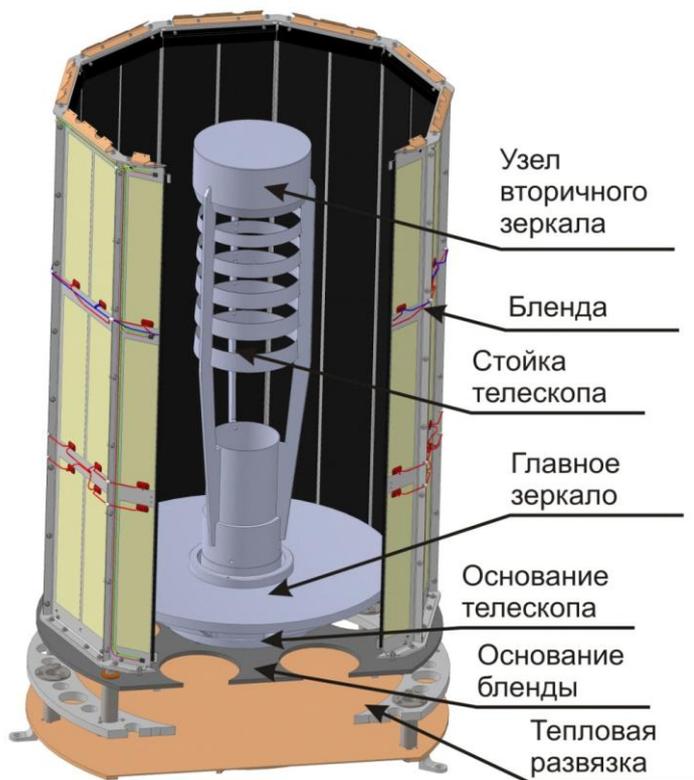


Рисунок 3.33 - Общий вид прототип летного образца изделия

3.2.2 Задачи теплового узлового моделирования

Метод узлового моделирования позволяет достоверно определить температуру в ограниченном числе отдельных точек (в центрах узлов) изделия. Это не дает возможности рассчитать тепловые поля по его конструкции, но позволяет оценить температуру критически важных элементов изделия. Преимуществами метода являются:

- применимость для оперативной проверки эффективности примененной концепции системы обеспечения теплового режима в процессе ее формирования;
- простота оптимизации основных параметров системы обеспечения теплового режима (площадей радиаторов, тепловых проводимостей между элементами изделия, мощностей нагрева отдельных элементов и т.д.);
- возможность выявления критически важных элементов и условий для сохранения допустимой температуры изделия;
- возможность использования узловой модели для решения обратных задач по восстановлению эффективных тепловых параметров изделия из результатов эксперимента.

Такие преимущества метода делают его предпочтительным на начальных этапах проектирования, на которых выбираются и оптимизируются основные параметры конструкции изделия, в частности характеристики СОТР. Кроме того данный метод востребован при обработке результатов тепловых испытаний и при формировании граничных условий для конечно-элементного моделирования.

Исходя из этого в процессе узлового моделирования температурных режимов теплового макета решались следующие задачи:

- выбор взаимной геометрии бленды и тепловой развязки, количества теплоаккумулирующего вещества в бленде и требуемого уровня теплового сопротивления развязки;
- определение оптимальной мощности нагрева составных частей изделия;
- оценка теплового режима узлов изделия при проведении наземного эксперимента;
- определение влияния температуры посадочных мест на тепловой режим изделия и подтверждение достаточности теплового сопротивления, обеспечиваемого развязкой;
- формирование модели для решения обратной тепловой задачи по восстановлению эффективных тепловых параметров изделия из результатов теплового эксперимента.

Задачами теплового узлового моделирования прототипа летного образца изделия будут являться:

- прогноз теплового режима узлов изделия и в процессе летной эксплуатации;
- установление граничных условий для конечно-элементного теплового моделирования;
- оценка различий результатов теплового эксперимента с макетом изделия и теплового режима реального изделия для возможности распространения результатов наземного эксперимента на этап летной эксплуатации.

3.2.3 Описание узлового метода теплового моделирования

Узловой метод моделирования основан на двух методах – графов и элементарных балансов. Первоначально объект моделирования разбивается на условно изотермические части – тепловые узлы. Основным условием объединения составной части прибора в единый тепловой узел является высокая тепловая связанность всех элементов этой составной части и приблизительно одинаковые внешние тепловые воздействия. Составляются графы кондуктивного и радиационного теплообмена. Вершинами этих графов являются тепловые узлы, а ребрами - кондуктивные и радиационные тепловые связи. На основании разбиения

изделия на тепловые узлы, структуры графов тепловых связей и параметров реальной конструкции изделия определяются количественные параметры тепловых узлов и связей.

Полученная модель является статической узловой тепловой моделью изделия. Для возможности оценки температур тепловых узлов эта модель должна быть дополнена динамическими или статическими моделями внутреннего тепловыделения и воздействующих на узлы внешних тепловых условий. Совокупность этих трех моделей является комплексной узловой тепловой моделью.

3.2.4 Комплексная узловая тепловая модель

Комплексная узловая тепловая модель, адаптированная для негерметичных космических устройств, должна включать шесть составляющих:

- математическую узловую тепловую модель;
- статическую матрицу параметров узлов изделия;
- статический граф кондуктивного теплообмена;
- статический граф радиационного теплообмена;
- динамическую (статическую) циклограмму тепловыделения;
- динамическую (статическую) модель внешних тепловых воздействий.

Математическая узловая модель это сформированная на базе элементарных тепловых балансов система уравнений, результатом решений которой являются зависимости от времени температур всех тепловых узлов. Математическая модель связывает все составляющие комплексной узловой модели. Матрица тепловых узлов представляет собой таблицу всех стационарных тепловых параметров фрагментов конструкции, ассоциированных с узлами модели. Графы кондуктивных и радиационных теплообменов содержат, соответственно, информацию о структурах кондуктивных и радиационных тепловых связей между узлами и их количественных параметров. Модель внешних тепловых воздействий представляет собой параметры тепловых потоков, падающих на открытые в космическое пространство поверхности фрагментов конструкции, ассоциированных с узлами модели (поверхности внешнего теплообмена), степень экранировки этих поверхностей и радиационную температуру окружающего пространства.

3.2.5 Математическая узловая тепловая модель

Математическая узловая тепловая модель представляет собой систему дифференциальных уравнений, сформированных из элементарных тепловых балансов всех

узлов. Данные уравнения адаптированы для негерметичного изделия, находящегося в условиях космического пространства под воздействие излучения Солнца и планеты.

Температура $T(\tau)_i$ произвольного i -го узла такой модели определяется из решения дифференциального уравнения элементарного теплового баланса

$$m_i \cdot c_i \cdot \frac{dT(\tau)_i}{d\tau} = Q(\tau)_i + (As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) \cdot F_i + \sum_{j=1(i \neq j)}^n \frac{T(\tau)_j - T(\tau)_i}{R_{i-j}} + F'_i \cdot \sigma \cdot \sum_{j=1(i \neq j)}^n \frac{(T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4) \cdot \varphi_{F'_i-F'_j}}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j^{-1} - 1)} - F_i \cdot \varepsilon_i \cdot \varphi_{F_i-c} \cdot T(\tau)_i^4$$

где n – количество тепловых узлов, на которое разбит объект моделирования;

σ – постоянная Стефана-Больцмана;

τ – время;

индекс « i » – означает принадлежность параметра i -му, а « j » – j -му узлу модели.

В этой системе параметрами тепловых узлов являются:

m_i, c_i – масса и удельная теплоемкость;

$F_i, As_i, \varepsilon_i, \varphi_{F_i-c}$ – площадь, коэффициент поглощения солнечного излучения, степень черноты и угловой коэффициент по отношению к окружающему пространству поверхности внешнего теплообмена;

F'_i, ε'_i – площадь и степень черноты поверхности внутреннего теплообмена.

К параметрам тепловых связей относятся:

$R_{i,j}$ – тепловое сопротивление между i -тым и j -тым узлами;

$\varphi_{F'_i-F'_j}, \varphi_{F'_j-F'_i}$ – угловой коэффициент поверхности внутреннего теплообмена i -того узла по отношению к поверхности j -того узла и обратный угловой коэффициент.

Циклограмма внутреннего тепловыделения характеризуется зависимостью тепловыделения узлов от времени – $Q(\tau)_i$;

Внешние воздействия представлены в виде следующих параметров:

$Es(\tau)_i, Esp(\tau)_i, Ep(\tau)_i$ – облученности поверхности внешнего теплообмена прямым и отраженным от планеты солнечным излучением, а так же собственным инфракрасным излучением планеты (при наличии окружающей конструкции в эти составляющие включают отраженное от конструкции солнечное излучение и собственное излучение конструкции);

$T_c \approx 4,2$ К – радиационная температура космического пространства.

Данные уравнения являются общими. В рассматриваемом изделии имеются специальные тепловые узлы – посадочные места с постоянной температурой и тепловой аккумулятор с фазовым переходом.

Посадочные места характеризуются условием $T_i = Const$, и реализующим это условие компенсирующим ($dT_i/d\tau=0$) тепловым потоком

$$T_i = T_{MP} = Const; Q(\tau)_i = \sum_{j=1(i \neq j)}^n \frac{T_{MP} - T(\tau)_j}{R_{i-j}}$$

Для вещества, находящегося в состоянии фазового перехода, аналогичное условие $dT_i/d\tau=0$ реализуется в несколько измененном виде

$$T_i = T_{PT} = Const; L \cdot \frac{dm_i}{d\tau} = \frac{T_{PT} - T(\tau)_j}{R_{i-j}} \quad - \quad \text{для промежутка времени } 0 \dots \tau_k, \text{ который}$$

определяется из условия: $\int_0^{\tau_k} dm_i = m_i$,

где T_{PT} , L – температура и теплота фазового перехода $dm_i/d\tau$ – скорость массового расхода вещества на фазовый переход;

i и j – индексы, относящиеся к тепловым узлам, совмещенным с теплоаккумулирующим веществом и корпусом теплового аккумулятора соответственно. Далее режим теплового аккумулятора соответствует режиму стандартного теплоемкостного теплового узла с переменной температурой.

Таким образом, данная математическая модель объединяет:

- матрицу параметров тепловых узлов ($m_i, c_i, F_i, As_i, \varepsilon_i, \varphi_{Fi-c}, F'_i, \varepsilon'_i, L_i$);
- граф кондуктивных тепловых связей (R_{i-j});
- граф радиационных тепловых связей ($\varphi_{F^i-F^j}$);
- циклограмму внутренних тепловыделений узлов модели ($Q(\tau)_i$);
- модель внешних тепловых воздействий, включающую облученности поверхностей внешнего теплообмена тепловых узлов внешними тепловыми потоками ($Es(\tau)_i, Esp(\tau)_i, Ep(\tau)_i$) и радиационную температуру окружающего пространства (Tc).

Граничным условием для решения уравнений является начальные температуры узлов T_{0i} (для посадочных мест эта температура должна соответствовать T_{MP}). Дополнительными граничными условиями теплового аккумулятора является начальное фазовое состояние вещества.

Если рассматривается циклическое изменение внешних тепловых условий, то необходимо рассчитать то количество циклов, которое обеспечивает повторяемость теплового режима.

3.2.6 Матрица параметров узлов изделия

Деление изделия на тепловые узлы выполнено, исходя из следующих критериев:

- фрагмент конструкции, объединенный в один тепловой узел, имеет высокую внутреннюю тепловую связанность;
- модель пригодна для оценки поперечного и продольного перепада температуры по конструкции;
- каждый нагреватель с прилегающей конструкцией выделен в отдельный тепловой узел.
- структура модели позволяет использовать ее для восстановления эффективных тепловых характеристик исходя из результатов теплового эксперимента.

На основании этих критериев изделие было разделено на 34 узла. Структура модели теплового макета и прототипа летного образца одинаковы, первая представлена на рисунке 3.34, вторая – на рисунке 3.35. На этих рисунках не показаны узлы соответствующие фрагментам ЭВТИ и теплоаккумулирующему веществу.

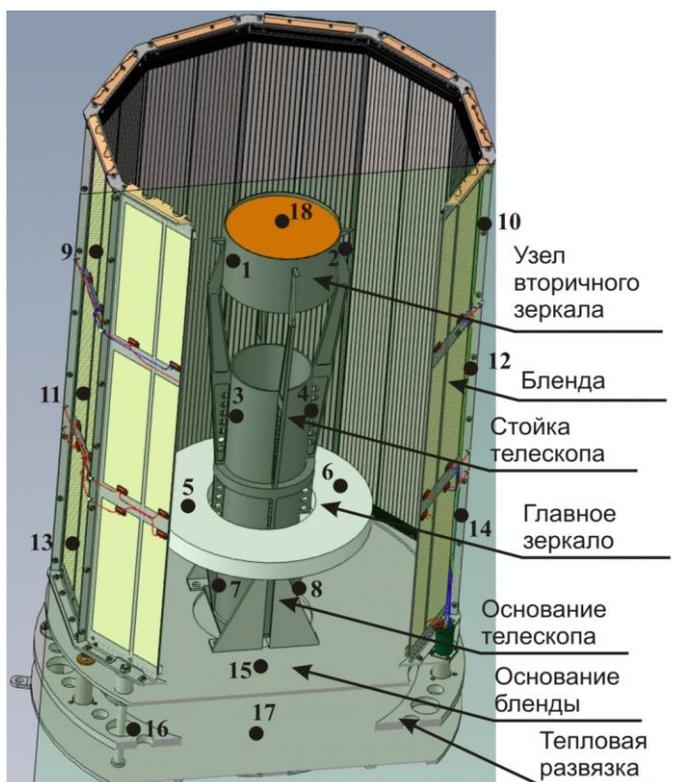


Рисунок 3.34 – Структура тепловых узлов, совмещенная с конструкцией теплового макета

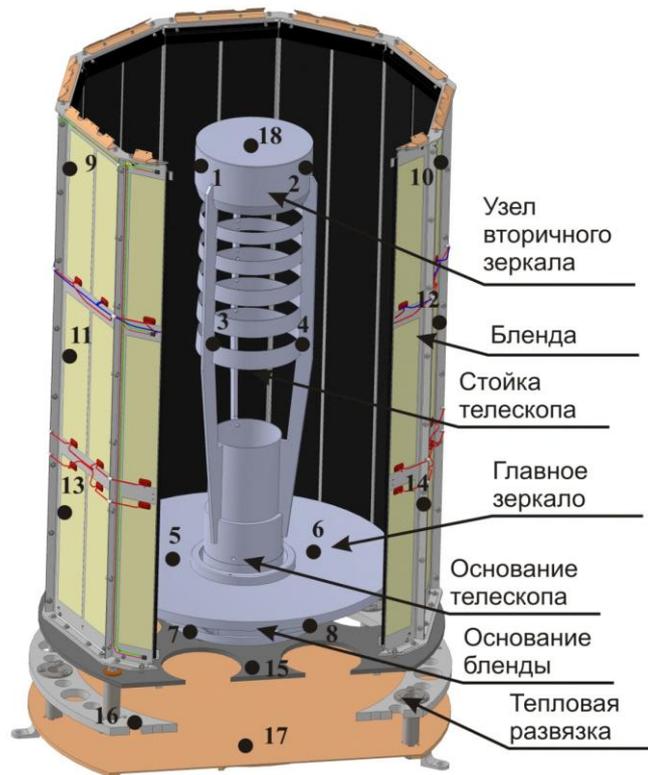


Рисунок 3.35 – Структура тепловых узлов, совмещенная с конструкцией летного прототипа

Структура узловой модели теплового макета и прототипа летного образца одинаковы, некоторые их количественные характеристики различаются.

Полученная в результате этого деления матрица параметров узлов теплового макета представлена в таблице 3.9.

Таблица 3.9 – Характеристики тепловых узлов макета изделия

№ узла (i)	Состав узла	Поверхность радиационного теплообмена с окружающей средой				Поверхность радиационного теплообмена с тепловыми узлами		Масса m_i , кг	Тип узла*
		F_i , м ²	A_{σ_i}	ε_i	$\varphi_{\text{Fi-c}}$	F'_i , м ²	ε'_i		
1	Телескоп - узел вторич. зеркала л.ч.**	0,0143909	0,9	0,9	0,17	0,0143909	0,9	0,25	0
2	Телескоп - узел вторич. зеркала п.ч.	0,0143909	0,9	0,9	0,17	0,0143909	0,9	0,25	0
3	Телескоп – стойка л.ч.	0,0284568	0,9	0,9	0,11	0,0284568	0,9	1,2422	0
4	Телескоп – стойка п.ч.	0,0284568	0,9	0,9	0,11	0,0284568	0,9	1,2422	0
5	Телескоп – главное зеркало л.ч.	0,0350602	0,1	0,1	0,38	0,0350602	0,1	0,7055	0

№ узла (i)	Состав узла	Поверхность радиационного теплообмена с окружающей средой				Поверхность радиационного теплообмена с тепловыми узлами		Масса m_i , кг	Тип узла*
		F_i , м ²	A_{s_i}	ε_i	φ_{Fi-c}	F'_i , м ²	ε'_i		
6	Телескоп – главное зеркало п.ч.	0,0350602	0,1	0,1	0,38	0,0350602	0,1	0,7055	0
7	Телескоп – основание л.ч.	0	-	-	0	0,017182	0,9	1,125	0
8	Телескоп – основание п.ч.	0	-	-	0	0,017182	0,9	1,125	0
9	Бленда – верх л.ч.	0,1419559	0,9	0,9	0,26	0,1419559	0,9	0,7242	0
10	Бленда – верх п.ч.	0,1419559	0,9	0,9	0,26	0,1419559	0,9	0,7242	0
11	Бленда – середина л.ч.	0,1419559	0,9	0,9	0,12	0,1419559	0,9	0,7242	0
12	Бленда – середина п.ч.	0,1419559	0,9	0,9	0,12	0,1419559	0,9	0,7242	0
13	Бленда – низ л.ч.	0,1419559	0,9	0,9	0,07	0,1419559	0,9	0,7242	0
14	Бленда – низ п.ч.	0,1419559	0,9	0,9	0,07	0,1419559	0,9	0,7242	0
15	Бленда – основание	0,1457699	0,9	0,9	0,04	0,2915398	0,1	0,9636	0
16	Тепловая развязка - средн. часть	0	-	-	0	0,0956	0,1	0,5506	0
17	Тепловая развязка - основание	0	-	-	0	0,1590431	0,1	1,2389	0
18	ЭВТИ узла втор. зеркала	0,0123702	0,36	0,63	0,73	0,0123702	0,63	0,0049	0
19	ЭВТИ бленды – верх л.ч.	0,1561514	0,36	0,63	1	0	-	0,0625	0
20	ЭВТИ бленды – верх п.ч.	0,1561514	0,36	0,63	1	0	-	0,0625	0
21	ЭВТИ бленды – середина л.ч.	0,1561514	0,36	0,63	1	0	-	0,0625	0
22	ЭВТИ бленды – середина п.ч.	0,1561514	0,36	0,63	1	0	-	0,0625	0
23	ЭВТИ бленды – низ л.ч.	0,1561514	0,36	0,63	1	0	-	0,0625	0
24	ЭВТИ бленды – низ п.ч.	0,1561514	0,36	0,63	1	0	-	0,0625	0
25	ЭВТИ бленды – основание л.ч.	0,104813	0,36	0,63	1	0	-	0,0419	0
26	ЭВТИ бленды – основание п.ч.	0,104813	0,36	0,63	1	0	-	0,0419	0
27	ЭВТИ бленды – основание низ	0	-	-	-	0,1590431	0,63	0,0636	0
28	Посадочные места	0	-	-	-	0	-	-	1
29	Т.а.в.*** в бленде – верх л.ч.	0	-	-	-	0	-	0,146	2

№ узла (i)	Состав узла	Поверхность радиационного теплообмена с окружающей средой				Поверхность радиационного теплообмена с тепловыми узлами		Масса m_i , кг	Тип узла*
		F_i , м ²	As_i	ε_i	φ_{Fi-c}	F'_i , м ²	ε'_i		
30	Т.а.в. в бленде – верх п.ч.	0	-	-	-	0	-	0,146	2
31	Т.а.в. в бленде – середина л.ч.	0	-	-	-	0	-	0,146	2
32	Т.а.в. в бленде – середина п.ч.	0	-	-	-	0	-	0,146	2
33	Т.а.в. в бленде – низ л.ч.	0	-	-	-	0	-	0,146	2
34	Т.а.в. в бленде – низ п.ч.	0	-	-	-	0	-	0,146	2

Примечание:
* - 0 – узел с тепловым режимом без дополнительных условий;
1 – узел с постоянной температурой; 2 – узел с фазовым переходом вещества
** - л.ч. – левая часть, п.ч. – правая часть
*** - т.а.в. – «теплоаккумулирующее вещество»

3.2.7 Граф кондуктивного теплообмена

Граф кондуктивного теплообмена упрощен за счет включения только значимых кондуктивных тепловых связей. Структура графа кондуктивного теплообмена изделия представлена на рисунке 3.36.

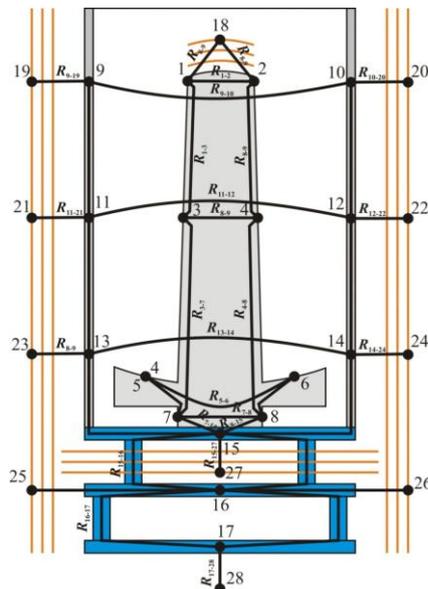


Рисунок 3.36 – Упрощенный граф кондуктивного теплообмена изделия

Оценка тепловых сопротивлений R_{i-j} проводилась по классической модели, в соответствии с которой тепловой тракт между имеющими кондуктивную связь тепловыми

узлами разбивался на k' фрагментов, каждый из которых может характеризоваться определенной площадью поперечного сечения F_{S_k} , длиной l_k и материалом с коэффициентом теплопроводности λ_k . Дополнительно определялось количество тепловых контактов k'' на рассматриваемом тепловом тракте.

Интегральное значение теплового сопротивления между узлами i и j составляет:

$$R_{i-j} = \sum_{k=1}^{k'} \frac{l_k}{F_{S_k} \cdot \lambda_k} + k'' \cdot R_c,$$

где R_c – средний уровень контактно теплового сопротивления. На основании имеющегося опыта принято, что $R_c \approx 0,5$ К/Вт;

Количественные значения ребер графа в виде расчетной матрицы значимых тепловых сопротивлений (ребер графа кондуктивного теплообмена) теплового макета представлены в таблице 3.10.

Таблица 3.10 – Тепловые сопротивления между узлами модели

№ исходного теплового узла (i)	Последующие тепловые узлы (j), с которыми исходный тепловой узел имеет кондуктивную тепловую связь				
	№ узла	2	3	18	
1	R_{i-j} , К/Вт	13,95	6,96	404,2	
	№ узла	4	18		
2	R_{i-j} , К/Вт	6,96	404,2		
	№ узла	4	7		
3	R_{i-j} , К/Вт	2,1	4,27		
	№ узла	8			
4	R_{i-j} , К/Вт	4,27			
	№ узла	6	7		
5	R_{i-j} , К/Вт	163,77	7,87		
	№ узла	8			
6	R_{i-j} , К/Вт	7,87			
	№ узла	8	15		
7	R_{i-j} , К/Вт	2,0	1,0		
	№ узла	15			
8	R_{i-j} , К/Вт	1,0			
	№ узла	10	11	19	29
9	R_{i-j} , К/Вт	10,26	0,78	64,0	0,25
	№ узла	12	20	30	
10	R_{i-j} , К/Вт	0,78	64,0	0,25	
	№ узла	12	13	21	31
11	R_{i-j} , К/Вт	10,26	0,78	64,0	0,25
	№ узла	14	22	32	
12	R_{i-j} , К/Вт	0,78	64,0	0,25	
	№ узла	14	15	23	33
13	R_{i-j} , К/Вт	10,26	2,0	64,0	0,25
	№ узла	15	24	34	
14	R_{i-j} , К/Вт	2,0	64,0	0,25	
	№ узла	16	25	26	27
15	R_{i-j} , К/Вт	27,0	286,2	286,2	62,9
	№ узла	17	25	26	
16	R_{i-j} , К/Вт	27,0	286,2	286,2	

№ исходного теплового узла (<i>i</i>)	Последующие тепловые узлы (<i>j</i>), с которыми исходный тепловой узел имеет кондуктивную тепловую связь			
17	№ узла	25	26	28
	R_{i-j} , К/Вт	286,2	286,2	1,0

3.2.8 Граф радиационного теплообмена

Граф радиационного теплообмена также включает только значимые тепловые связи. Структура графа радиационного теплообмена изделия представлена на рисунке 3.37.

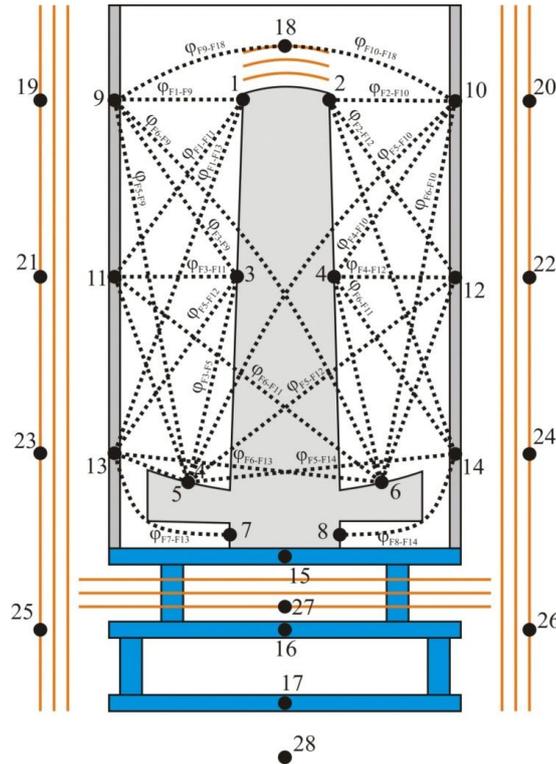


Рисунок 3.37 – Упрощенный граф радиационного теплообмена изделия

Оценка взаимных угловых коэффициентов между поверхностями F'_i и F'_j проводилась по классической модели:

$$\varphi_{F'_i-F'_j} = \frac{1}{\pi \cdot F'_i} \cdot \int_{F'_i} \int_{F'_j} \frac{\cos \beta_{dF'_i} \cdot \cos \beta_{dF'_j}}{r_{dF'_i-dF'_j}^2} dF'_i dF'_j,$$

где dF'_i, dF'_j – элементарные площадки в пределах поверхностей внутреннего теплообмена F'_i, F'_j ;

$r_{dF'_i-dF'_j}$ – расстояние между этими площадками;

$\beta_{dF'_i}, \beta_{dF'_j}$ – углы между нормальными к этим площадкам и линией, соединяющей их.

Количественные значения ребер графа в виде расчетной матрицы значимых угловых коэффициентов (ребер графа радиационного теплообмена) представлены в таблице 3.10.

Геометрические модели расчета угловых коэффициентов наиболее значимых для теплового режима телескопа и бленды показаны на рисунке 3.38. Количественные значения взаимных угловых коэффициентов поверхностей внутреннего теплообмена узлов модели (вершин графа радиационных тепловых связей) теплового макета представлены в таблице 3.11.

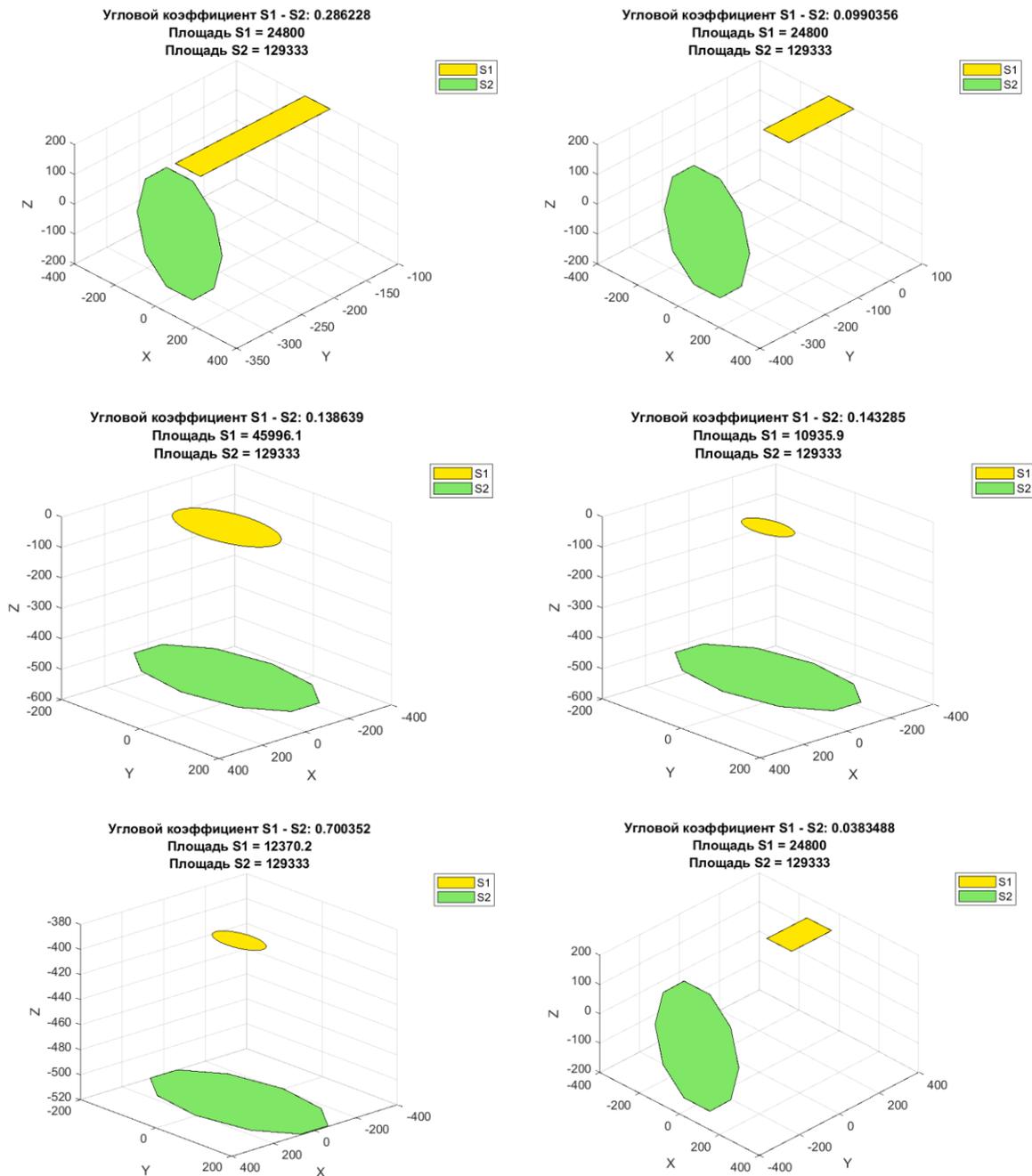


Рисунок 3.38 – Геометрические модели для расчета угловых коэффициентов по отношению к космическому пространству верхней части бленды (φ_{F9-C} , φ_{F10-C}), средней части бленды (φ_{F11-C} , φ_{F12-C}), нижней части бленды (φ_{F13-C} , φ_{F14-C}), главного зеркала (φ_{F5-C} , φ_{F6-C} – без учета отверстия), ЭВТИ узла вторичного зеркала (φ_{F18-C} – без учета отверстия)

Таблица 3.11 – Взаимные угловые коэффициенты поверхностей внутреннего теплообмена тепловых узлов изделия

№ исходного теплового узла (i)	Последующие тепловые узлы (j), с которыми исходный тепловой узел имеет радиационную тепловую связь										
1	2										
1	№ узла	5		9		11		13		15	
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,1		0,43		0,19		0,09		0,02	
2	№ узла	6		10		12		14		15	
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,1		0,43		0,19		0,09		0,02	
3	№ узла	5		9		11		13		15	
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,1		0,18		0,41		0,17		0,03	
4	№ узла	6		10		12		14		15	
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,1		0,18		0,41		0,17		0,03	
5	№ узла	7	9	10	11	12	13	14	15		
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,1	0,05	0,01	0,11	0,012	0,08	0,05	0,13		
6	№ узла	8	9	10	11	12	13	14	15		
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,1	0,01	0,05	0,012	0,11	0,05	0,08	0,13		
7	№ узла	13					15				
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,25					0,45				
8	№ узла	14					15				
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,25					0,45				
9	№ узла	18									
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,012									
10	№ узла	18									
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,012									
16	№ узла	17					27				
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,5					0,5				
17	№ узла	27									
	$\varphi_{F^i-F^j}$	0,699									

3.2.9 Циклограмма тепловых состояний изделия

Обычно в процессе летной эксплуатации изделие проходит несколько этапов (тепловых состояний), каждый из которых характеризуется уникальным сочетанием внешних факторов и уровней внутреннего тепловыделения составных частей. Последовательность таких этапов называется циклограммой тепловых состояний (ЦТС) изделия. Для каждого из этих тепловых состояний должны быть разработаны отдельные циклограммы тепловыделения и модели внешних тепловых воздействий изделия.

Летная эксплуатация изделия обычно включает 3 тепловых состояния: режим хранения, дежурный режим и рабочий режим, однако в рамках разрабатываемой модели рассматривается только рабочий режим из-за отсутствия информации по остальным.

Кроме того при наземном тепловом эксперименте должен быть включен по крайней мере один стационарный тепловой режим, по результатам которого определяются количественные значения критически важных тепловых характеристик изделия (калибровочный режим).

Содержание и продолжительность итоговой последовательности тепловых состояний рассматриваемого изделия представлены в таблице 3.12.

Таблица 3.12 – Циклограмма тепловых состояний прибора

№ этапа ЦТС	Тепловое состояние	Продолжительность (достижение стационарного теплового режима)	Тепловыделение	Внешние тепловые параметры	
				Температура посадочных мест t_{MP} , °C	Тепловые характеристики окружающей среды
I	Рабочий «холодный» режим	Циклический режим с периодом равным орбитальному периоду	Регулируется	-40	Орбита с максимальным теньвым участком, ориентация изделия в надир
II	Рабочий «горячий» режим	Циклический режим с периодом равным орбитальному периоду	Регулируется	+40	Орбита с минимальным теньвым участком, ориентация изделия в надир
III	Калибровочный режим	До достижения стационарного теплового режима	Постоянное	-40	Постоянный тепловой поток на тепловые узлы

3.2.10 Модели внешних условий и внутренних тепловыделений изделия в процессе эксперимента

Внешние тепловые потоки в процессе эксперимента имитируются набором плоских инфракрасных нагревателей, установленных перед блендой (далее по тексту «Тепловой имитатор Земли» (ТИЗ)) – см. рисунок 3.39).

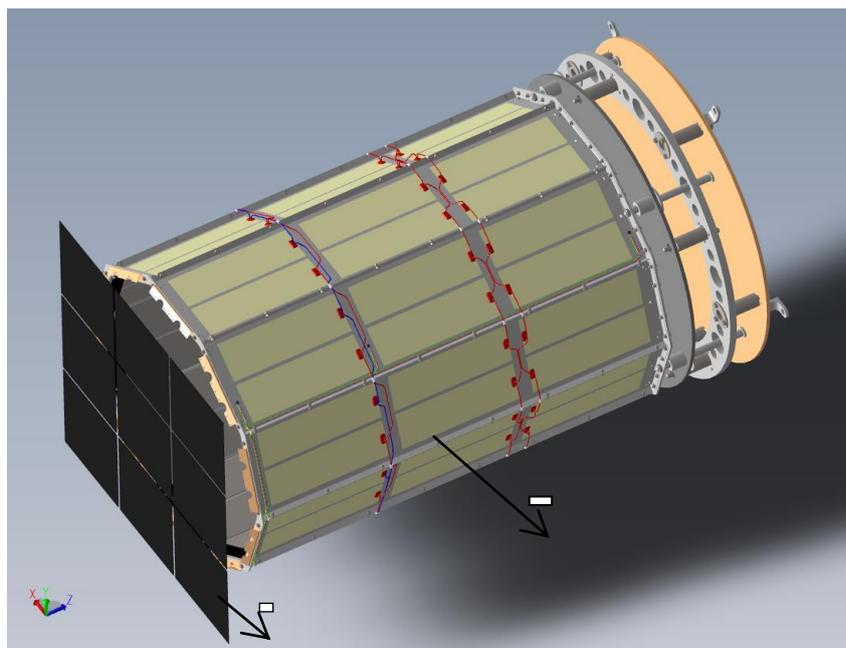


Рисунок 3.39 – Размещение ТИЗ относительно изделия

Данный имитатор генерирует инфракрасное излучение, которое создает такой же поглощенный элементами изделия тепловой поток, как и воздействующие на них в космосе солнечное и планетное излучение.

Модель внешних тепловых воздействий на узлы изделия в процессе наземного эксперимента определяется геометрией, температурой, степенью черноты и ориентацией имитатора теплового потока относительно изделия.

На рисунке 3.40 представлена зависимость температуры нагревателей ТИЗ от времени для одного испытательного цикла, продолжительностью 100,5 мин.

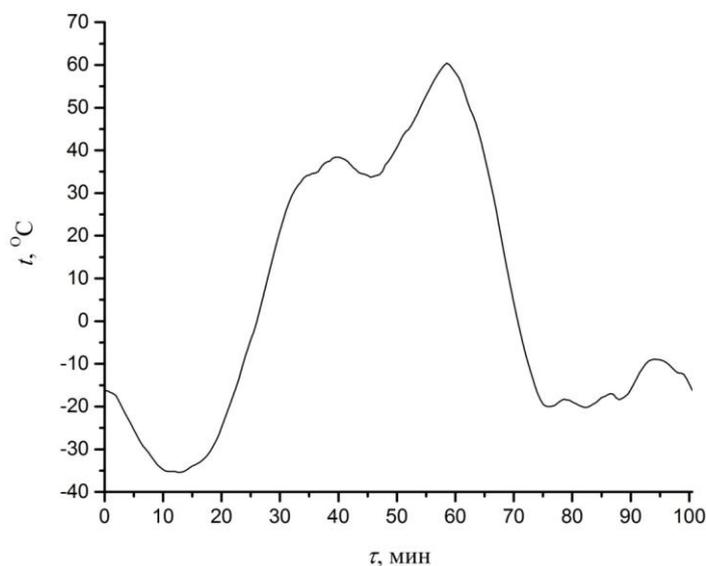


Рисунок 3.40 – Зависимость температуры нагревателей ТИЗ от времени для одного испытательного цикла

Зависимость облученности излучением ТИЗ i -того узла изделия от времени $E(\tau)_i$ определяется следующим образом

$$E(\tau)_i = \varepsilon_{sim} \cdot \sigma \cdot T(\tau)_{EHS}^4 \cdot \varphi_{Fi-EHS},$$

где ε_{sim} , $T(\tau)_{EHS}^4$ – степень черноты и температура нагревателей ТИЗ;

φ_{Fi-sim} – угловой коэффициент поверхности внешнего теплообмена i -того теплового узла по отношению к поверхности нагревателей ТИЗ.

Данная зависимость показана на рисунке 3.41 для узлов, охватывающих все основные элементы бленды и телескопа (рисунок 3.34: узлы № 1, 3, 5 – телескоп: узел вторичного зеркала, стойка, главное зеркало, основание; узлы № 9, 11, 13 – бленда: верхняя, средняя часть и нижняя части; узел № 18 – ЭВТИ узла вторичного зеркала).

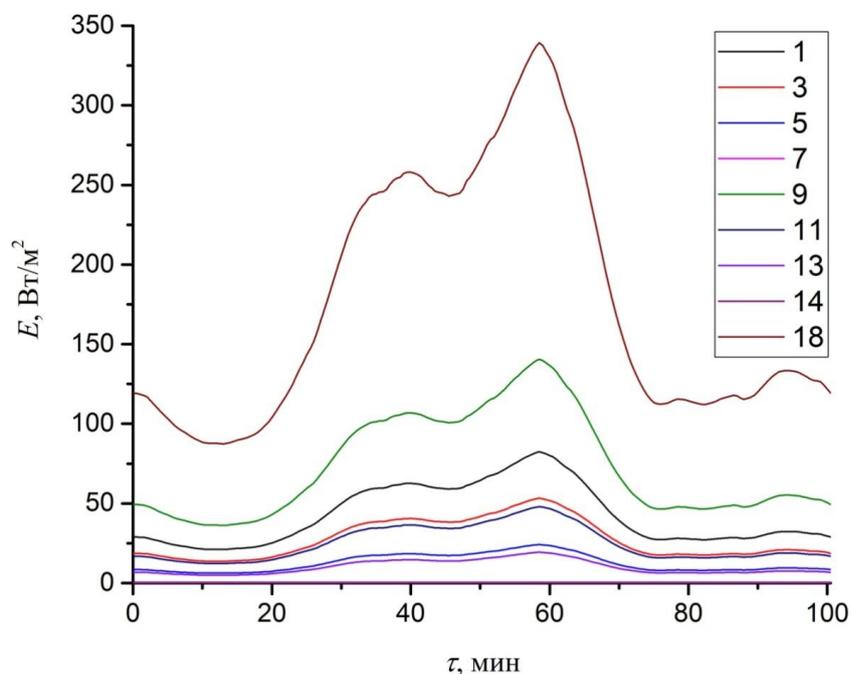


Рисунок 3.41 – Зависимость облученности узлов изделия, тепловым потоком, воспроизводимым ТИЗ для одного испытательного цикла

3.2.11 Циклограмма тепловыделения теплового макета в процессе наземного эксперимента

В макете изделия, предназначенном для наземного эксперимента, на бленде установлены шесть наборов нагревателей по пять штук в каждом – на узлах № 9 - 14 (см. рисунок 3.39).

Одной из задач эксперимента является оценка требуемой мощности этих нагревателей в процессе летной эксплуатации. Поэтому расчет теплового режима проводился для различных вариантов мощности нагревателей.

Для шести нагревателей на бленде задавались одинаковые мощности нагрева. Для каждого нагревателя были заданы пять постоянных уровней нагрева, ($Q_{const1}=0$ Вт, $Q_{const2}=2$, $Q_{const3}=4$ Вт, $Q_{const4}=6$ Вт, $Q_{const5}=8$ Вт) и четыре уровня нагрева с переменной мощностью ($Q_{var1}=0...2$ Вт, $Q_{var2}=0...4$ Вт, $Q_{var3}=0...6$ Вт, $Q_{var4}=0...8$ Вт,) зависимость от времени которых является условно обратной по отношению к временному профилю температуры ТИЗ. Зависимости этих мощностей от времени для одного испытательного цикла представлены на рисунке 3.42.

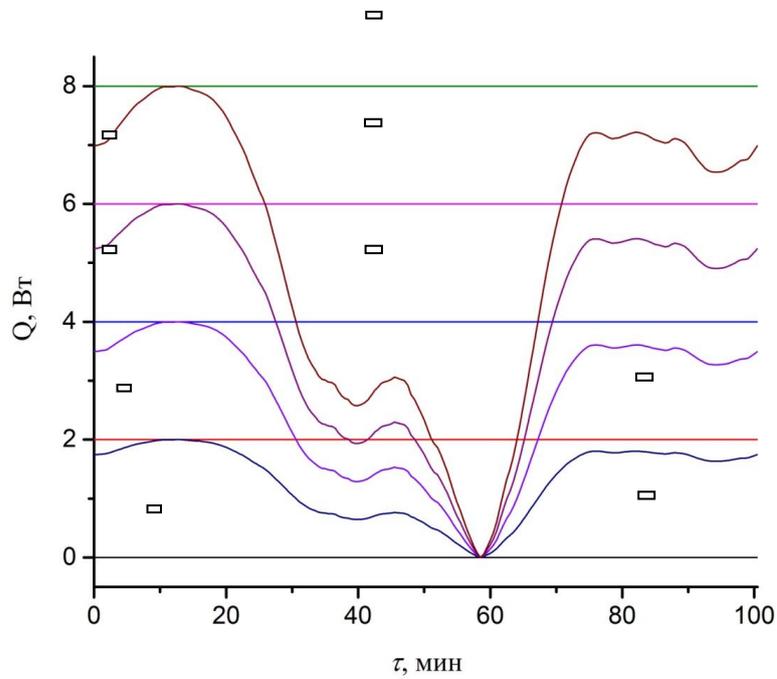


Рисунок 3.42 – Варианты зависимостей мощности нагрева каждого из шести нагревателей на бленде для одного испытательного цикла

3.2.12 Модель внешних тепловых воздействий в процессе летного эксперимента

Модель внешних тепловых воздействий в условиях летного эксперимента разрабатывается исходя из параметров орбиты КА и ориентации прибора относительно Земли.

Общая схема возможного воздействия внешних тепловых потоков Es_i , Esp_i , Ep_i на тепловые узлы изделия при нахождении на орбите с ориентацией в надир показана на рисунке 3.43.

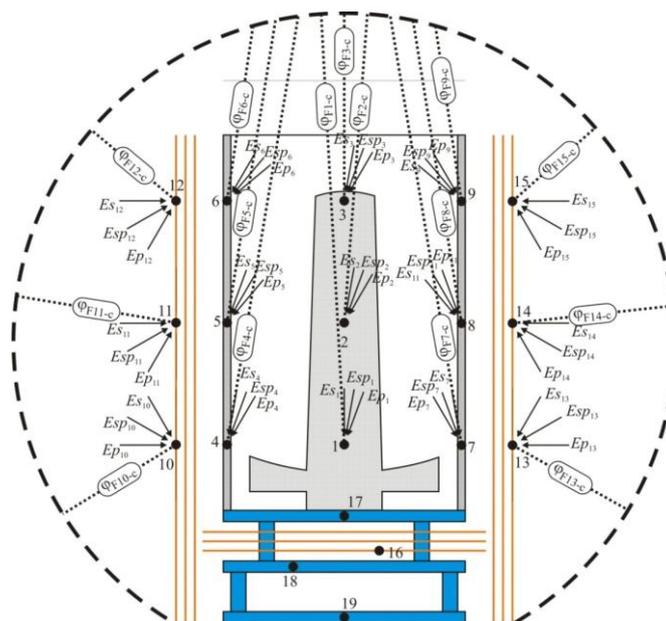


Рисунок 3.43 – Воздействия внешних тепловых потоков на орбите

Облученность поверхности внешнего теплообмена прямым солнечным излучением на освещенном участке орбиты определяется (дальнейшие формулы относятся к произвольному теплому узлу, поэтому индекс «*i*» опущен)

$$Es(\tau)_i = Es_0 \cdot F(\tau)_{Esi} / F_i,$$

где $Es_0 \approx 1400 \text{ Вт/м}^2$ – солнечная постоянная (нормальная поверхностная плотность солнечного излучения на удалении от Солнца, соответствующему земной орбите);

$F(\tau)_{Esi}$ – площадь проекции поверхности внешнего теплообмена *i*-того теплового узла на плоскость, перпендикулярную направлению из изделия на Солнце с учетом экранировки другими тепловыми узлами.

Для облученности отраженным солнечным излучением использована следующая модель:

$$Esp(\tau)_i = Es_0 \cdot Ap \cdot \varphi(\tau)_{Fi-Spi},$$

где Ap – среднее альбедо Земли;

$\varphi(\tau)_{Fi-Spi}$ – угловой коэффициент поверхности внешнего теплообмена узла по отношению к освещенной Солнцем части Земли.

Угловой коэффициент φ_{F-Sp} был рассчитан по формуле (далее для облегчения восприятия индекс «*i*» опущен)

$$\varphi(\tau)_{F-Sp} = f_1 \cdot \cos \gamma_s + f_2 \cdot \sin \theta \cdot \sin \gamma_s \cdot \cos \delta_s,$$

где γ_s – угол между направлениями на поверхность внешнего теплообмена узла и на Солнце из центра Земли;

δ_s – угол между вертикальной плоскостью, проходящей через нормаль к поверхности внешнего теплообмена, и вертикальной плоскостью, параллельной солнечному потоку.

Углы γ_s и δ_s обозначены на рисунке 3.44.

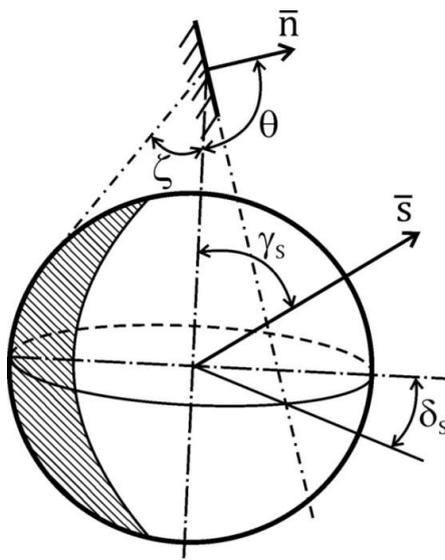


Рисунок 3.44 – Углы для расчета отраженных от Земли солнечных тепловых потоков

Коэффициенты f_1 и f_2 рассчитаны по формулам

$$f_1 = \frac{(1 + \sin^2 \zeta + 2 \cdot \sin^3 \zeta + \frac{\cos^4 \zeta}{2 \cdot \sin \zeta} \cdot \ln \frac{1 - \sin \zeta}{1 + \sin \zeta}) \cdot \varphi_1}{4 \cdot \sin^2 \zeta}$$

$$f_2 = \begin{cases} \frac{\cos^2 \zeta \cdot (3 + \sin^2 \zeta)}{16 \cdot \sin \zeta} \cdot \ln \frac{1 + \sin \zeta}{1 - \sin \zeta} - \frac{(1 - \sin \zeta) \cdot (3 + 3 \cdot \sin \zeta + 2 \cdot \sin^2 \zeta)}{8} \\ \text{при } 0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} - \zeta, \\ \left(\frac{\cos^2 \zeta \cdot (3 + \sin^2 \zeta)}{16 \cdot \sin \zeta} \cdot \ln \frac{1 + \sin \zeta}{1 - \sin \zeta} - \frac{(1 - \sin \zeta)}{8} \right) \times \\ \times (3 + 3 \cdot \sin \zeta + 2 \cdot \sin^2 \zeta) \cdot \left(\frac{\zeta + \frac{\pi}{2} - \theta}{2 \cdot \zeta} \right) \text{ при } \frac{\pi}{2} - \zeta \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} + \zeta. \end{cases}$$

Расчет плотности собственного теплового потока от Земли E_p , Вт/м², на поверхность внешнего теплообмена узлов проведен по формуле

$$E_p = \varepsilon_p \cdot \sigma \cdot T_p^4 \cdot \varphi_{F-P},$$

где ε_p – степень черноты поверхности Земли;

φ_{F-P} – угловой коэффициент поверхности внешнего теплообмена узла по отношению к Земле ($\varphi_{F-P} = \text{const}$ для круговой орбиты и ориентации изделия в надир).

Угловой коэффициент φ_{F-P} рассчитан по формуле

$$\varphi_{F-P} = \begin{cases} \cos \theta \cdot \sin^2 \zeta \text{ при } 0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} - \zeta, \\ \frac{\cos \theta \cdot \sin^2 \zeta}{\pi} \cdot \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin(\text{ctg} \zeta \cdot \text{ctg} \theta) \right] + \frac{1}{\pi} \cdot \arcsin \frac{\sqrt{\sin^2 \zeta - \cos^2 \theta}}{\sin \theta} - \frac{1}{\pi} \cdot \cos \zeta \cdot \sqrt{\sin^2 \zeta - \cos^2 \theta} \text{ при } \frac{\pi}{2} - \zeta \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} + \zeta, \\ 0 \text{ при } \frac{\pi}{2} + \zeta \leq \theta \leq \pi, \end{cases}$$

где θ – угол между нормалью \vec{n} к поверхности внешнего теплообмена узла и направлением на центр Земли (см. рисунок 3.45).

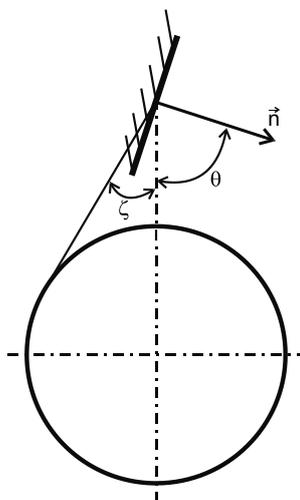


Рисунок 3.45 – Ориентация поверхности внешнего теплообмена относительно Земли

3.2.13 Циклограмма тепловыделения в процессе летнего эксперимента

В приборе отсутствуют элементы с заданным тепловыделением, имеются только регулируемые нагреватели для стабилизации теплового режима. Требуемая мощность нагрева узлов изделия определяется по результатам расчета тепловых режимов макета и теплового эксперимента.

3.2.14 Результаты математического моделирования тепловых режимов макета изделия в процессе наземного эксперимента

Было проведено восемнадцать вариантов моделирования, различающихся сочетанием внешних тепловых потоков, циклограммы внутреннего тепловыделения и температуры посадочных мест. Данные сочетания представлены в таблице 3.13.

Таблица 3.13 – Варианты сочетаний исходных данных для расчета

№ рас-чета	Начальная температура изделия, $t_{01}-t_{027}, t_{029}-t_{034}, \text{ }^{\circ}\text{C}$	Температура посадочных мест $t_{MP}=t_{27}, \text{ }^{\circ}\text{C}$	Облученность тепловых узлов в течение одного цикла	Циклограмма тепловыделения узлов бленды (№ 9-14) в течение одного цикла	Кол-во расчетн. циклов
1	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const1} на рисунке 3.42	10
2	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const1} на рисунке 3.42	10
3	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const2} на рисунке 3.42	10
4	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const2} на рисунке 3.42	10
5	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const3} на рисунке 3.42	10
6	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const3} на рисунке 3.42	10
7	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const4} на рисунке 3.42	10
8	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const4} на рисунке 3.42	10
9	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const5} на рисунке 3.42	10
10	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const5} на рисунке 3.42	10
11	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{const1} на рисунке 3.42	10
12	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{var1} на рисунке 3.42	10
13	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{var2} на рисунке 3.42	10
14	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{var2} на рисунке 3.42	10

№ рас-чета	Начальная температура изделия, $t_{01}-t_{027}, t_{029}-t_{034}, ^\circ\text{C}$	Температура посадочных мест $t_{MP}=t_{27}, ^\circ\text{C}$	Облученность тепловых узлов в течение одного цикла	Циклограмма тепловыделения узлов бленды (№ 9-14) в течение одного цикла	Кол-во расчетн. циклов
15	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{var3} на рисунке 3.42	10
16	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{var3} на рисунке 3.42	10
17	20	+40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{var4} на рисунке 3.42	10
18	20	-40	Соответствует рисунку 3.41	Соответствует Q_{var4} на рисунке 3.42	10

Моделирование было проведено для 10 последовательных испытательных циклов, общей продолжительностью 1005 мин. Начальная температура изделия для каждого расчета составляла 20°C . Результаты расчета для телескопа и бленды (см. рисунок 3.34: узлы № 1, 3, 5 – телескоп: узел вторичного зеркала, стойка, главное зеркало, основание; узлы № 9, 11, 13 – бленда: верхняя, средняя и нижняя части; узлы № 29, 31, 33 – теплоаккумулирующее вещество в верхней, средней и нижней частях бленды) представлены на рисунках 3.46 - 3.63.

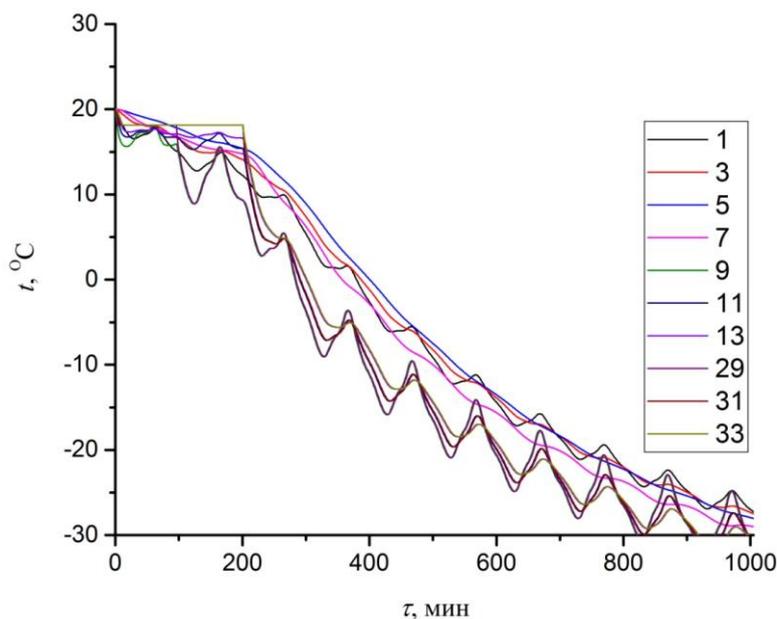


Рисунок 3.46 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 1 в таблице 3.13

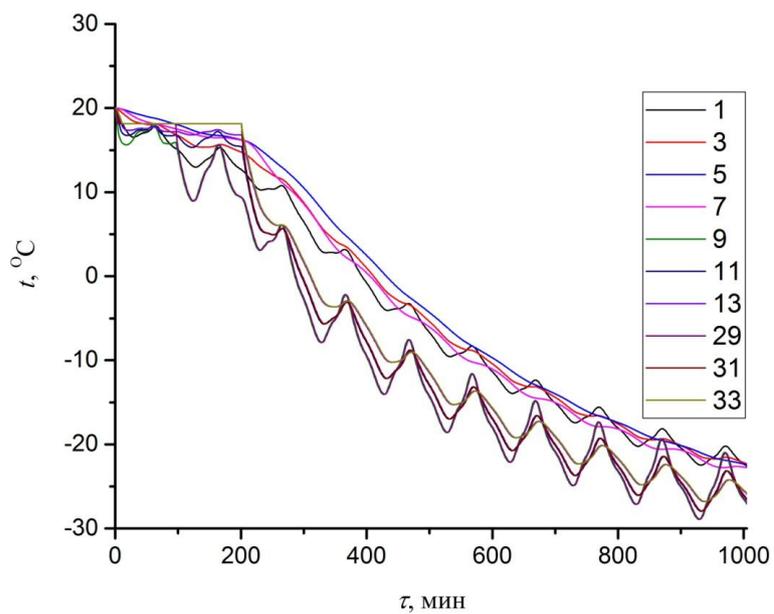


Рисунок 3.47 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 2 в таблице 3.13

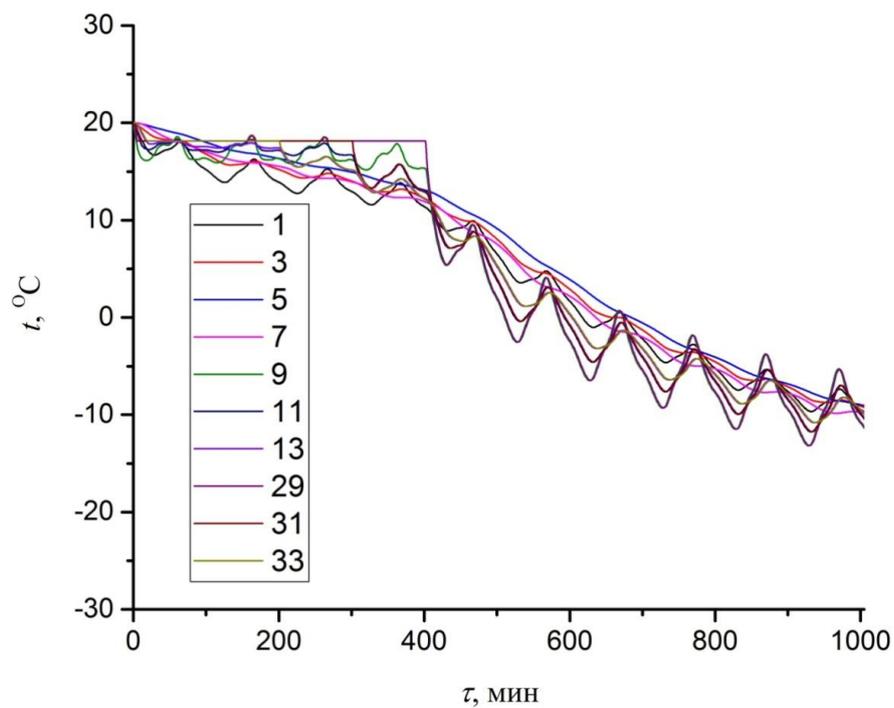


Рисунок 3.48 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 3 в таблице 3.13

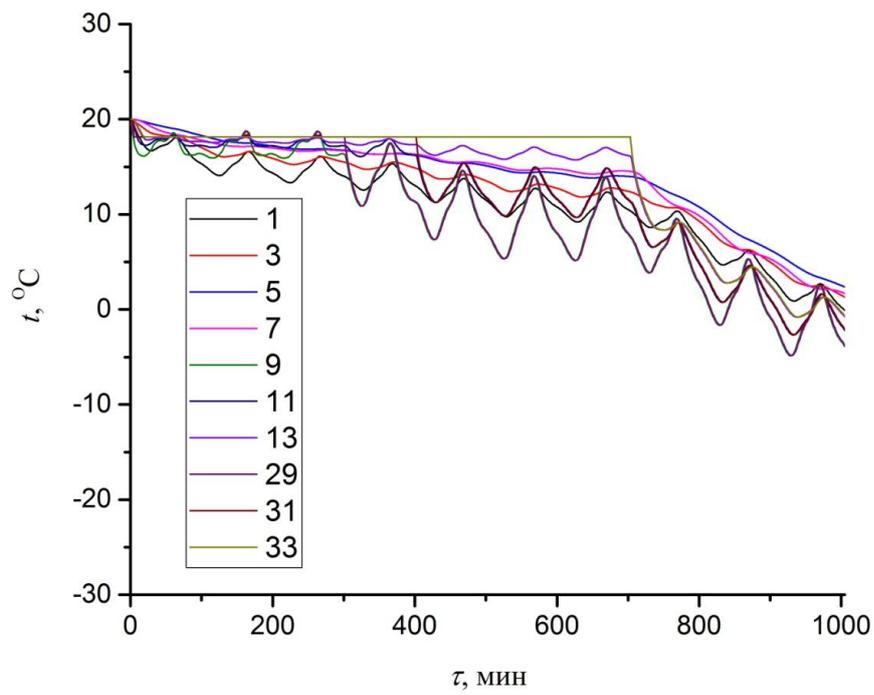


Рисунок 3.49 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 4 в таблице 3.13

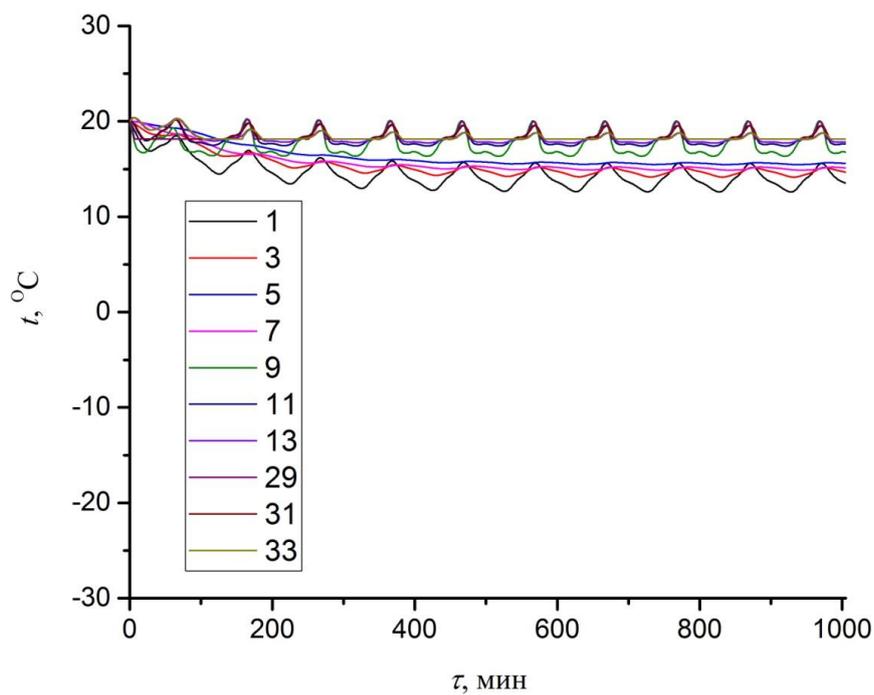


Рисунок 3.50 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 5 в таблице 3.13

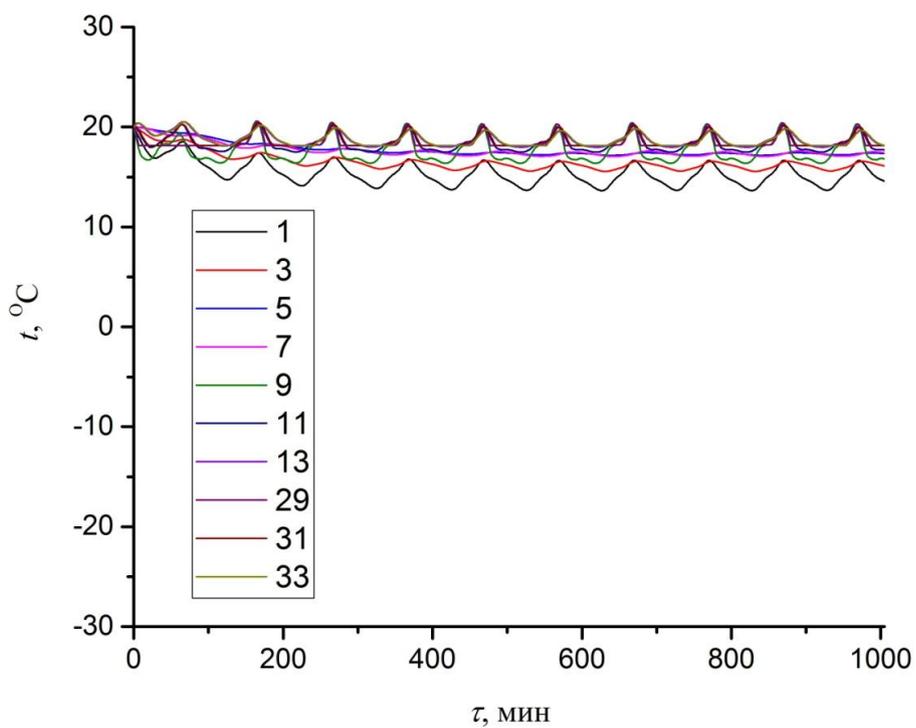


Рисунок 3.51 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 6 в таблице 3.13

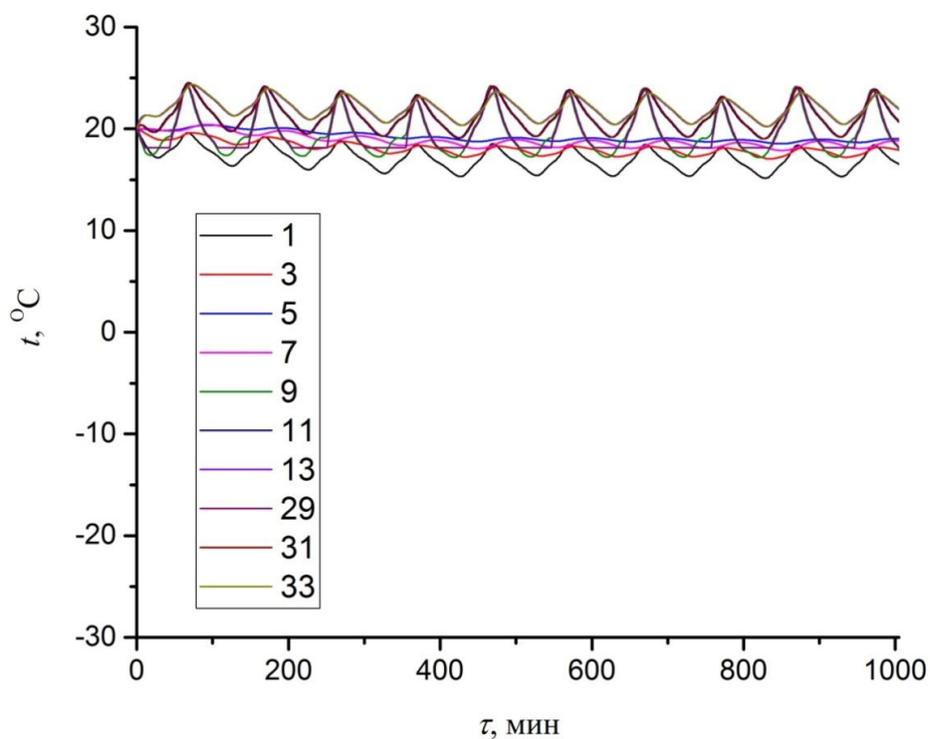


Рисунок 3.52 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 7 в таблице 3.13

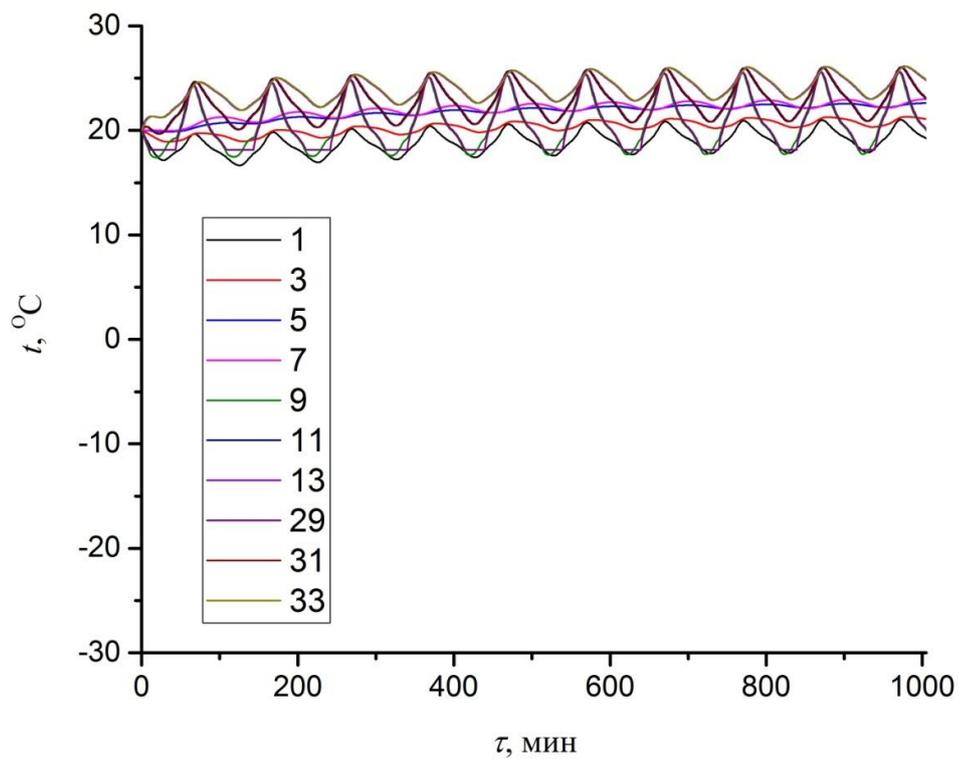


Рисунок 3.53 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 8 в таблице 3.13

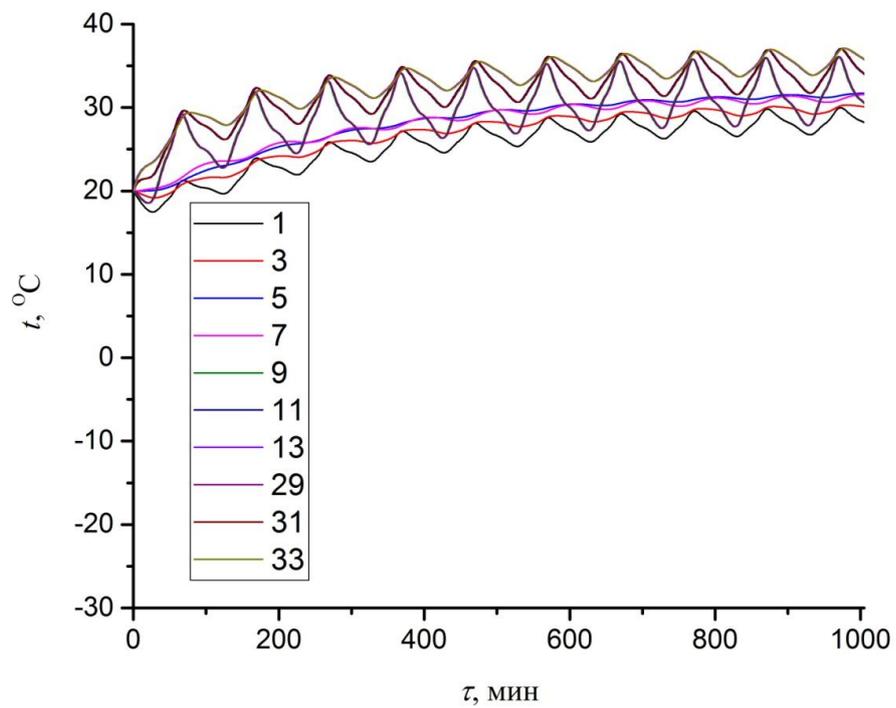


Рисунок 3.54 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 9 в таблице 3.13

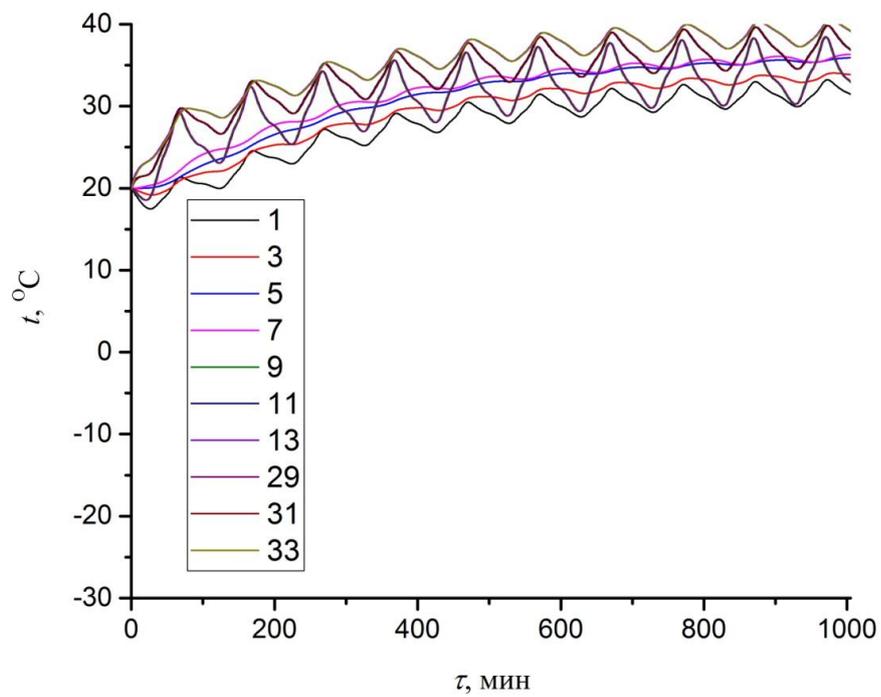


Рисунок 3.55 – Расчетная зависимость от времени температуры исследуемых частей бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 10 в таблице 3.13

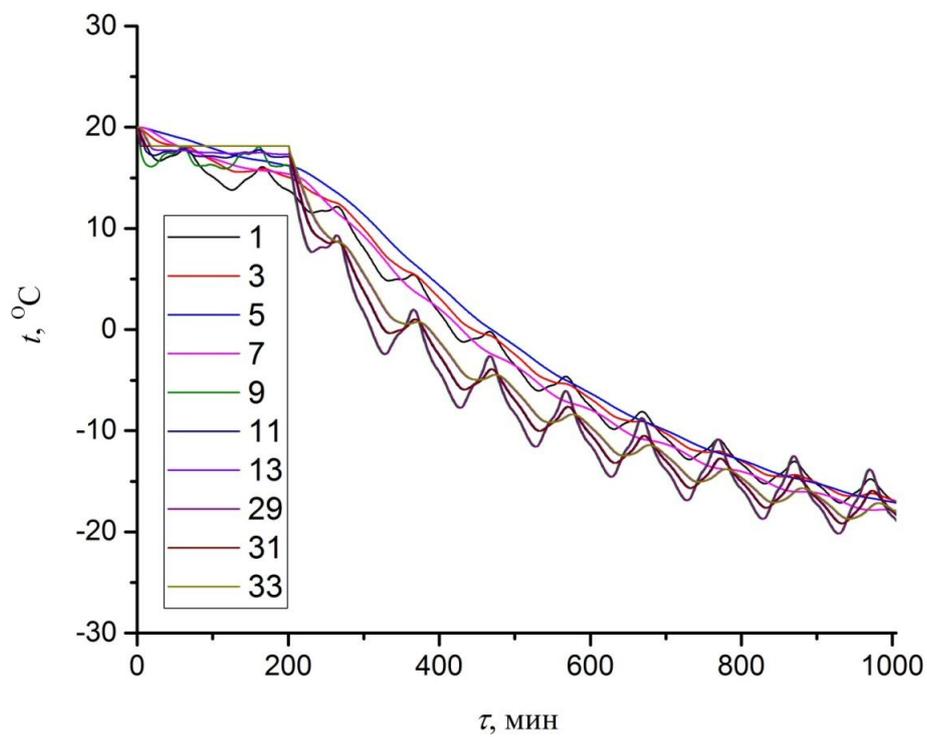


Рисунок 3.56 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 11 в таблице 3.13

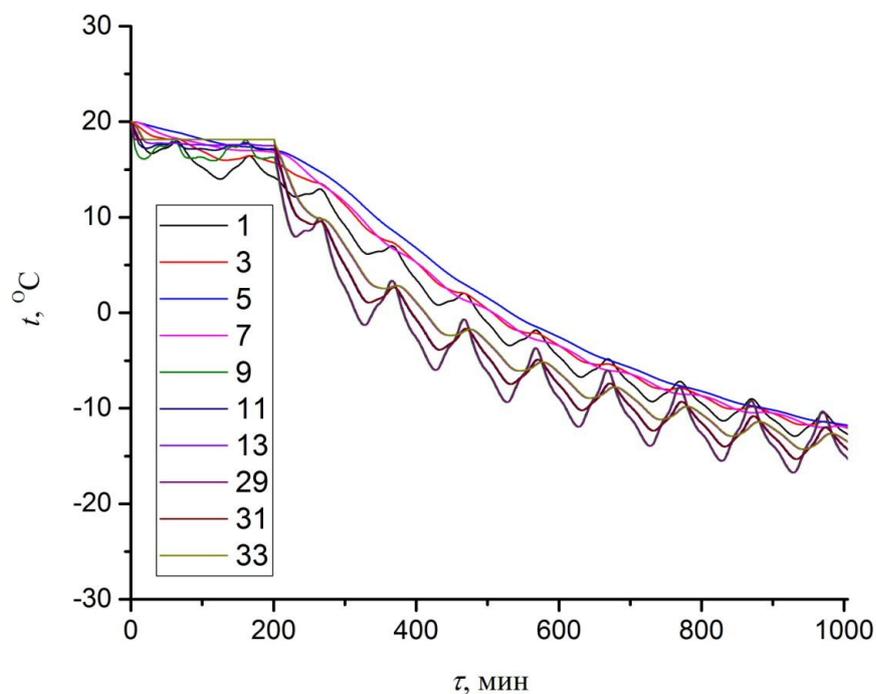


Рисунок 3.57 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 12 в таблице 3.13

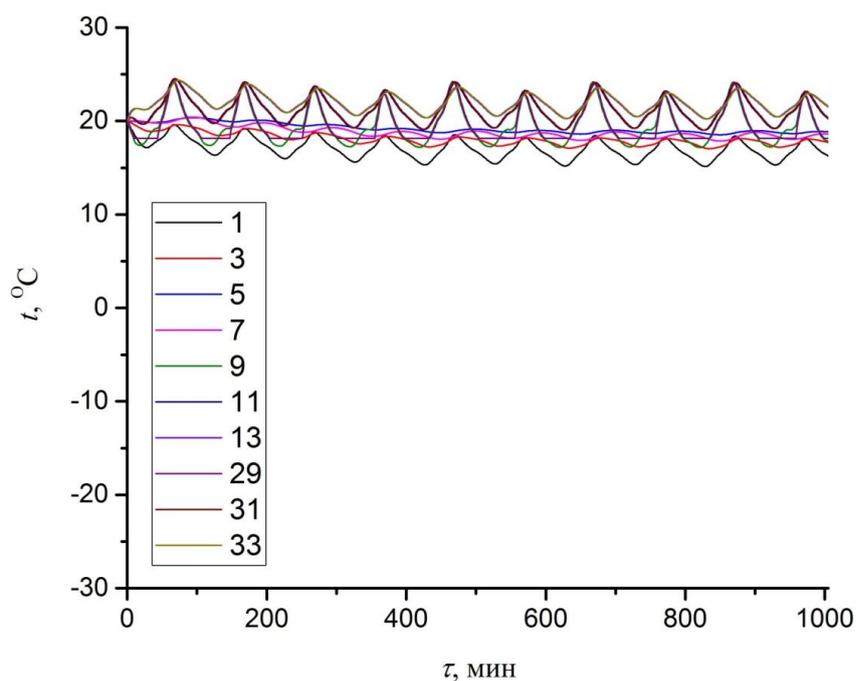


Рисунок 3.58 – Расчетная зависимость от времени температуры исследуемых частей бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 13 в таблице 3.13

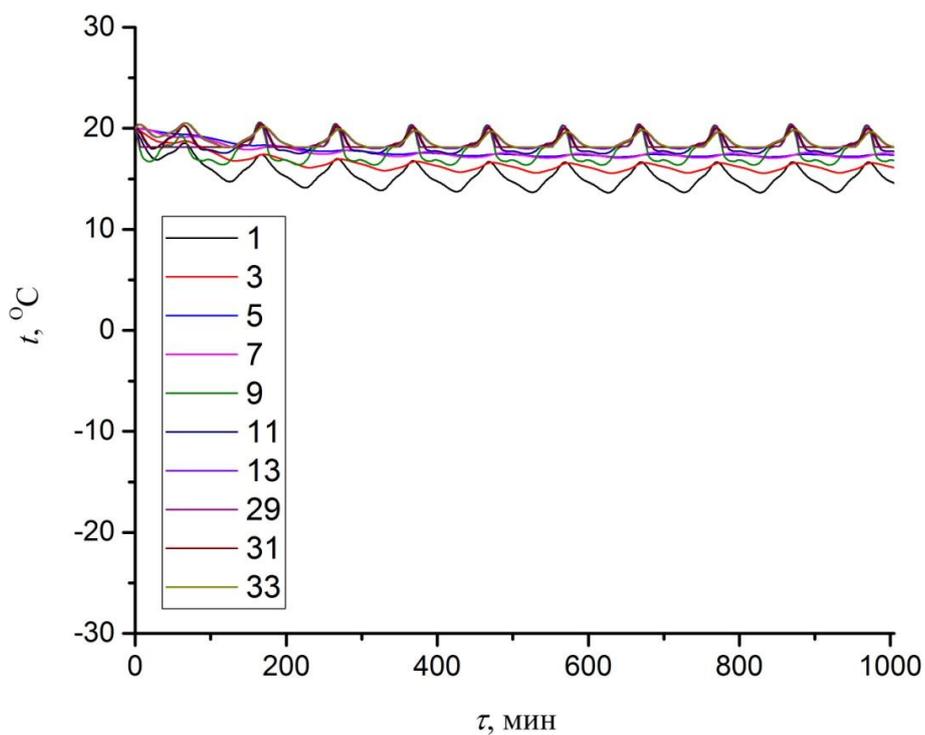


Рисунок 3.59 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 14 в таблице 3.13

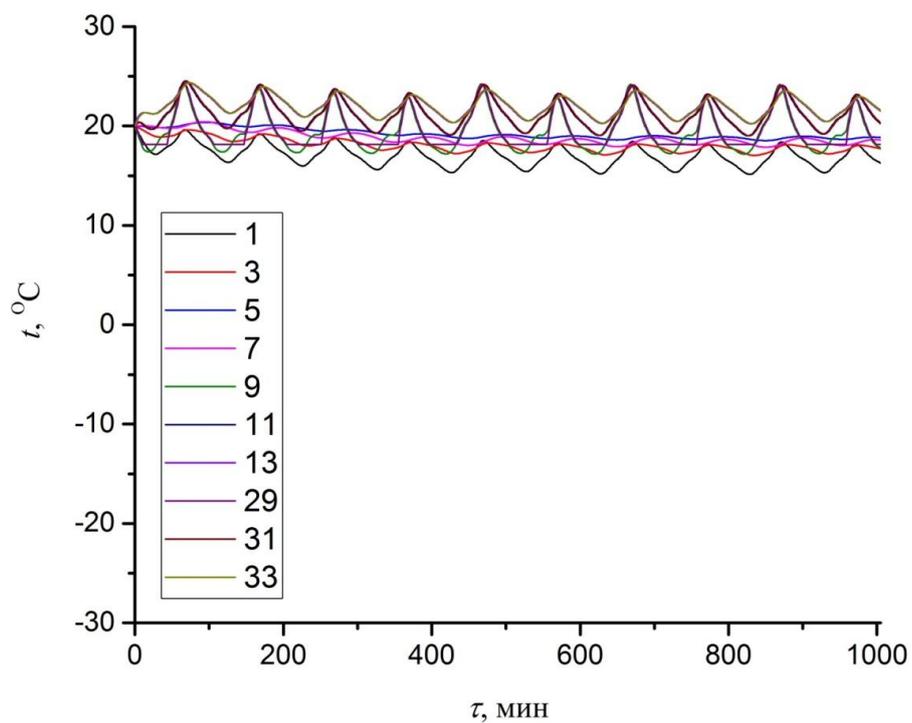


Рисунок 3.60 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 15 в таблице 3.13

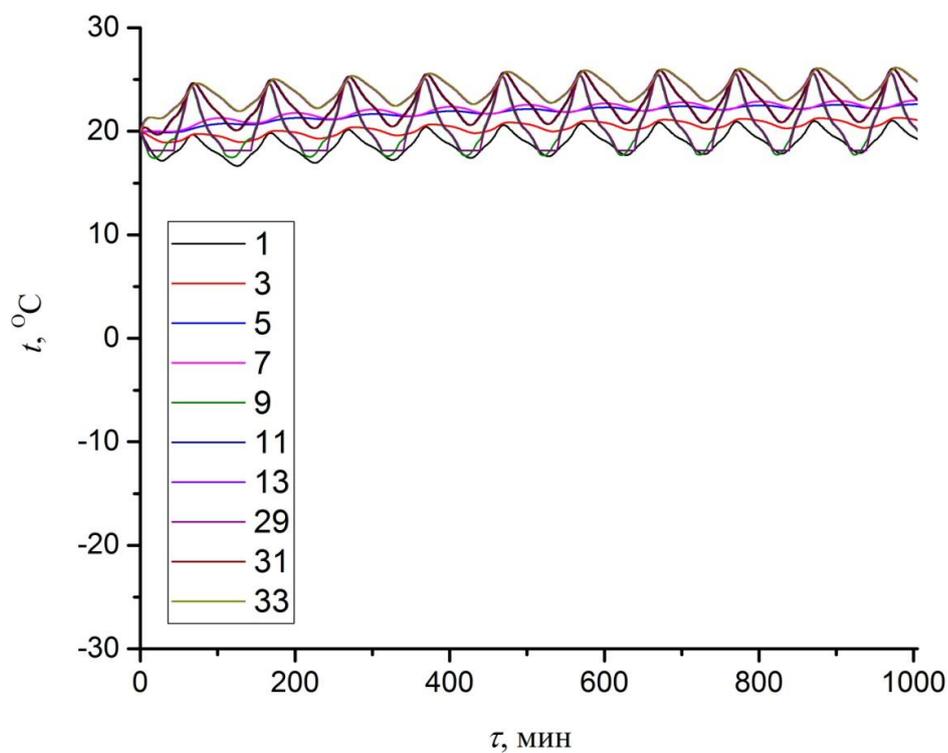


Рисунок 3.61 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 16 в таблице 3.13

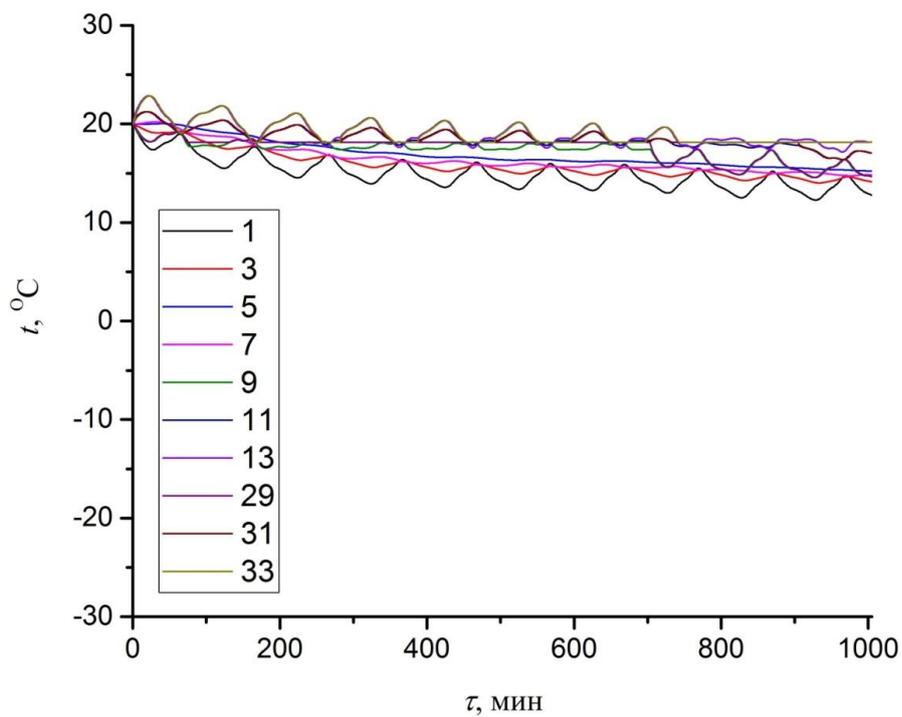


Рисунок 3.62 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 17 в таблице 3.13

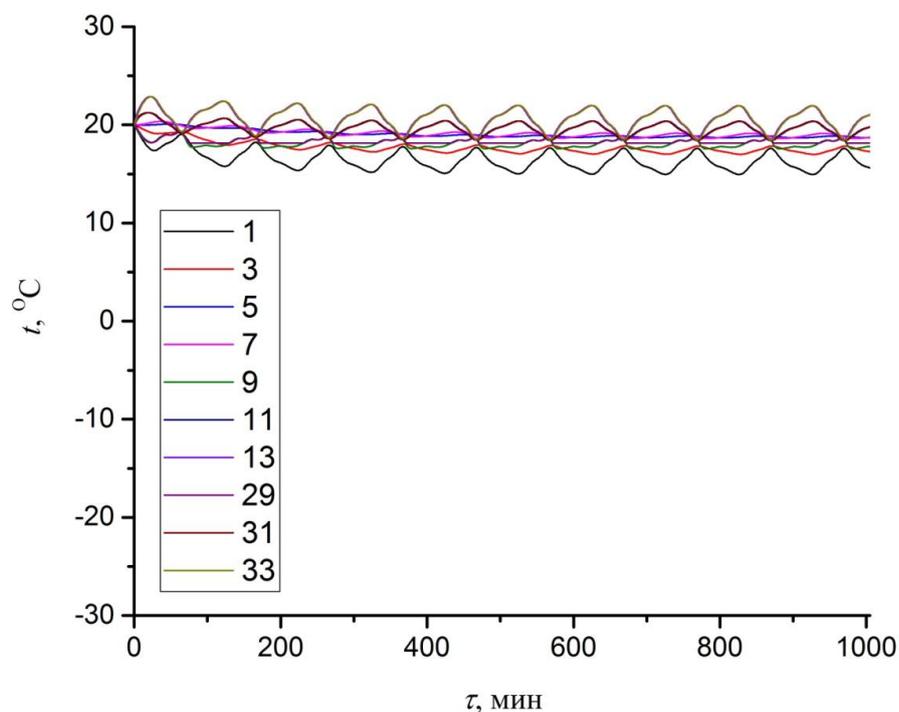


Рисунок 3.63 – Расчетная зависимость от времени температуры бленды и телескопа теплового макета изделия для расчетного случая № 18 в таблице 3.13

3.2.15 Заключение по результатам моделирования и рекомендации

По результатам теплового моделирования могут быть сделаны следующие выводы:

1. Было проведено моделирование тепловых режимов макета изделия, включающего тепловой макет телескопа, прототип бленды и прототип тепловой развязки.
2. Моделирование проведено при заданной зависимости от времени облученности внешней поверхности телескопа тепловым потоком и при двух вариантах температуры посадочных мест телескопа плюс 40 °C и минус 40 °C.
3. Было выполнено 18 вариантов расчета при постоянной и переменной циклограммах нагрева бленды общей мощностью шести нагревателей от 0 до 48 Вт. В каждом варианте был проведен расчет при 10 последовательных циклов внешнего теплового нагружения для получения циклической повторяемости временного температурного профиля изделия.
4. Лучшим вариантом с точки зрения стабильности температуры телескопа и продольного перепада температуры по нему является вариант нагрева, при котором средняя мощность нагревателей составляет около 24 Вт (4 Вт × 6 нагревателей). При этом достигается

близкая к максимальной продолжительность фазового перехода теплоаккумулирующего вещества в бесконечном циклическом режиме заданного внешнего теплового нагружения.

5. Такая мощность нагрева позволяют поддерживать стабильность температуры телескопа на уровне $\pm 1,5 \dots 2$ °С в его верхней части и менее 0,5 °С в средней и нижней частях. При этом продольный перепад температуры по телескопу составляет около 5 °С.

6. В рассматриваемом диапазоне температуры посадочных мест ± 40 °С разработанная тепловая развязка продемонстрировала свою эффективность. Увеличение перепада температур по конструкции телескопа составило менее 1 °С при изменении температуры посадочных мест от минус 40 °С до плюс 40 °С.

Анализ результатов позволяет выдать следующие рекомендации:

1. Для снижения колебания температуры в верхней части телескопа и уменьшения перепада температуры по его конструкции рекомендуется:

- установить управляемые нагреватели на узле вторичного зеркала телескопа с максимальной мощностью не более 5 Вт;

- расширить покрытый ЭВТИ защитный торцевой элемент узла вторичного зеркала;

- установить на входе бленды кольцевой теплоизоляционный элемент, строго оконтуривающий поле зрения телескопа.

2. При необходимости компенсации перепада температуры телескопа, вызываемого изменением температуры посадочных мест, рекомендуется установить на верхней панели тепловой развязки управляемый нагреватель с максимальной мощностью 5 Вт.

3.3 Установка для исследования теплового режима телескопа

3.3.1 Общее описание экспериментальной установки

Основная задача при постановке эксперимента - создать условия, максимально приближенные к тем, которые будут при эксплуатации. Однако в лабораторных условиях не всегда получается достичь именно тех условий, которые будут на орбите. Это касается, в первую очередь, давления окружающей среды и радиационного теплообмена с окружающим пространством.

Считается, что при давлении 10^{-4} мм рт. ст. влияние конвективного теплообмена становится пренебрежимо мало. Следовательно, достаточно обеспечить давление не выше этой величины, чтобы утверждать, что конвективным теплообменом можно пренебречь. Аналогичная ситуация с радиационным теплообменом с окружающим пространством. Как известно, эквивалентная температура реликтового излучения примерно 2,7 К, т. е. минус

270,4 °С. Абсолютно черное тело с такой температурой излучает $3 \cdot 10^{-6}$ Вт с квадратного метра своей поверхности. Чернёная поверхность криоэкрана, заполненного жидким азотом, имеет температуру около минус 180 °С и излучает 4,2 Вт с 1 м^2 . Если сравнить только эти величины, то излучение криоэкрана на шесть порядков больше, чем космического пространства. С другой стороны, при температуре телескопа и бленды равной 18 °С с квадратного метра их поверхностей излучается 406 Вт, а с ТИЗ от 220 Вт до 700 Вт с 1 м^2 . Даже учитывая, что этот расчет является очень упрощенной оценкой влияния температуры криоэкрана на теплообмен, получается, что отличие реального радиационного потока в ходе эксперимента от того, что предполагается в условиях космоса составляет не более 1 %.

Помимо конвективного и радиационного теплообмена существует еще и кондуктивный теплообмен. В основном, он проявляется в перераспределении тепловых потоков и температуры по элементам исследуемого объекта — макета телескопа, а также, что важно с точки зрения возможности термостабилизации телескопа, между телескопом и его посадочным местом. В реальных условиях эксплуатации, это посадочное место находится на КА и его температура регулируется собственной СОТР аппарата. К сожалению, точность поддержания температуры не является высокой и может варьироваться в широких пределах. Однако, с целью повышения надежности для целевой аппаратуры предъявляются еще более жесткие требования по рабочему температурному диапазону посадочного места. Так, при моделировании тепловых процессов в телескопе был выбран температурный диапазон посадочного места от минус 40 °С до плюс 40 °С. Как видно, температура стабилизации телескопа находится внутри диапазона температур посадочного места и возможно возникновение как ситуации, когда тепловой поток будет течь от телескопа на КА, так ситуации, когда тепловой поток будет в обратном направлении. Для того чтобы снизить влияние широкого диапазона температуры посадочного места на термостабилизацию телескопа предусмотрена тепловая развязка, которая уменьшает величину теплового потока между телескопом и КА.

Приведенное выше позволяет сформулировать основные требования к условиям проведения эксперимента:

- Вакуум, с давлением остаточных газов, не выше, 10^{-4} мм рт. ст.;
- Температура криоэкрана, не выше, минус 180 °С;
- Диапазон изменения температуры имитатора посадочного места: от минус 40 °С до плюс 40 °С.

Очевидно, что для выполнения этих условий эксперимент требуется проводить в вакуумной камере с азотным криоэкраном. На рисунке 3.64 показан общий вид экспериментальной установки. Стоит отметить, что на рисунке не показаны блоки СОТР макета

телескопа, которые вынесены за пределы вакуумной камеры.

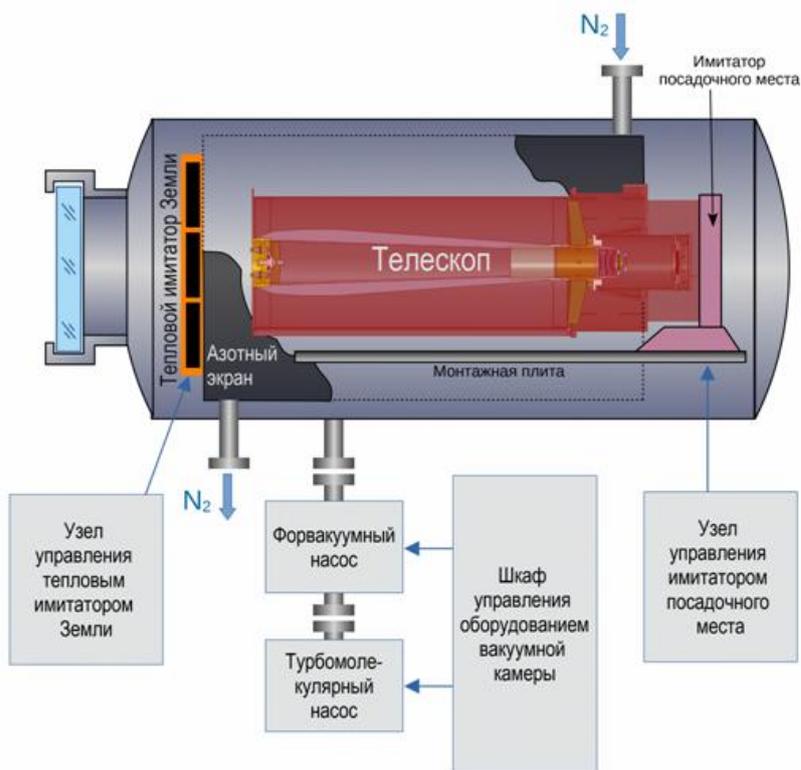


Рисунок 3.64 - Общая схема экспериментальной установки

Помимо самой вакуумной камеры в состав вакуумного оборудования входят вакуумные насосы и шкаф управления. Для изменения температуры посадочного места используется имитатор посадочного места прибора с тепловой развязкой, узел управления которого находится вне вакуумной камеры. ТИЗ создает на входе в телескоп тепловые потоки с заданной плотностью излучения. Узел управления ТИЗ также находится снаружи вакуумной камеры.

Подробное описание как схемы соединения нестандартных узлов и оборудования в экспериментальной установке, так и самих узлов приведено в следующих разделах.

3.3.2 Схема соединений узлов и оборудования

Подробная схема установки показано, схема которой показана на рисунке 3.65. Экспериментальная установка состоит из:

- Вакуумной камеры, в которой расположены:
 - а) ТИЗ;
 - б) Тепловой макет телескопа;
 - в) Тепловой развязки посадочного места;
 - г) Узел опроса термодатчиков.

- Три источника питания Б5-71КИП для ТИЗ;
- Узла управления ТИЗ на основе платы микроконтроллера STM32F411CEU6, к которой присоединены три интерфейсных платы «UART – RS232»;
- Источника питания для нагревателей бленды и телескопа;
- Узла управления нагревателями и термодатчиками бленды и телескопа, в который входят:
 - а) Плата микроконтроллера STM32F103R6;
 - б) Плата интерфейса «1-Wire – I2C»;
 - в) Плата коммутатора SOTR_COMM.
- Ноутбука, который управляет блендой, телескопом и ТИЗ (Ноутбук «А»);
- Узла управления имитатором посадочного места, в состав которого входят:
 - а) Источник питания;
 - б) Ноутбук (Ноутбук «Б»);
 - в) Адаптер «RS232 – USB»;
 - г) Узел ПИД-регулятора;
 - д) Блок твердотельных реле.
- Межблочных кабелей.

ТИЗ предназначен для создания теплового потока, эквивалентного тому, что будет воздействовать на телескоп, в частности, на его входную апертуру, на орбите. Поскольку, плотность суммарного потока излучения, вместе с солнечным альбедо, от поверхности Земли составляет от 200 Вт/м² до 800 Вт/м² (округлено), то при площади рабочей поверхности около 0,5м² тепловой имитатор должен излучать тепловой поток величиной от 100 до 400 Вт, соответственно. При этом его температура будет изменяться от минус 13 °С до 120 °С. Для обеспечения безопасности для персонала и оборудования было решено питать нагреватели имитатора постоянным напряжением, величиной не более 30 В. Учитывая, что имитатор состоит из 9 одинаковых излучателей задействовано 3 источника питания, каждый из которых питает 3 излучателя. Управление ТИЗ происходит по командам от платы микроконтроллера STM32F411CEU6, которые через преобразователи интерфейса «UART – RS232» транслируются в источники питания. В петле обратной связи регулируется не значение плотности мощности излучения, а эквивалентная ей температура нагревателей, которая была предварительно рассчитана.

Алгоритм СОТР макета телескопа реализован на плате микроконтроллера STM32F103R6. Плата опрашивает термодатчики как макета оптической системы, так и бленды. Для опроса термодатчиков бленды используется преобразователь интерфейсов «1Wire-I2C».

Управление нагревателями происходит посредством коммутации напряжения питания с выхода источника питания на выводы нагревателей в плате SOTR_Comm. Эта плата представляет собой специально разработанный шестиканальный коммутатор на основе полевого транзистора с гальванической изоляцией управляющих и силовых цепей.

Как показано на рисунке, платы STM32F411CEU6 ТИЗ и STM32F103R6, на которой реализована СОТР макета телескопа, соединены информационным интерфейсом SPI. В процессе работы плата STM32F411CEU6 также передает телеметрию в плату STM32F103R6, которая периодически отправляется вместе со всей телеметрической информацией в ноутбук. Так сделано по причине ограниченности возможностей платы STM32F411CEU6, которые не позволяют использовать интерфейс USB совместно с тремя интерфейсами UART. Самым простым, с точки зрения схемотехники, решением является использование интерфейса SPI для связи с другой платой, в частности STM32F103R6, которая имеет информационный обмен с ноутбуком оператора. Управление ТИЗ осуществляется отправкой команд и профиля температуры с ноутбука в плату STM32F411CEU6 через плату STM32F103R6. Оперативное управление работой СОТР в плате STM32F103R6 не предусмотрено, она настроена на поддержание определенной температуры независимо от фазы эксперимента.

Имитатор посадочного места является независимым узлом и управляется оператором индивидуального ноутбука через адаптер «USB-RS485». Управляющие сигналы формируются в ПИД регуляторе, который преаает их в блок твердотельных реле, осуществляющих коммутацию напряжения с выхода отдельного источника питания на вход нагревателей имитатора посадочного места. Для обеспечения обратной связи на каждом из четырех нагревателей имитатора посадочного места установлено по 1 термодатчику, показания которых преааются в блок ПИД-регулятора.

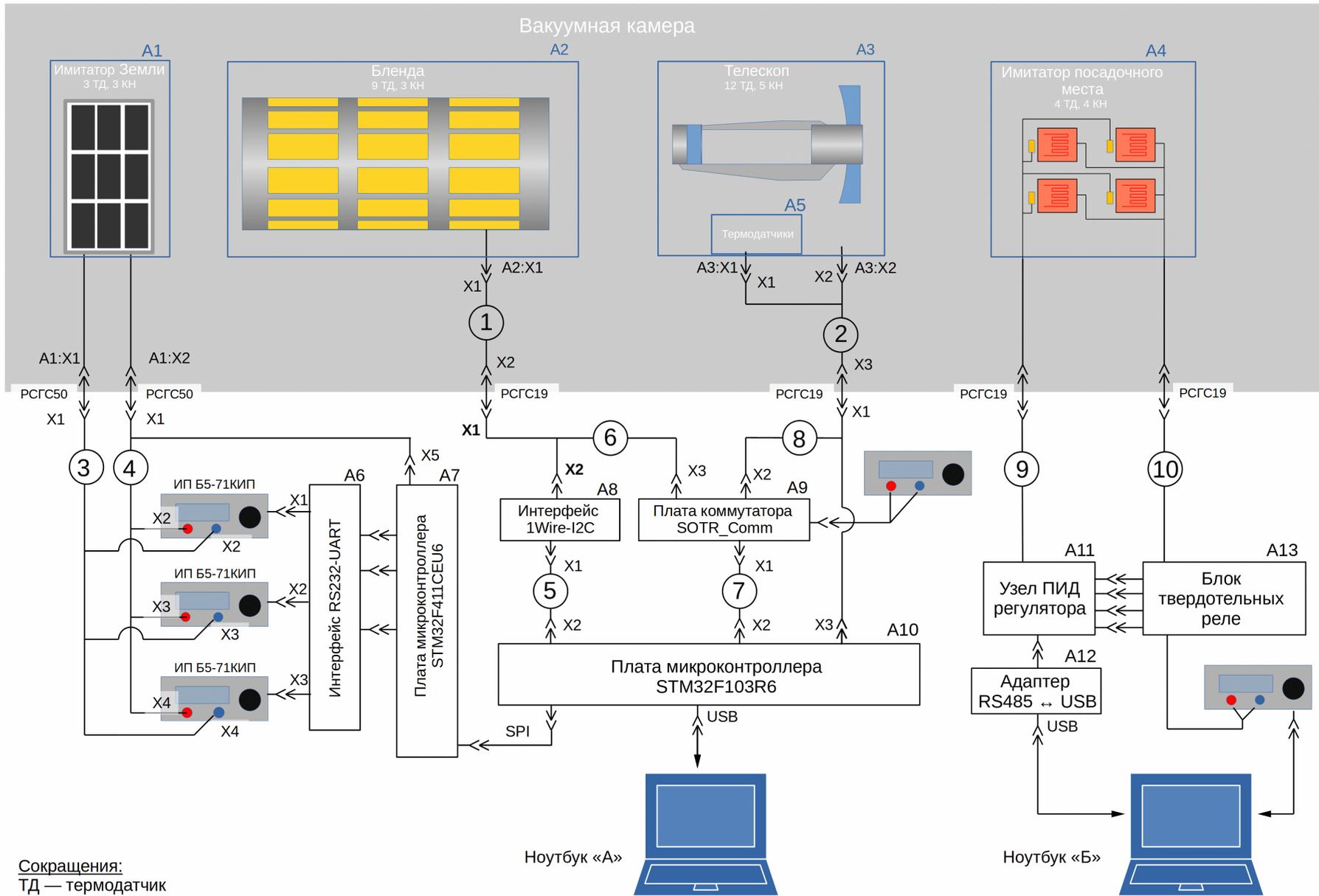


Рисунок 3.65 - Схема соединений узлов и оборудования

3.3.3 Вакуумная камера

В ИКИ РАН имеется термовакuumная установка ТВУ-2,5Г/1,5-0,6 со следующими основными параметрами:

- внутренний объём камеры - 1,5 м³;
- предельное давление - 10⁻⁶ мм рт.ст.;
- внутренний диаметр полезного объема камеры (внутри криоэкрана) - 0,95м;
- степень черноты азотных экранов - 0,9;
- диапазон регулирования температуры посадочных мест - от минус 50 °С до плюс 60 °С.

Высоковакуумная откачка каждой камеры ТВУ-2,5Г/1,5-0,6 обеспечивается отдельным турбомолекулярным насосом. Камера, см. рисунок 3.66, была доработана для проведения как исследовательских, так и технологических работ с крупногабаритными оптическими системами такими как, например, телескопы, имеющими световой диаметр до 350 мм.

Внутри термовакuumных камер имеются криоэкраны, которые подсоединены к магистрали подачи жидкого азота. Их температура регулируется степенью открытия вентиля подачи азота. Типичное значение температуры криоэкрана в ходе проводимых испытаний равно минус 180 °С.

Для регулирования температуры посадочного места используется монтажная плита с электрическими нагревателями. На этой плите размещается испытываемое оборудование. Также камеры снабжены многоканальной системой измерения температур, которая используется для анализа температурного поля в процессе испытаний, так и для регулирования температуры посадочного места приборов.



Рисунок 3.66 - Внешний вид вакуумной камеры ТВУ-2,5Г/1,5-0,6 (справа) и шкафа управления вакуумным оборудованием (слева)

3.3.4 Тепловой имитатор Земли (ТИЗ)

ТИЗ собран из 9 квадратных пластин с длиной стороны 230 мм, образующих квадрат размером 3 на 3 пластины. Внутренний зазор между пластинами равен 4 мм. С обратной стороны имитатор закрыт ЭВТИ, которая препятствует теплообмену тыльной стороны имитатора со стенками вакуумной камеры. Размеры и расположение излучателей и внешний вид имитатора показаны на рисунках 3.67 и 3.68. На этом же рисунке показано размещения нагревателей на обратной стороне излучателей. Каждая пластина покрыта краской ЭКОМ-2П с коэффициентом черноты равным 0,92.

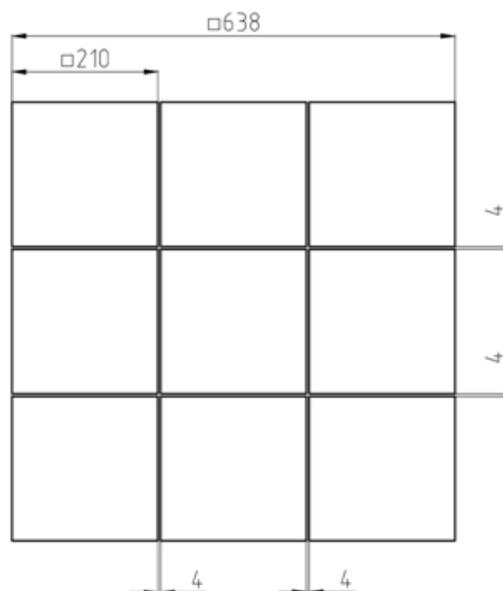


Рисунок 3.67 — Расположение и размеры панелей излучателей имитатора Земли

Внутреннее сопротивление каждого нагревателя составляет 1,1 Ом. Из-за низкого внутреннего сопротивления нагревателей для поддержания высокой мощности, от 100 до 400 Вт, приходится питать нагреватели большим током при низком напряжении. Электрическая схема подключения нагревателей представляет собой 3 отдельные цепи, каждая из которых состоит из трех последовательно включенных нагревателей. Последовательно включенные излучатели ориентированы горизонтальными линиями. Использование 3-х цепей продиктовано возможностями по питанию нагревателей. Оптимальным является применение 3-х отдельных источников, т. к. количество нагревателей, 9 штук, кратно числу 3.

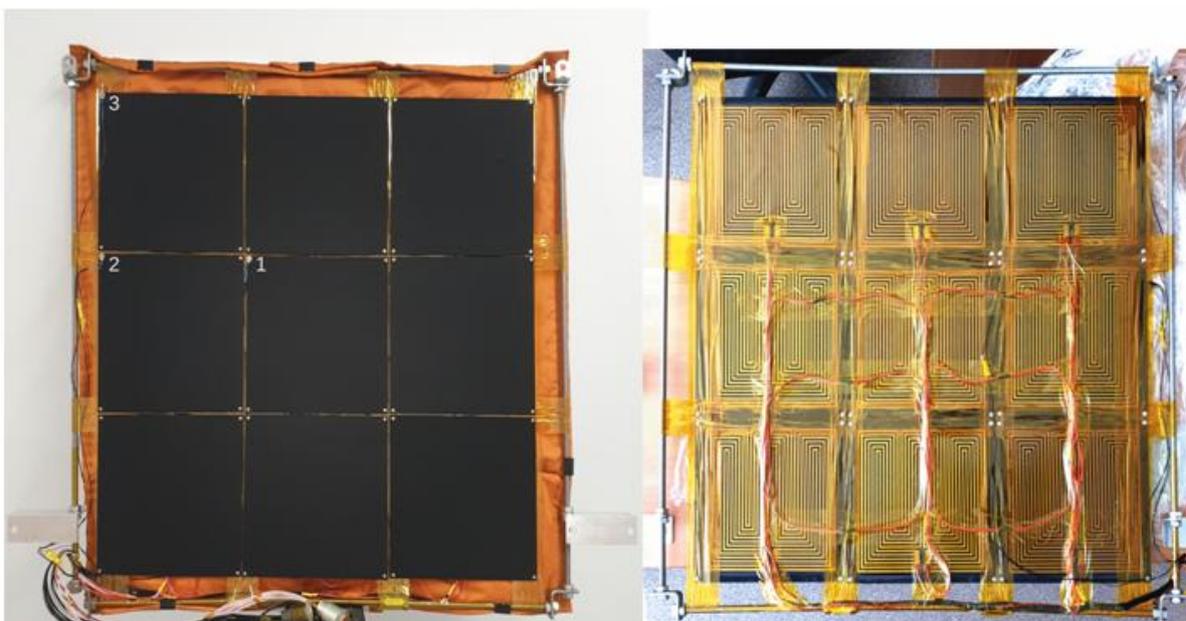


Рисунок 3.68 - Внешний вид ТИЗ со стороны излучателя (слева) и вид со стороны нагревателей со снятой ЭВТИ (справа). Цифрами обозначено расположение термодатчиков

Для согласованного управления 3 источниками питания решено использовать из возможности по внешнему управлению последствие интерфейса RS-232. Как каждому из 3-х источников подключиться по интерфейсному модулю «RS232-UART», которые, в свою очередь, подключены к плате микроконтроллера на базе STM32F411CEU6. Этот микроконтроллер последовательно управляет и опрашивает состояние источников питания. Управление производится по специальной программе изменения напряжения питания нагревателей. Информация о состоянии ТИЗ передается в ноутбук для ведения регистрации параметров нагревателя.

ТИЗ имеет в своем составе три термодатчика — полупроводниковые терморезисторы B57703M0103G040. На рисунке 3.67 их расположение показано цифрами. Термодатчики располагаются на разном удалении от центра имитатора. Только показания термодатчика «1» используются в качестве обратной связи, остальные используются для анализа отслеживания температуры имитатора в ходе экспериментов. Эти термодатчики выведены на входы АЦП микроконтроллера STM32F411CEU6, управляющего источниками, питающими нагреватели.

Определение значения температуры излучателей ТИЗ для создания на входной апертуре макета телескопа требуемого значения облученности проводится в два этапа. На первом этапе определяется зависимость облученности входной апертуры от расстояния между плоскостью расположения излучателей ТИЗ апертурой телескопа при постоянной энергетической светимости ТИЗ. На втором этапе рассчитывается эквивалентная температура поверхности излучателей для создания нужной облученности апертуры теплового макета телескопа.

Для расчета зависимости между энергетической светимостью ТИЗ и облученностью входной апертуры макета телескопа было проведено моделирование методом Монте-Карло в специализированном программном обеспечении. На рисунке 3.69 показан вид модели для расчета. В процессе моделирования менялось расстояние L в диапазоне от 100 мм до 500, с шагом 50 мм. При моделировании были использованы следующие параметры:

- поток, излучаемый каждым ТИЗ — 1000 Вт;
- площадь отдельного излучателя — $0,21 \text{ м} \cdot 0,21 \text{ м} = 4,41 \cdot 10^{-2} \text{ м}^2$;
- энергетическая светимость элементов ТИЗ — $22\,675 \text{ Вт/м}^2$;
- угловое распределение излучения элементов ТИЗ — ламбертово;
- диаметр приемной апертуры телескопа — 0,4 м.

Результаты моделирования сведены в столбцы 1 и 2 таблицы 3.14. Данные из столбца 2 можно пересчитать в среднюю облученность апертуры телескопа, умножив эти значения на весь излучаемый поток (9000 Вт) и поделив на площадь входной апертуры модели телескопа. Затем, поделив полученные значения на энергетическую светимость имитатора Земли, получим величину соотношения между энергетической светимостью имитатора Земли и облученностью

входной апертуры телескопа. Результаты сведем в столбцы 3 и 4 таблицы 3.14, соответственно.

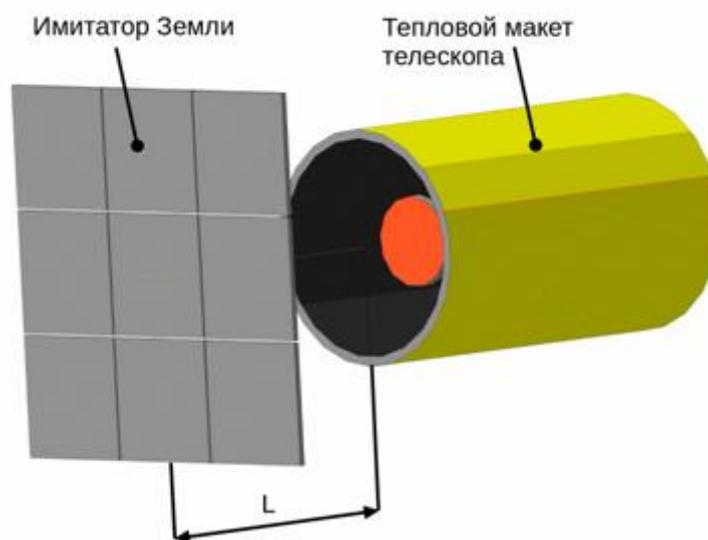


Рисунок 3.69 - Модель для расчета связи между энергетической светимостью имитатора и облученностью входной апертуры

Таблица 3.14 - Процент испущенных лучей, попавших в апертуру макета телескопа

Расстояние L, мм	Процент лучей, попавших в апертуру	Средняя облученность входной апертуры телескопа, Вт/м ²	Соотношение между энергетической светимостью имитатора и облученностью входной апертуры
1	2	3	4
100	22,44 %	16 079,6	0,709
150	19,78 %	14 173,6	0,625
200	17,34 %	12 425,2	0,548
250	14,96 %	10 719,7	0,473
300	12,95 %	9 279,5	0,409
350	11,12 %	7 968,2	0,351
400	9,55 %	6 843,2	0,302
450	8,32 %	5 961,8	0,263
500	7,28 %	5 216,6	0,230

Данные в столбце 4 таблицы 3.14 можно аппроксимировать полиномом следующего вида

$$k(L) = a + c_1 \cdot L + c_2 \cdot L^2 + c_3 \cdot L^3 + c_4 \cdot L^4, \quad (3.1)$$

где L - расстояние между имитатором Земли и входной апертурой телескопа;

$$a = 0,877;$$

$$c_1 = -1,631 \cdot 10^{-3};$$

$$c_2 = -9,49 \cdot 10^{-7};$$

$$c_3 = 4,975 \cdot 10^{-9};$$

$$c_4 = -3,45 \cdot 10^{-12}.$$

При этом максимальная ошибка не превысит $3 \cdot 10^{-3}$.

Как известно, энергетическая светимость M связана с температурой T формулой Стефана-Больцмана:

$$M = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4, \quad (3.2)$$

где ε — коэффициент черноты поверхности тела;

σ — постоянная Стефана — Больцмана.

Тогда, используя (3.3.1) и (3.3.2) облученность E входной апертуры макета телескопа как функцию от расстояния L можно рассчитать как

$$E(L) = M \cdot k(L) = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot (a + c_1 \cdot L + c_2 \cdot L^2 + c_3 \cdot L^3 + c_4 \cdot L^4). \quad (3.3)$$

Из формулы (3.3) можно найти искомое выражение для температуры поверхности излучателей имитатора, требующуюся для создания нужной величины облученности E в плоскости входной апертуры макета телескопа

$$T = \sqrt[4]{\frac{E}{\varepsilon \cdot \sigma \cdot (a + c_1 \cdot L + c_2 \cdot L^2 + c_3 \cdot L^3 + c_4 \cdot L^4)}}. \quad (3.4)$$

3.3.5 Имитатор посадочного места

Посадочная поверхность телескопа имитируется пластиной из АМг6 толщиной 3 мм, выполняющей функцию радиатора. Со стороны телескопа на радиаторе размещены четыре нагревателя и четыре термодатчика, а на внешнюю поверхность нанесена эмаль ЭКОМ-2 (см. рисунок 3.70).

Вид со стороны установки телескопа

Вид с стороны радиатора

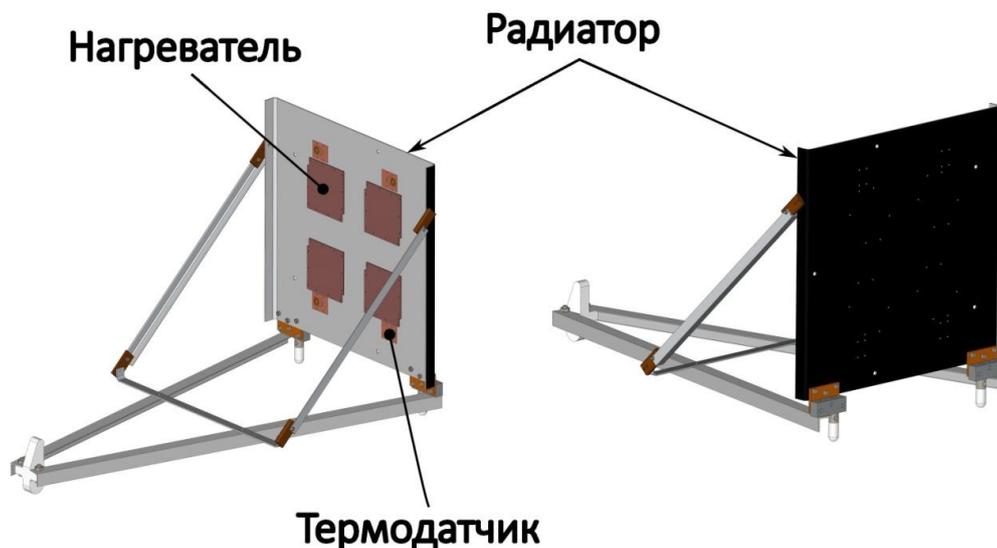


Рисунок 3.70 – Имитатор посадочного места

Нагрев осуществляется электрическими нагревателями, охлаждения — за счет радиационного теплообмена радиатора с криозкраном вакуумной камеры. На рисунке 3.71 показано расположение телескопа на имитаторе.

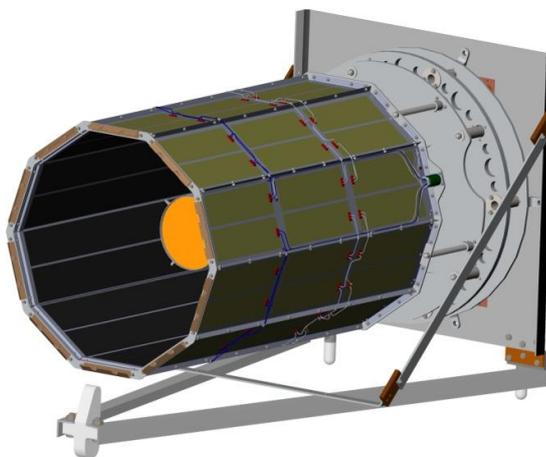
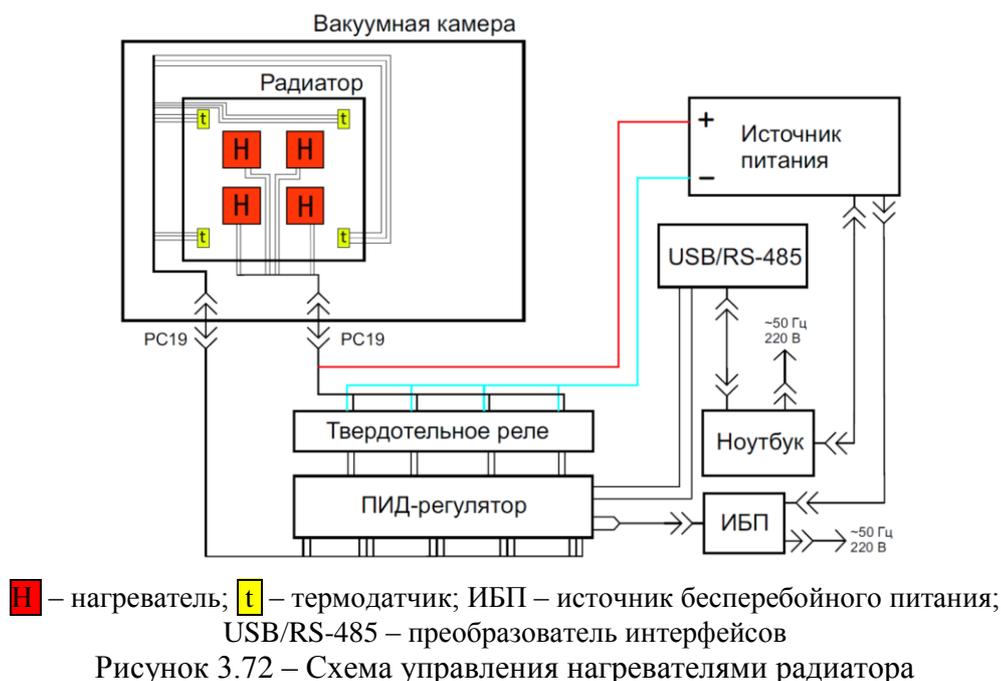


Рисунок 3.71 – Расположение телескопа на имитаторе посадочного места (бленда максимально выдвинута вперед)

Каждому нагревателю соответствует ближайший по расположению к нему термодатчик. Таким образом, система состоит из четырёх каналов «нагреватель-термодатчик». Управление нагревателями осуществляется посредством ПИД-регулятора, замыкающего и размыкающего твердотельное реле, через который подключены нагреватели (см. рисунок 3.72). ПИД-регулятор рассчитывает и задает режим работы твердотельных реле для поддержания заданной температуры посадочного места.



3.3.6 Сбор и обработка информации в ходе эксперимента

В ходе проведения эксперимента, равно как и при процедурах отладки перед проведением эксперимента, немаловажным является сбор различной информации о происходящих процессах. Эта информация будет использоваться как для получения непосредственно интересующих данных, таких как температура частей макета телескопа и бленды, так и для контроля работы оборудования, такого как ТИЗ и др.

В таблице 3.15 приведен вид собираемой информации и ее источник. Информация регистрируется на двух ноутбуках операторов, см. рисунок 3.65. Поскольку в эксперименте исследуются тепловые процессы, которые меняются относительно медленно, то меры по точной синхронизации времени между ноутбуками не требуются. Достаточно синхронизировать часы реального времени обоих ноутбуков перед началом эксперимента.

Таблице 3.15 - Описание собираемой телеметрической информации о ходе эксперимента

Вид информации	Количество значений	Цена младшего разряда	Регистратор информации
ТИЗ			
Температура	3	1/8 °C	Ноутбук «А»
Ток	3	1/32 А	Ноутбук «А»
Напряжение	3	1/8 В	Ноутбук «А»
Бленда			
Температура	9	1/16 °C	Ноутбук «А»
Коэффициент заполнения ШИМ нагревателей	3	100 % / 256	Ноутбук «А»
Макет телескопа			
Температура	11	1/16 °C	Ноутбук «А»
Коэффициент заполнения ШИМ нагревателей	1	100 % / 256	Ноутбук «А»
Имитатор посадочного места			
Температура	4	1/16 °C	Ноутбук «Б»

3.3.7 Установка для проведения ресурсных испытаний теплового аккумулятора

В процессе работы с теплоаккумулирующими элементами была собрана установка для проведения ресурсных испытаний этих элементов. Ее фотография показана на рисунке 3.73. Подробное описание принципа установки работы было приведено в отчете темы ВЕКТОР в 2022 году. Установка состоит из двух функционально одинаковых частей, соединенных проводами. К вертикально расположенным алюминиевым радиаторам прижаты термоэлектрические модули размером 40 мм × 40 мм, работающие на эффекте Пельтье. К термоэлектрическим модулям, через металлическую пластину, прижаты испытываемые образцы,

см. рисунок 3.73. Контроль температуры образцов производится термодатчиками DS18B21. Работой устройства управляет микроконтроллер STM32F411CEU6. Электронные узлы размещены на разных частях устройства.

Устройство работает автономно, возможно подключение компьютера по интерфейсу USB для считывания текущих показаний термодатчиков. Счет количества циклов происходит на электромеханическом счетчике. После выполнения каждого цикла «охлаждение-нагрев» происходит подача импульса на счетчик, который инкрементирует свое значение на 1.

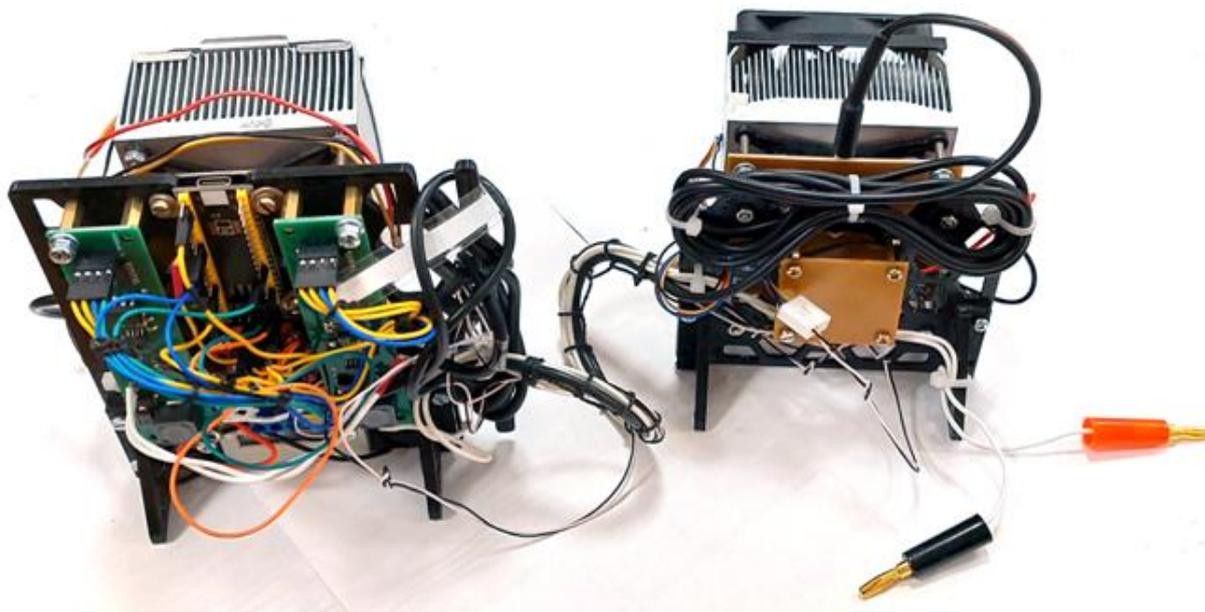


Рисунок 3.73 - Внешний вид установки для проведения ресурсных испытаний теплоаккумулирующих элементов

3.4 Программа и методика эксперимента

3.4.1 Программа экспериментального исследования

Программа экспериментальных исследований разбита на несколько частей. Одна часть относится к исследованию ресурса теплового аккумулятора, остальные – связаны с экспериментами в термовакуумной камере.

Методика ресурсных испытаний теплового аккумулятора подробно описана в отчете по теме Вектор за 2022 г и состоит в том, чтобы циклически нагревать и охлаждать тепловой аккумулятор несколько десятков тысяч раз, имитируя работу на орбите в течение нескольких лет.

В свою очередь, исследования в термовакуумной камере тоже состоят из нескольких этапов. Прежде всего, решается задача по исследованию распределения поля температуры, возникающего после облучения мощным внешним излучением, так и проанализировать

температурную инерционность разных частей телескопа. Здесь важны не величины температур, а время их установления - поэтому криоэкран использовать не обязательно.

Второй задачей является определение значений параметров, используемых в математической модели телескоп, которая представляет собой систему дифференциальных уравнений, сформированных из элементарных тепловых балансов всех узлов. Эти уравнения адаптированы для негерметичного изделия, находящегося в условиях космического пространства под воздействие излучения Солнца и планеты. Для максимальной достоверности требуется обеспечить существенные тепловые потоки, в том числе, и через ЭВТИ. Для этого требуется установить температуру стенок вакуумной камеры, сильно отличающуюся от температуры конструкции телескопа, а значит, потребуется задействовать криоэкран.

Третья, основная, часть эксперимента — имитация облета Земли. Имитируется несколько витков, чтобы избавиться от влияния начальных условий. Основываясь на результатах моделирования, ожидается, что после имитации нескольких орбитальных витков влиянием начальных условий можно пренебречь и на последующих витках будут показаны результаты, максимально близкие к тем, если бы было совершено большое количество таких циклов имитации облета.

Условия проведения для этапов эксперимента в термовакуумной камере сведены в таблицу 3.16.

Таблица 3.16 - Сводная таблица условий проведения экспериментов в термовакуумной камере

№	Задача	Краткая методика проведения	Условия проведения		
			T _{из} , °C	T _{кэ} , °C	P, не более, мм рт.ст.
1	Исследование температурной инерционности	- Активный подогрев отключен. - Ступенчато изменяя температуру ИЗ исследовать, как меняется температура частей телескопа во времени	22 — 60	22	10 ⁻⁴
2	Имитация облета Земли	- Активный подогрев бленды и узла крепления ВЗ - Задана уставка для поддержания температуры бленды 16,5 °C - Задана уставка для поддержания температуры ВЗ 18 °C - Замер мощности нагревателя - Облученность соответствует солнечному альбедо 0,3 - бленда максимально сдвинута назад	-13 — 120	-180	10 ⁻⁵
3		- Активный подогрев бленды и узла крепления ВЗ - Задана уставка для поддержания температуры бленды 16,5 °C - Задана уставка для поддержания температуры ВЗ 18 °C - Замер мощности нагревателя			

№	Задача	Краткая методика проведения	Условия проведения		
			T _{из} , °C	T _{кэ} , °C	P, не более, мм рт.ст.
4		- Облученность соответствует солнечному альбедо 0,45 - бленда максимально сдвинута назад			
		- Активный подогрев бленды и узла крепления ВЗ - Задана уставка для поддержания температуры бленды 16,5 °C - Задана уставка для поддержания температуры ВЗ 18 °C - Замер мощности нагревателя - Облученность соответствует солнечному альбедо 0,3 - бленда максимально сдвинута вперед			
5		- Без активного подогрева узлов телескопа - Задана уставка для поддержания температуры бленды 16,5 °C - Задана уставка для поддержания температуры ВЗ 18 °C - Замер мощности нагревателя - Облученность соответствует солнечному альбедо 0,3 - бленда максимально сдвинута вперед			10 ⁻⁵
Примечание: 1. T _{из} - температура поверхности излучателей ТИЗ 2. T _{кэ} — максимально допустимая температура поверхности криоэкрана					

3.4.2 Методика проведения экспериментального исследования ресурса теплоаккумулирующего вещества

Методика испытания теплоаккумулирующего вещества заключается в последовательности циклов «нагрев-охлаждение» в области температуры плавления. Для анализа процесса изменения, как теплофизических свойств самого вещества, так и его химического состава последовательность циклов делится на несколько частей. Так имея целью исследовать свойства вещества в течение отработки 50 000 циклов «нагрев-охлаждение» через каждые 8 500 циклов производится контрольное измерения — снятие зависимости температуры от времени для анализа наличия и продолжительности температурной «полки». Также запланирован отбор части вещества для химического анализа.

Исследуемые образцы подвергаются нагреву и охлаждению на специально собранном устройстве. В течение 8 500 циклов устройство работает автономно, отсчитывая количество циклов. Информация о температуре не сохраняется.

После каждых 8 500 циклов устройство прекращает работу и переходит в режим ожидания. После чего оператор снимает питание с устройства и подключает ПК. После подачи питания устройство начинает цикл «охлаждение – на грёв» с передачей в ПК значений температур для последующего анализа временного профиля температуры. После отработки 1 цикла и сохранения данных о профиле температуры оператор снова снимает питание с устройства, изымает образец для взятия пробы на предмет изменения химического состава.

После этого образец возвращается на место и на устройство подается питание. Устройство в автономном режиме совершает следующие 8500 циклов. Затем процедура повторяется.

3.4.3 Методика проведения экспериментального исследования температурной инерционности

Исследования температурной инерционности телескопа проводятся для анализа тепловых связей между различными узлами теплового макета телескопа, который позволит установить актуальность разработанной узловой тепловой модели. Исследование состоит из последовательности отдельных экспериментов, в каждом из которых меняется температура одного из узлов и регистрируется изменение температуры других узлов, на которых расположены термодатчики. Поскольку, температуры всех объектов одинаковы, то нагрев только одного из них продемонстрирует тепловые связи остальных объектов с нагретым.

Также полученные результаты будут использованы для выбора величин коэффициентов ПИД-регулятора в СОТР, отвечающего за работу нагревателей.

Условия проведения:

Помимо условий, приведенных в таблице 3.16, начальным условием является равенство всех температур, включая внутренние стенки камеры. Условием окончания каждого из экспериментов является установление показаний всех температурных датчиков (изменение не более 0,1 °С за 5 мин).

Краткий порядок проведения эксперимента:

1. Подготовить оборудование к работе.
2. Дождаться выполнения начальных условий и условий из таблицы 3.16.
3. Увеличить температуру ТИЗ на 25 °С относительно начальных условий.
4. Дождаться выполнения условий окончания эксперимента и сохранить полученные данные.
5. Выключить нагреватели ТИЗ.
6. Дождаться выравнивания показаний всех термодатчиков.

7. Увеличить температуру имитатора посадочного места относительно начальных условий на 25 °С.
8. Дождаться выполнения условий окончания эксперимента и сохранить полученные данные.
9. Выключить нагреватели имитатора посадочного места.
10. Дождаться выравнивания показаний всех термодатчиков.
11. Увеличить температуру нагревателей бленды на 25 °С относительно начальных условий.
12. Дождаться выполнения условий окончания эксперимента и сохранить полученные данные.
13. Выключить нагреватели бленды.
14. Выключить экспериментальную установку.

Обработка полученных данных:

На основании собранных данных о температуре строятся временные зависимости изменения температуры. Аналогичная ситуация моделируется на математической тепловой модели. Анализ изменения температуры проводится только для узлов теплового макета телескопа. Проводится сравнение полученных экспериментальных данных и данных моделирования.

Особое внимание стоит обратить на длительность работы теплоаккумулирующих элементов бленды в зависимости от вида теплопритока.

Ожидаемые результаты:

1. Соответствие поведения математической модели поведению теплового макета в ходе эксперимента
2. В противном случае, необходимо произвести внесение изменений в математическую модель
3. Уточнение коэффициентов ПИД-регуляторов для нагревателей ТИЗ и бленды.

3.4.4 Методика проведения эксперимента с имитацией облета Земли

Расчеты в математической тепловой модели показали, что начальные условия сильно влияют на температурное поле телескопа на протяжении нескольких витков. В связи с этим, было решено симитировать с помощью ТИЗ последовательность из нескольких витков, чтобы на последнем витке получить распределение температуры, которое не зависит от начальных условий. Эксперимент предусматривает имитацию N витков облета Земли длительностью в

100 минут каждый. Запланировано эксперименты с разными значениями эквивалентного солнечного альбедо. Данный эксперимент демонстрирует возможность теплоаккумулирующих элементов бленды поддерживать собственную температуру, и температуру конструкции оптической системы телескопа в условиях сильно меняющихся внешних тепловых потоков.

Конструкция бленды теплового макета телескопа позволяет ее выдвигать на 100 мм относительно оптической системы телескопа. Предполагается провести эксперимент по исследованию влияния длины выдвижения бленды относительно вторичного зеркала на поле температур. Также запланирован эксперимент по исследованию возможности снижения влияния тепловых потоков при отсутствии активного подогрева бленды и узла ВЗ, но при максимально выдвинутой вперед бленде.

Условия проведения:

В качестве начальных условий, также с учетом, приведенных в таблице 3.16, были выбраны температура телескопа и посадочного места равная 20 °С. Окончание эксперимента происходит по истечении времени имитации нескольких витков облета Земли.

Для проведения экспериментов был проведен расчет величины облученности входной апертуры телескопа. График изменения облученности для высоты 400 км, приведенный на рисунке 3.74, построен на основе усреднения суточного массива данных радиометра «CERES» на КА «Тетра» от 15.06.2021.

Приведенные данные для освещенности в видимом диапазоне за 14 суточных витков были использованы для расчета усредненного профиля изменения освещенности, который показан на рисунке 4.75. Также на этом рисунке представлены необработанные профили витков с графика на рисунке 4.74, имеющие максимальную и минимальную амплитуды. Поскольку нет данных о значении солнечного альбедо для этих данных, то получившийся график облученности входной апертуры было решено считать соответствующим типовому значению, равному 0,3. Для этого профиля был произведен пересчет для аналогичной облученности, соответствующей значению альбедо, равному 0,45. Это значение взято с существенным запасом - обычно оно не превышает 0,4. На рисунке 3.76 показаны графики суммарной плотности потока, суммы освещенности и облученности в ИК диапазоне, на витке вокруг Земли для альбедо равного 0,3 и 0,45.

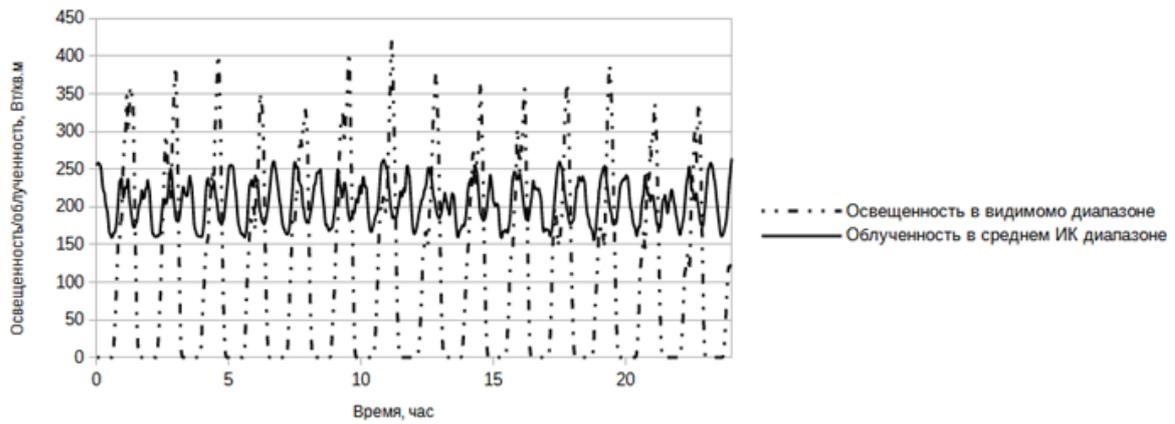


Рисунок 3.74 – Суточный массив данных радиометра «CERES» на КА «Терра»

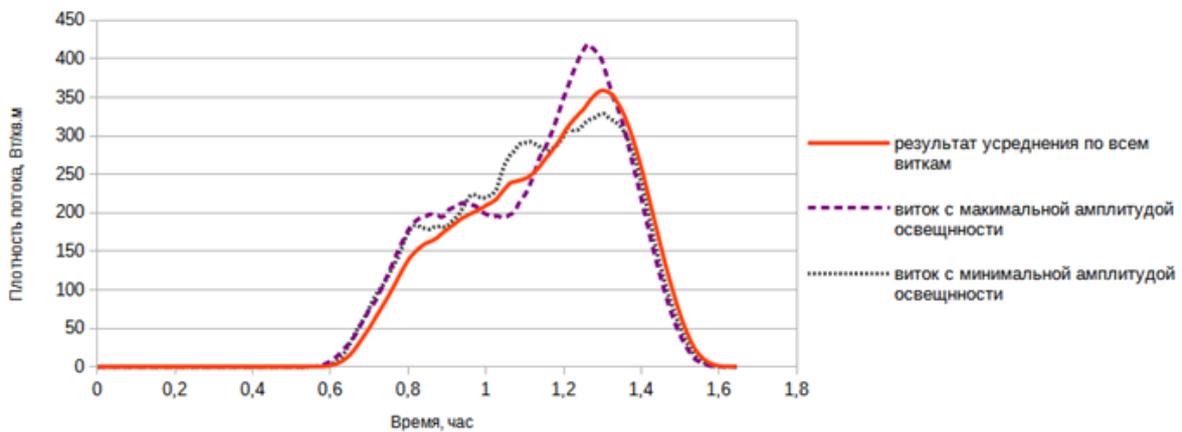


Рисунок 3.75 – Усредненный профиль изменения освещенности (солнечная составляющая) и части графика с рисунка 3.74 с максимальной и минимальной амплитудами

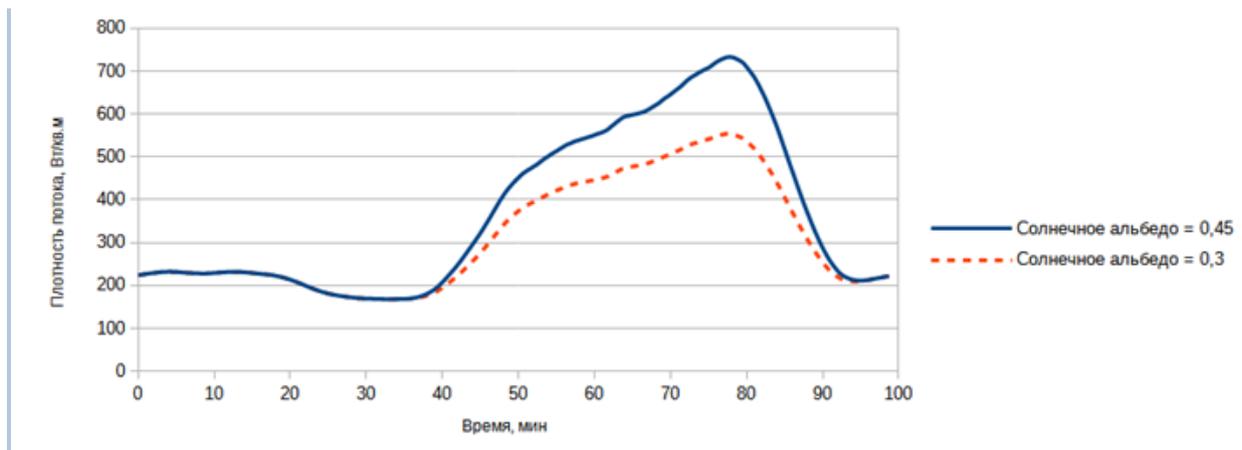


Рисунок 3.76 – Требуемая облученность входной апертуры теплового макета телескопа для имитации облета Земли при солнечном альbedo 0,3 и 0,45

Связь между температурой излучающей поверхности ТИЗ и его энергетической светимостью описывается законом Стефана-Больцмана. Однако соотношение между облученностью входной апертуры теплового макета телескопа и энергетической светимостью

ТИЗ зависит от расстояния между ними. Нахождение этой зависимости и расчет эквивалентной температуры излучателей ТИЗ приведен в разделе 3.3.4. Этот расчет позволяет рассчитать графики изменения температуры для нужного значения солнечного альбедо и расстояния между апертурой макета телескопа и имитатором. Как пример, на рисунке 3.77 приведены 4 профиля изменения температуры для разных значений этих параметров.

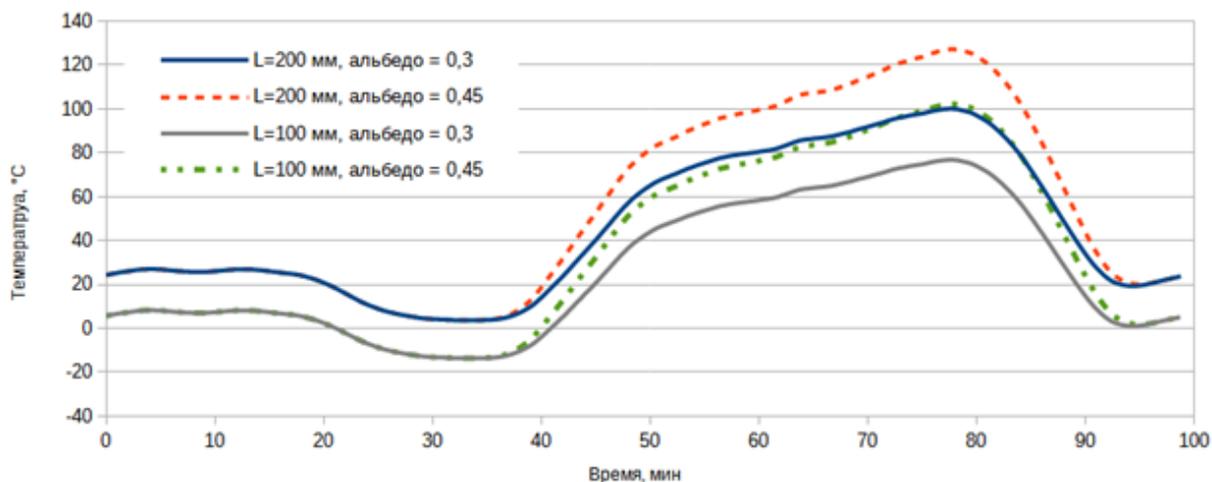


Рисунок 3.77- Требуемая температура ТИЗ для создания облученности входной апертуры для значений солнечного альбедо 0,3 и 0,45 при значениях расстояния L равных 100 мм и 200 мм

Краткий порядок проведения эксперимента:

1. Подготовить оборудование к работе.
2. Запустить, если это требуется, работу СОТР для подогрева узла ВЗ и бленды
3. Начать сбор и сохранение данных измерений температурных датчиков и телеметрической информации
4. Дождаться выполнения начальных условий:
 - температура теплового макета телескопа - 20 °С;
 - температура имитатора посадочного места - 20 °С;
 - температура ТИЗ – соответствует начальному значению для профиля изменения температуры с выбранными в соответствии таблицы 3.16 параметрами
5. Запустить программу изменения температуры ТИЗ согласно выбранному профилю
6. Дождаться окончания программы изменения температуры ТИЗ
7. Выключить СОТР, ТИЗ, имитатор посадочного места и экспериментальную установку
8. Повторить пп. 1 - 7 для оставшихся пунктов в таблице 3.16 (допускаются перерывы).

Обработка полученных данных:

На основании собранных данных о температуре строятся временные зависимости изменения температуры. Проводится анализ изменения значений температуры для всех участков теплового макета. Определяется градиент и максимальная величина изменения температуры в процессе имитации орбитального витка.

Ожидаемые результаты:

1. Значения вариативности температурного поля теплового макета телескопа в ходе имитации орбитального витка.
2. Величину и характер температурного градиента по бленде и оптической системе телескопа.
3. Оценка эффективности примененных технических решений, направленных на повышение температурной стабильности телескопа.

Заключение по разделу 3

1. Выполненные в 2022 году теоретические исследования механизма теплового взаимодействия конструкции бортовой оптической системы телескопа с идущими от земной поверхности тепловыми потоками, требуют экспериментального подтверждения. Для этого в 2023 году в ИКИ РАН был разработан тепловой макет перспективной съемочной системы и комплекс средств для её термовакуумных испытаний. В состав макета телескопа космического базирования введена бленда с встроенным в нее тепловым аккумулятором и СОТР, В состав макета введена также тепловая развязка, отделяющая конструкцию телескопа от теплопритоков со стороны КА.

2. Для создания бленды теплового макета телескопа были использованы теплоаккумулирующие элементы, работающие на основе фазового перехода «жидкость – твердое тело» гексадекана (цетана).

3. Разработана и апробирована технология изготовления теплоаккумулирующих элементов, заполненных цетаном. Для технологических задач была изготовлена специальная оснастка.

4. Собран макет СОТР, включающий в себя контроллер, термодатчики, нагреватели и коммутатор питания нагревателей. Термодатчики расположены в наиболее интересующих местах и на оптической системе, и на бленде. Нагреватели расположены на узле вторичного зеркала телескопа и на бленде. Алгоритм контроллера по управлению нагревателями использует ПИД-регулирование. Во избежание влияния тепловыделения контроллера с коммутатором на температурное поле теплового макета телескопа было решено размещать их отдельно друг от друга.

5. Была разработана тепловая математическая модель телескопа, позволяющая проводить моделирование тепловых процессов как в тепловом макете телескопа, так и в разработанном телескопе в силу принципиальной схожести их устройства.

6. Было проведено моделирование тепловых режимов макета изделия, включающего тепловой макет телескопа, прототип бленды и прототип тепловой развязки. Лучшим вариантом с точки зрения стабильности температуры телескопа и продольного перепада температуры по нему является вариант нагрева, при котором средняя мощность нагревателей составляет около 24 Вт (4 Вт × 6 нагревателей). При этом достигается близкая к максимальной продолжительность фазового перехода теплоаккумулирующего вещества в бесконечном циклическом режиме заданного внешнего теплового нагружения. Такая мощность нагрева позволяют поддерживать стабильность температуры телескопа на уровне $\pm 1,5 \dots 2$ °С в его верхней части и менее 0,5 °С в средней и нижней частях. При этом продольный перепад температуры по телескопу составляет около 5 °С. Значительно снизить величину продольного перепада температуры, или полностью исключить его можно с помощью нагревателей на узле вторичного зеркала телескопа с максимальной мощностью не более 5 Вт.

7. Разработана тепловая развязка, которая показала свою эффективность по результатам моделирования. Ожидается, что перепад температуры по конструкции телескопа составит менее 1°С, при изменении температуры посадочного места от минус 40 °С до плюс 40 °С.

8. Разработана установка для проведения экспериментальных исследований теплового макета телескопа в условиях вакуума и криотемператур, включающая, помимо имеющегося в ИКИ РАН термовакуумного оборудования, специально изготовленные тепловой имитатор Земли и имитатор посадочного места.

9. Изготовлено оборудование для проведения экспериментального исследования ресурса тепловых аккумуляторов на основе фазового перехода рабочего вещества – цетана.

10. Запланирована серия экспериментальных исследований, для которой разработаны следующие методики:

– Методика проведения экспериментального исследования ресурса теплоаккумулирующего вещества;

– Методика проведения экспериментального исследования температурной инерционности;

– Методика проведения эксперимента с имитацией облета Земли, предусматривающая 4 отдельные имитации облета с разными ключевыми параметрами.

Ожидается, что в результате проведения испытаний теплового макета съемочной системы будут уточнены технологические и математические подходы к проектированию

термостабилизированных конструкций бортовых телескопов. Предполагается, что применяемые в рамках данной работы подходы и решения могут оказаться полезными в других областях техники.

Научные публикации

1. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Брысин Н.Н., Зайцев М.А. Стабилизация теплового режима съемочной системы в условиях космического полета // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. – принята к публикации.

Литература

1. СанПиН 1.2.3685-21. Санитарные правила и нормы «Гигиенические нормативы и требования к обеспечению безопасности и (или) безвредности для человека факторов среды обитания».
2. *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.
3. *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.
4. Вредные вещества в промышленности: В 3 т. Т. I. Органические вещества. / Под ред. Лазарева Н.В., Левиной Э.Н. Л.: Химия, 1976. 592 с.
5. Вредные вещества в промышленности: В 3 т. Т. II. Органические вещества. / Под ред. Лазарева Н.В., Левиной Э.Н. Л.: Химия, 1977. 632 с.
6. ГОСТ 12525-85. Цетан эталонный. Технические условия.

Раздел 4. Разработка элементов систем управления повышенной надежности: долговременной памяти большого объема (до 4ТБ), 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

Отв. исп.: К.В. Ануфрейчик, А.В. Семенов, А.А. Матюхин, М.В. Кишко

В настоящее время поставки в Россию высокотехнологичных радиационно-стойких процессоров высокой производительности крайне ограничены. В связи с этим является неотложной задачей переход на использование отечественных процессоров с приемлемыми характеристиками. Проблемой является то, что номенклатура таких процессоров очень ограничена, а требования к ним весьма разнообразны. В НИР проанализированы два процессора - 1892ВМ206 фирмы «Элвис» и 5023ВС016 фирмы «Цифровые решения». В создавшихся условиях целесообразно определить наиболее подходящие области применения каждого из рассмотренных процессоров.

В процессе создания аппаратуры, предназначенной для применения в составе космических аппаратов, важное место занимает наземная экспериментальная отработка аппаратуры, которая требует создания специализированной контрольно-испытательной аппаратуры и проведение соответствующих испытаний. Указанные мероприятия требуют больших затрат времени и средств. Однако, они абсолютно необходимы для обеспечения и подтверждения заданных характеристик и параметров аппаратуры. Поэтому вопросы, связанные с унификацией контрольно-испытательной аппаратуры и оптимизацией процесса испытаний крайне важны, поскольку позволяют сократить затраты как времени, так и средств на процесс разработки бортовой аппаратуры. Это направление работ является, безусловно, актуальным и перспективным и останется таким на десятилетия вперед.

4.1 Построение процессорного модуля для компактных систем управления научной аппаратуры

В процессе разработки любых аппаратных решений должна учитываться реальная доступность электрорадиоизделий для их создания. В 2023 санкции против России сохранились и даже усилились, что делает небезопасным и/или невозможным использование иностранных высоконадежных микросхем космического исполнения. К сожалению, и многие микросхемы отечественного производства оказываются в большом дефиците со сроками изготовления и поставки более одного года. В данных условиях разумно диверсифицировать используемые

процессоры, и для выбора подходящих будем использовать структуру организации управления научной аппаратурой, приведенной на рисунке 4.1.

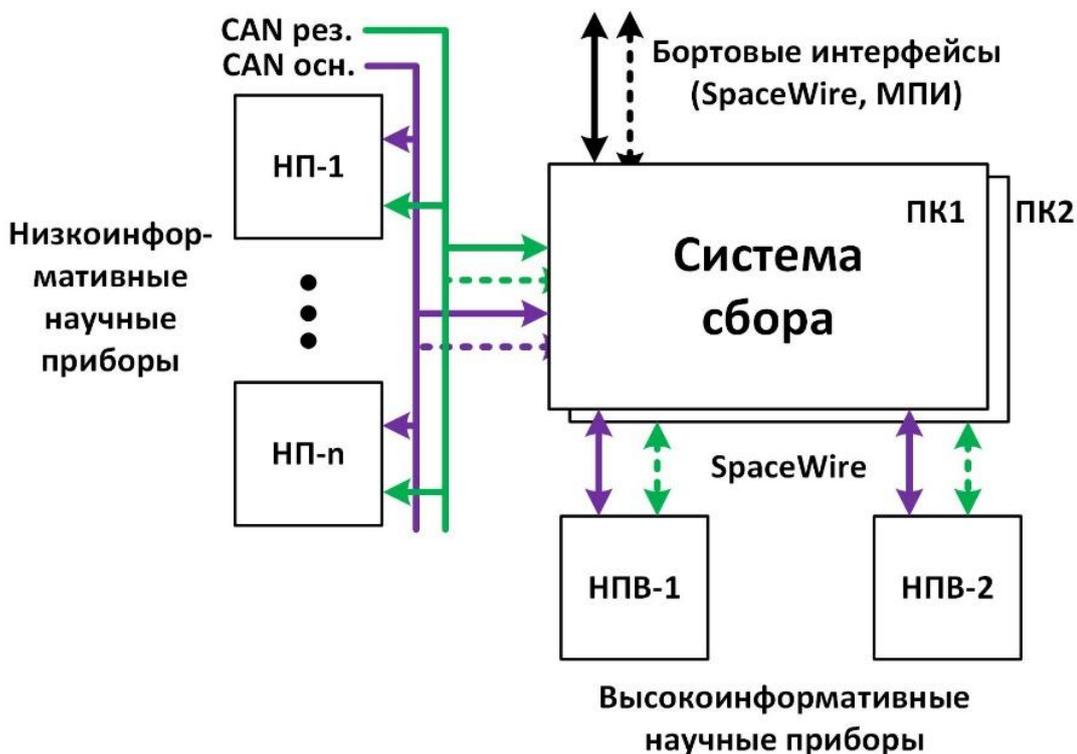


Рисунок 4.1 - Организация взаимодействия системы управления с научными приборами

Среди отечественных процессоров с таким набором интерфейсов доступен не только 1892BM206 фирмы «Элвис» [1], [2], впервые упомянутый в отчете прошлого года, но и 5023BC016 фирмы «Цифровые решения» [3].

Оба процессора представляют собой современные, российские, радиационно-стойкие решения, которые могут быть использованы для создания бортовой и научной космической аппаратуры. Они обладают широким набором стандартных резервированных интерфейсов, с помощью которых можно организовать обмен информацией с различными абонентами по интерфейсам ГОСТ Р 52070-2003, CAN, SpaceWire, GigaSpaceWire и Ethernet.

Процессоры обеспечивают поддержку внешней оперативной и долговременной памяти. На аппаратном уровне обеспечивают коррекцию ошибок на внутренних и внешних шинах, при этом обладая хорошим быстродействием и энергоэффективностью.

К отличительным особенностям процессора 5023BC016 («Спутник») можно отнести наличие аппаратного блока сканирования памяти, позволяющего «параллельно» основной работе, проверять и исправлять ошибки в оперативной памяти, контроллер CCSDS, а также блок управления электродвигателями - специализированный ШИМ блок.

Схема подключения процессора 1892BM206 была рассмотрена в предыдущем отчете, схема подключения процессора 5023BC016 приведена на рисунках 4.2 и 4.3.



Рисунок 4.2 - Организация взаимодействия системы управления с научными приборами

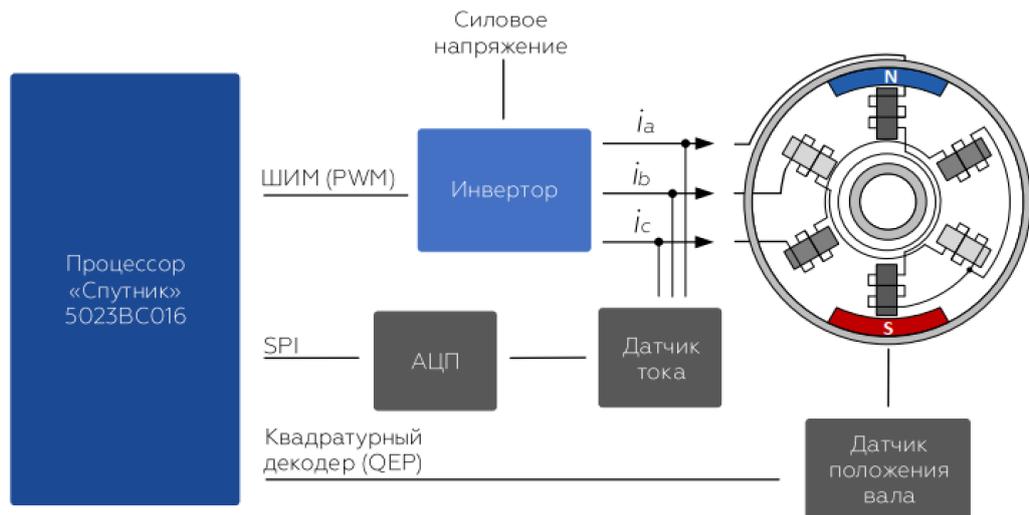


Рисунок 4.3 - Организация управления двигателями через специализированный ШИМ блок

К особенностям процессора 1892BM206 можно отнести достаточно большую мощность, что позволяет использовать его для запуска операционной системы Embedded Linux, а также поддержку большого количества типов внешней памяти - SDRAM, SRAM и FLASH.

Процессор 1892BM206 сочетает в себе лучшие качества двух классов приборов: микроконтроллеров и цифровых процессоров обработки сигналов, что особенно важно для небольших встраиваемых применений, когда приходится решать в рамках ограниченных габаритов одновременно обе задачи: управления и высокоточной обработки информации, включая сигналы и изображение.

Оба решения обеспечивают параметры радиационной стойкости от 100 до 200 крад по накопленной дозе и обладают летным опытом.

По сравнению с другими радиационно-стойкими процессорами, представленными на российском рынке, они обладают хорошей производительностью, энергоэффективностью и достаточным набором интерфейсов для создания научных приборов, а также построения различных систем управления (таблица 4.1).

Таблица 4.1 - Сравнение основных характеристик процессоров 1892BM206 и 5023BC016

Параметр процессора	1892BM206	5023BC016 («Спутник»)
ядро, частота	MIPS32-совместимый с FPU (до 120 МГц) + DSP ядро	32-битный процессор (до 80 МГц) + FPU
внутренняя память	440 КБайт	128 КБайт
внешняя память	SDRAM, SRAM, ROM	SRAM, FLASH
Spacewire	4 порта (до 300 МБит каждый)	2 порта (до 100 МБит)
CAN	2 порта	2 порта
ГОСТ Р 52070-2003	2 порта	4 порта
UART	1 порт	6 портов
ШИМ	нет	да
CCSDS	Нет	да
Ethernet	2 порта (100 МБит)	нет
SpaceFibre/ GigaSpaceWire	2 порта	нет
Параметры радстойкости	Больше 200 крад по накопленной дозе	не менее 100 крад по накопленной дозе
рабочий температурный диапазон	минус 60 °С...плюс 85 °С	минус 60 °С ...плюс 85 °С

Для обоих процессоров была проведена первичная проверка программных решений систем управления научной аппаратурой на отладочных платах, предоставленных производителями (рисунки 4.4 и 4.5). Проверка показала пригодность этих процессоров для систем управления. Проработка реализации будет продолжена, в том числе и для использования в системах управления проектов «Спектр-УФ», «Венера-Д» и других перспективных научных космических проектов.

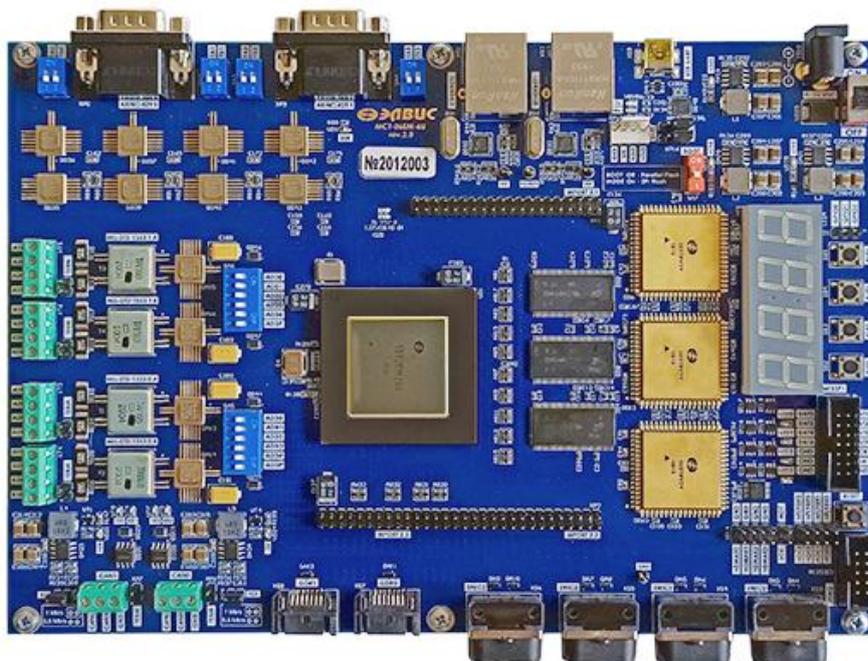


Рисунок 4.4 - Отладочный модуль процессора 1892ВМ206 фирмы «Элвис»

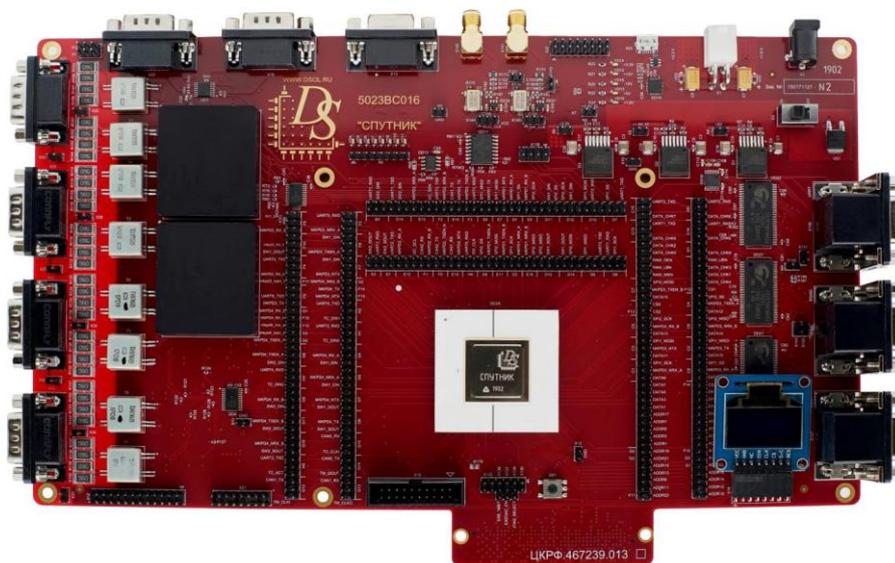


Рисунок 4.5 - Отладочный модуль процессора 5023BC016 фирмы «Цифровые решения»

4.2 Отработка высокоинформативных интерфейсов между системой управления и научной аппаратурой

Одним из основных этапов создания космической аппаратуры является наземная экспериментальная отработка, как автономная, так и в составе комплексов аппаратуры. Вопрос комплексной отработки электрических интерфейсов особенно актуален для систем управления научной аппаратурой, что прямо следует из назначения таких систем. Предполагая, что данные

системы являются опытными единичными образцами для уникальных научных проектов, набор интерфейсов как с научной аппаратурой (в большей степени), так и со служебными системами (в меньшей) отличается от проекта к проекту. Эти различия не позволяют выпустить универсальную контрольно-испытательную аппаратуру (КИА) для систем управления, и заставляет тратить значительные ресурсы на каждое индивидуальное решение. Для оптимизации процесса разработки и изготовления КИА был предложен модульный подход, представленные в статье [4]. Анализ набора часто повторяющихся интерфейсов в небольших КИА для одного прибора, которые также повторяются затем в КИА комплексов, позволил разбить интерфейсы на универсальные модули. Конструктив модулей был тщательно проработан и выбран таким образом, чтобы избежать чрезмерной избыточности и перегруженности. Одновременно с этим решалась задача гибкости и удобства работы с изделием в целом.

Ключевым достоинством предложенного решения стало сокращение сроков разработки каждого последующего устройства, особенно, если набор требуемых интерфейсов можно скомплектовать целиком из готовых плат, а вновь разработанный индивидуальный модуль легко адаптируется или перевыпуском документации без переработки печатной платы, или, в сложных случаях, выпуском новой уникальной платы.

Неожиданным удобством в процессе программно-аппаратной отладки стала неполная сборка модулей в настольном бескорпусном варианте. Для этого в качестве оснастки была выпущена универсальная кросс-плата в полном шинном варианте, позволяющая комбинировать модули в разных конфигурациях, в зависимости от задач отладки.

Использование ПЛИС в качестве контроллера шины на каждой плате и многоконтактных соединителей незначительно увеличивает стоимость. Использование их на платах с простыми интерфейсами может показаться нерациональным решением, но гибкость настройки плат, возможность их установки по различным слотам-адресам без перепайки адресных резисторов или переключения адресных джамперов перевешивают вопрос стоимости.

Одним из недостатков рассмотренного подхода стало увеличение количества сборочных единиц и операций для настройки и сборки блока. Изготовление индивидуальных планок под каждый модуль и некоторая избыточность электронных компонентов на платах также превращается в дополнительную загрузку производственных мощностей. Но так как ИКИ РАН обладает собственным опытным производством с современными станками и монтажным участком, то рост количества типовых деталей и малогабаритных узлов не увеличивает производственные издержки пропорционально количеству, а при росте библиотеки универсальных узлов, издержки на выпуск конструкторской и технологической документации тоже сокращаются.

Таким образом, можно сделать вывод, что реализация подхода универсальных модулей в выбранном конструктиве полностью оправдала ожидания и помогла существенно сократить сроки создания контрольно-испытательной аппаратуры, порой предоставляя почти готовое решение для использования с вновь разрабатываемой научной аппаратурой, в том числе и системами управления.

Немаловажным является и отработка непосредственно процесса испытаний по проверке информационного взаимодействия между системами сбора и научной аппаратурой. Современные научные комплексы могут содержать до пары десятков различных научных приборов, которые зачастую должны работать одновременно. При подключении к системе управления по топологии «звезда» отслеживать качество передачи управляющих воздействий и телеметрии одновременно по всем информационным интерфейсам становится нетривиальной задачей, нерешаемой стандартными средствами измерений и протоколирования. Использование специализированных испытательных средств и опыт апробирования одного из подходов на примере комплекса целевой аппаратуры (КЦА) «Ионосфера» изложены в статье [5]. Для отработки ранее был разработан монитор информационного обмена (МИО) со следующими функциями:

- оперативный контроль информационного обмена по основным и резервным линиям высокоскоростных (ВСИ) и низкоскоростных (НСИ) интерфейсов между системой управления и всеми приборами КЦА,
- оперативный вывод информации на экран оператора о событиях на интерфейсах, в том числе индикацию ошибок обмена,
- сохранение потока информации на каждом интерфейсе в ЛОГ-файлы для дальнейшего анализа.

Благодаря применению ранее разработанного монитора информационного обмена были успешно проведены следующие испытания:

- проверка электрических параметров сигналов информационного обмена между блоком БКУСНИ и прибором КЦА по интерфейсу ВСИ/НСИ,
- проверка совместной работы блока БКУСНИ и прибора КЦА по циклограмме,
- проверка функционирования КЦА «ИОНОСФЕРА».

Использование МИО позволяло выявить следующие ошибочные ситуации:

- отсутствие ответов от прибора КЦА по резервной линии ВСИ,
- отсутствие ответа от прибора КЦА на запрос статуса со стороны системы управления по основной и резервной линиям ВСИ,
- прекращение информационного обмена (отсутствие данных) через неопределенное время от одного из приборов КЦА,

- недочеты в синтаксисе циклограммы проверки функционирования.

4.3 Результаты

В рамках работ по созданию компактных решений для высоконадёжных систем управления научной аппаратуры были предложены варианты для реализации процессорных модулей на микросхемах процессоров 1892ВМ206 фирмы «Элвис» и 5023ВС016 фирмы «Цифровые решения». Для обоих процессоров были получены отладочные платы и проведена первичная проверка программных решений. По результатам проверки представляется целесообразным использовать оба процессора с учетом их особенностей (1892ВМ206 – большая производительность, 5023ВС016 – «встроенный» радиоканал).

Помимо проработки облика компактных решений, было также уделено внимание на оптимизацию (снижению стоимости, сроков и повышению качества) наземной отработки систем управления, как в автономном режиме, так и в комплексах научной аппаратуры. По результатам работы были подготовлены публикации [4] и [5].

Заключение по разделу 4

В рамках раздела проведена работа по двум направлениям:

- Выбор микросхем (процессора) для реализации компактного решения процессорного модуля в высоконадёжных системах управления научной аппаратуры с учетом санкционных ограничений, наложенных на Россию, и сложностей с отечественным производством по целому ряду позиций.

- Оптимизация наземной экспериментальной отработки систем управления и непосредственно научной аппаратуры как с точки зрения создания контрольно-испытательной аппаратуры, так и организации самого процесса отработки.

Оба направления являются, безусловно, актуальными. Результаты работы будут, несомненно, использованы при разработке новых, перспективных приборов и систем.

Научные публикации

1. Матюхин А.А., Коновалов А.А., Пузанова Д.А., Ануфрейчик К.В., Тимонин Д.Г., Буторкин А.С., Никифоров А.В. Разработка контрольно-измерительной аппаратуры с модульной архитектурой для наземной отработки научной аппаратуры космического применения // Современные технологии автоматизации (Журнал «СТА»). 2023. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)

2. Кишко М.В., Ануфрейчик К.В., Корчагина А.А., Стрельников Д.В., Семенов А.В. Особенности наземной экспериментальной отработки интерфейсов информационного обмена комплексов целевой и научной аппаратуры // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2023. Т. 195. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)

Литература

1. Радиационно стойкий процессор 1892vm206 [Электронный ресурс]. 2023. URL: <https://elvees.ru/chip/rad-tolerant-and-spacewire/processor-1892vm206> (дата обращения 15.10.2023).
2. Микросхема интегральная 1892VM206. Руководство пользователя [Электронный ресурс]. 2023. - URL: https://elvees.ru/mc/data_sheets/Manual_1892VM206.pdf (дата обращения 15.10.2023).
3. Микропроцессор 5023vs016 [Электронный ресурс]. 2023. - URL: <https://www.angstrem.ru/catalog/mikroprotsessory/5023vs016/> (дата обращения 15.10.2023).
4. Матюхин А.А., Коновалов А.А., Пузанова Д.А., Ануфрейчик К.В., Тимонин Д.Г., Буторкин А.С., Никифоров А.В. Разработка контрольно-измерительной аппаратуры с модульной архитектурой для наземной отработки научной аппаратуры космического применения // Современные технологии автоматизации (Журнал «СТА»). 2023. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)
5. Кишко М.В., Ануфрейчик К.В., Корчагина А.А., Стрельников Д.В., Семенов А.В. Особенности наземной экспериментальной отработки интерфейсов информационного обмена комплексов целевой и научной аппаратуры // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2023. Т. 195. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)

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

Исполнители: отв. исп.: д.т.н. А.С. Косов, Д.П. Скулачев, В.С. Рожков, Л.С. Рожков

5.1 Каналы передачи научной информации космического аппарата «Чибиc-АИ»

По решению Координационного научно-технического совета Роскосмоса научные эксперименты на КА «Чибиc-АИ» введены в Долгосрочную программу научно-прикладных исследований и экспериментов, планируемых на РС МКС. Плановый срок окончания программы 2024 год. КА «Чибиc-АИ» это микроспутник, выводимый на орбиту с использованием грузового корабля «Прогресс». Орбита КА «Чибиc-АИ» установлена со следующими параметрами: $N_{кр} = 490 \pm 20$ км, $i = 51,6^\circ$.

Решением Государственной комиссии по радиочастотам для передачи целевой информации по каналу космос-Земля КА «Чибиc-АИ» выделены полосы радиочастот: в S диапазоне 2269,5-2270,5 МГц и в X диапазоне 8395 - 8400 МГц.

С целью увеличения потенциала канала передачи данных, что позволяет уменьшить мощность передатчиков S и X диапазонов, при формировании передаваемых сигналов используются свёрточное помехоустойчивое кодирование со скоростью $\frac{1}{2}$ и дифференциальное кодирование.

При использовании технологии SDR существует проблема передачи информации, при частоте выборки превышающей 15 МГц [1], обусловленная перегрузкой процессора. В работе [1] увеличение скорости было достигнуто путём разделения цифровых потоков по ядрам процессора, что является проблематичным для бортовых передающих систем ввиду отсутствия в настоящее время многоядерных процессоров космического применения. В представляемой работе проблема увеличения скорости передачи была решена путём создания дополнительных специализированных программных блоков для пакета GNU Radio 3.10. Созданные блоки имеют название: «*File Source*», «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*», «*PlutoSDR Sink*» и «*Python Snippet*». Ниже будет дано подробное описание этих блоков.

В качестве основного стандарта передаваемых сигналов был принят стандарт IESS-308 [2], что обусловлено наличием спутниковых модемов типа DMDxx, производства Comtech EF Data, на планируемых пунктах приема информации. В частности, наиболее распространенные спутниковые модемы типа DMD20 позволяют работать со скоростью приема/передачи информации до 20 Мбит/сек, с планируемым типом кодирования и четырехпозиционной

фазовой модуляцией, QPSK.

В соответствии с выделенными частотными диапазонами передатчик КА «Чибис-АИ» имеет два независимых частотных канала, S и X. Передатчики в диапазонах S и X создавались по технологии цифрового радио (Software Defined Radio, SDR), изложенной в [3]. Применение технологии SDR позволяет по команде менять стандарт передаваемого сигнала и тип модуляции. В частности, многие пункты приема научной информации работают по стандарту CCSDS и с модуляцией GMSK.

5.2 Описание канала передачи данных в S частотном диапазоне

Согласно решению ГКРЧ для передачи информации в S частотном диапазоне выделена полоса частот 2269,5 - 2270,5 МГц.

В качестве прототипа передатчика S диапазона была использована плата типа PlutoSDR Plus [4], содержащая приемо-передатчик на микросхеме AD9363 и ПЛИС Xilinx Zynq-7zc010. На рисунке 5.1 изображена блок схема платы.

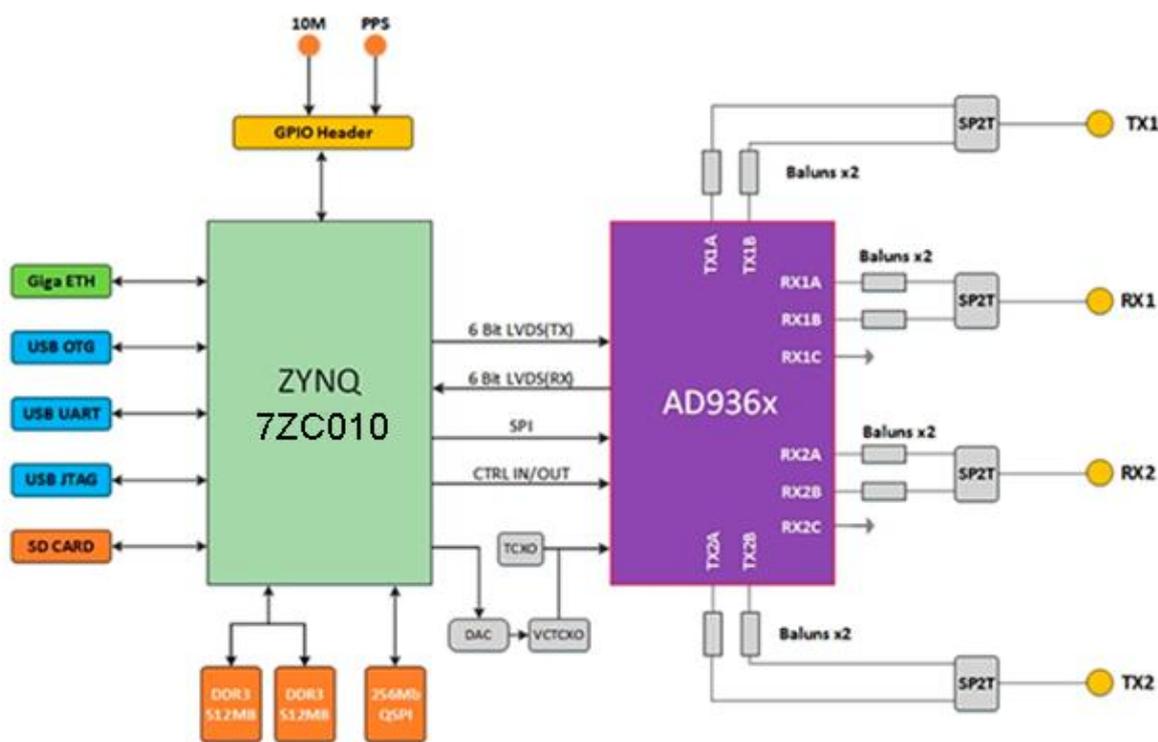


Рисунок 5.1 - Блок схема платы PlutoSDR Plus

Помимо приемо-передатчика и ПЛИС на плате имеются интерфейсы Gigabit Ethernet, USB соединитель для подачи питания 5 В, USB соединитель для информационного обмена, слот для SD карты, соединитель для подачи сигнала внешней синхронизации, SMA соединители для входа и выхода приемников и передатчиков соответственно. На плате также

установлена микросхема оперативной памяти DDR3 размером 512 МБ и внутренний тактовый генератор VCTCXO 40MHz с нестабильностью частоты 0,5ppm.

На рисунке 5.2 изображена фотография платы PlutoSDR Plus, на которой можно увидеть упомянутые выше компоненты. На обратной стороне платы находится слот для установки SD карты.

Выходная частота передатчиков микросхемы AD9363 может устанавливаться в диапазоне от 70 МГц до 6 ГГц (при программной модификации [5]), что позволяет сформировать сигнал на заданной центральной частоте 2270 МГц. Максимальный уровень выходной мощности передатчика PlutoSDR Plus на частоте 2270 МГц составляет 7 дБм. Для получения необходимого уровня выходной мощности канала S диапазона (около 2 Вт) дополнительно к плате PlutoSDR Plus требуется усилитель мощности с усилением не менее 27 дБ. Предполагается использовать двухкаскадный усилитель мощности, состоящий из микросхем MGA-83563 и ALM-32220.

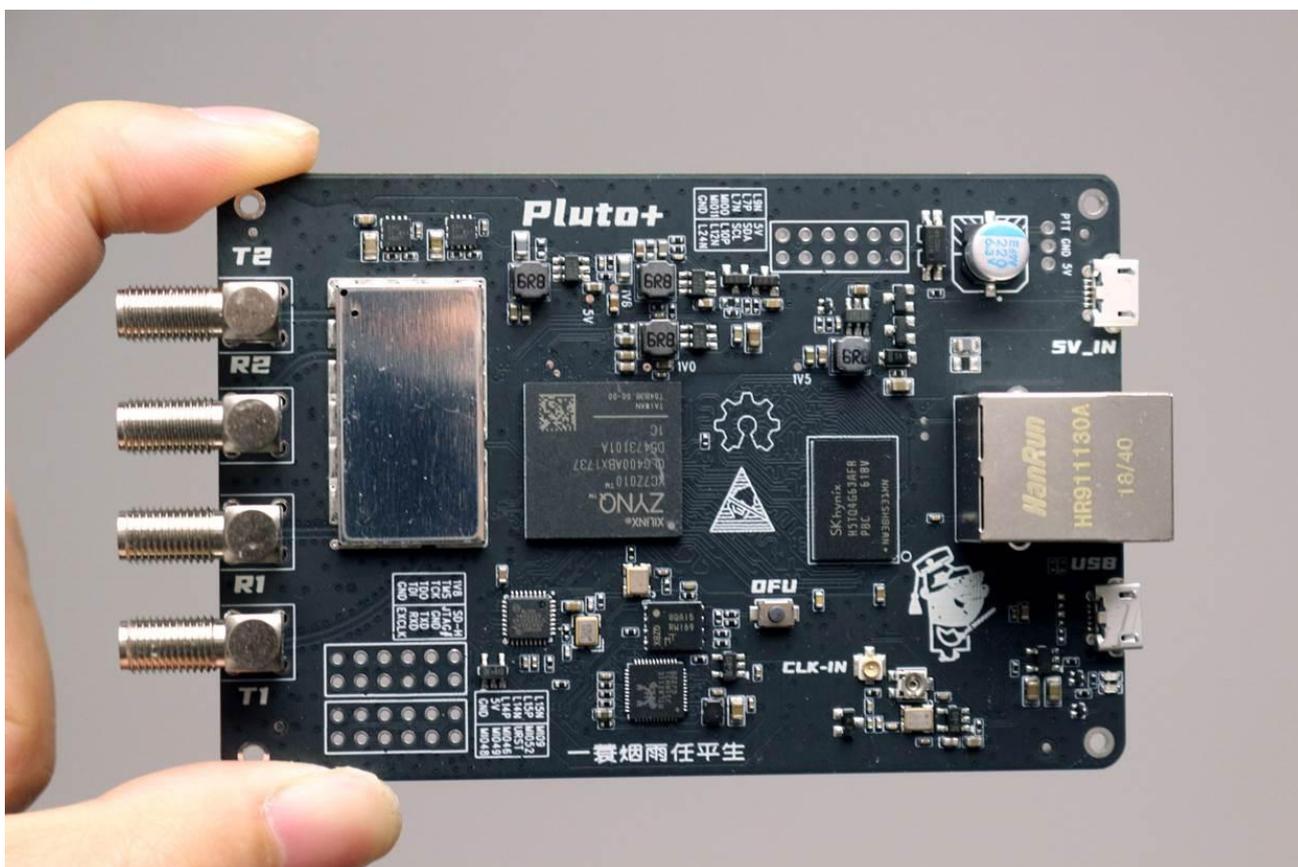


Рисунок 5.2 - Плата PlutoSDR Plus с установленными компонентами

В соответствии с [3] цифровые сигналы формируются при помощи микрокомпьютера с операционной системой Linux и программного пакета GNU Radio. Базовое программное обеспечение (ПО) платы PlutoSDR Plus не предполагает модификации окружения операционной системы (созданного на базе Buildroot). Для загрузки ПО с SD карты было

собранно новое ядро ОС Linux 5.15 на основе ветки master варианта от Analog Devices [6] с изменениями для PlutoSDR Plus [4]. Рабочее окружение было создано на основе дистрибутива Ubuntu 22.10 с помощью утилиты debootstrap. В систему установлен программный пакет GNU Radio 3.10, предназначенный для обработки и проверки цифровой части канала передачи информации. Пакет GNU Radio создает исполняемый файл, который может быть запущен интерпретатором Python3, входящим в операционную систему Linux Ubuntu 22.10.

Ввиду ограниченных вычислительных возможностей процессорных ядер ПЛИС Xilinx Zynq-7zc010 возникают отмеченные выше проблемы с формированием цифровых потоков с заданной скоростью передачи при использовании стандартных блоков пакета GNU Radio 3.10. В соответствие с исходными данными для передатчика S диапазона выделена полоса в 1 МГц, что предполагает в случае модуляции типа QPSK и помехоустойчивого кодирования со скоростью $\frac{1}{2}$ символьную скорость около 1 Msps. Для преодоления ограничений были разработаны специализированные блоки для пакета GNU Radio 3.10. На рисунке 5.3 представлена графическая программа передатчика S диапазона, работающего с символьной скоростью 1 Msps и занимающего полосу частот около 1 МГц. Информационная скорость передачи составляет около 1 Mbps поскольку используются модуляция QPSK и кодирование со скоростью $\frac{1}{2}$.

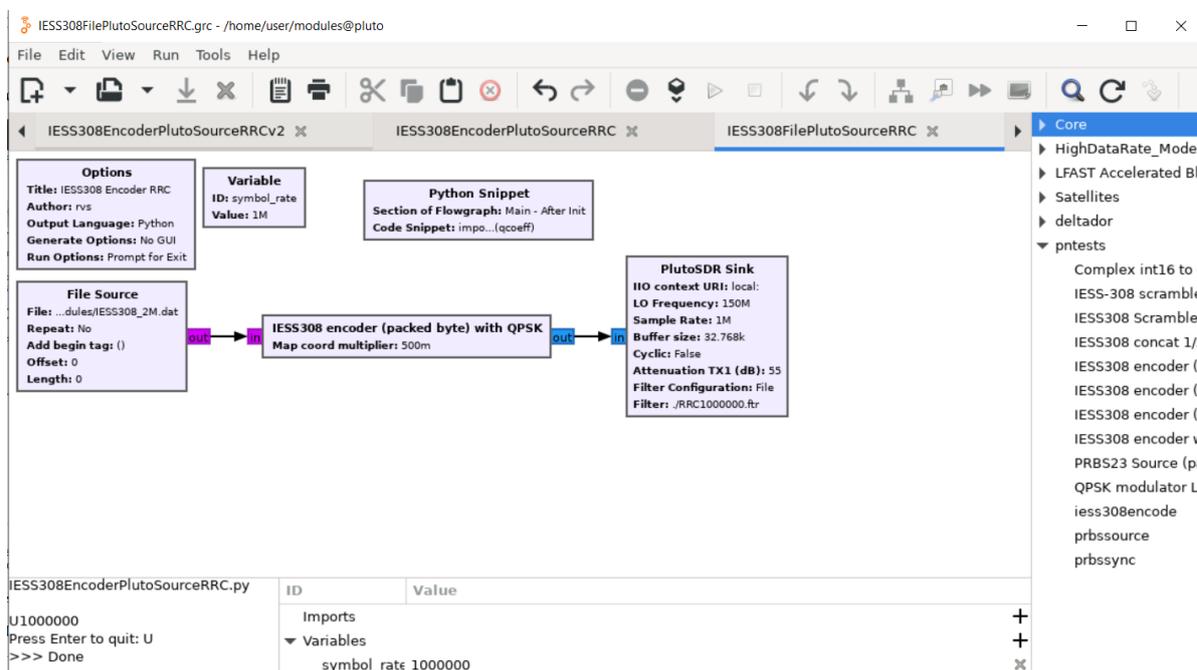


Рисунок 5.3 - Графическая программа передатчика S диапазона

Предназначенная для передачи информация предварительно сохраняется на SD карту в файл в виде упакованных байтов, где каждый бит значащий. Во время сеанса связи включается передатчик, и по команде начинается передача информации из выбранного файла. Длительность сеанса передачи информации не превышает 15 минут. Для передатчика S

диапазона информационная скорость равняется 1 Мбит/сек, что позволяет за сеанс связи передать на Землю около 100 МБ информации.

Для реализации требуемой скорости передачи информации были созданы нестандартные специализированные блоки: блок «*File Source*» передаёт информационную последовательность из файла в блок «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*» в форме упакованных байтов, где каждый бит значащий, для уменьшения потока. Упомянутый блок производит скремблирование, дифференциальное и свёрточное кодирование в соответствии с протоколом IESS-308, и формирует поток символов для QPSK модуляции. Поток символов направляется в блок «*PlutoSDR Sink*». Для уменьшения потока данных между ПЛИС и приемопередатчиком интерполяция данных (4 отсчета на символ) и применение формирующего фильтра производится аппаратно в передающем канале AD9363. Вычисление целочисленных коэффициентов формирующего фильтра корня с приподнятым косинусом (RRC) и их загрузка в передатчик производится в блоке «*Python Snippet*». Эти блоки создавались методом [7].

Спектр сигнала на выходе передатчика представлен на рисунках 5.4 и 5.5. Рисунок 5.4 показывает, что полоса частот, занимаемая сигналом, соответствует заданной величине 1 МГц.

Другим важным контролируемым параметром спектра выходного сигнала является наличие внеполосных паразитных излучений. На рисунке 5.5 показан спектр сигнала в полосе 100 МГц, из которого следует отсутствие паразитных составляющих по уровню более минус 60 дБ по отношению к мощности несущей. На частотах 2270 ± 16 МГц и 2270 ± 32 МГц видны подавленные паразитные составляющие, кратные частоте выборки 16 МГц. Паразитные составляющие возникают вследствие работы интерполяционного фильтра, находящегося в микросхеме AD9363.

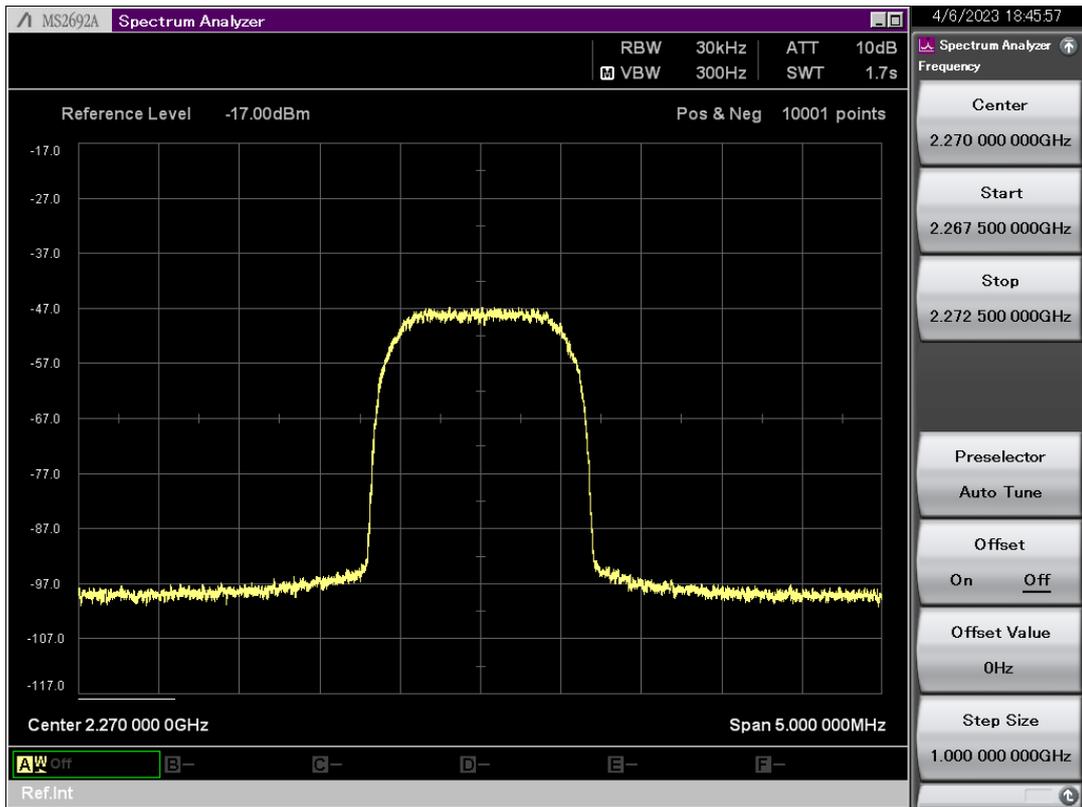


Рисунок 5.4 - Спектр сигнала передатчика S диапазона

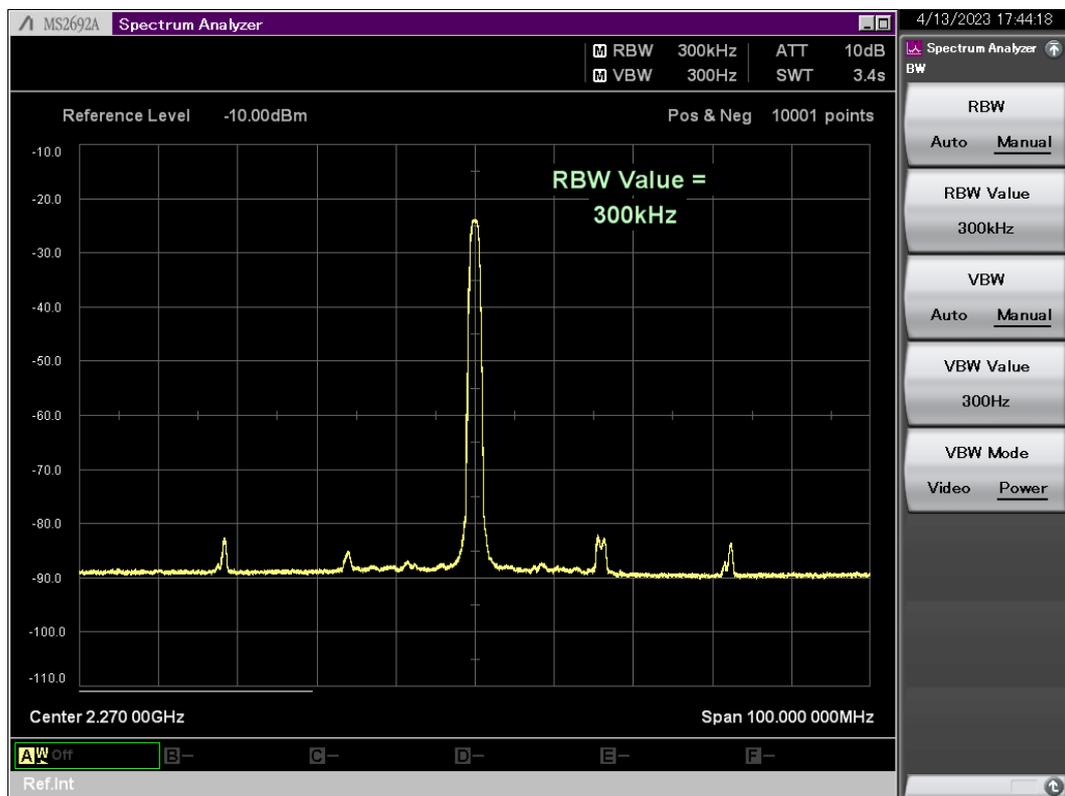


Рисунок 5.5 - Спектр сигнала передатчика S диапазона в полосе 100 МГц

5.3 Описание канала передачи данных в X частотном диапазоне

Каналу передачи в X диапазоне выделен диапазон частот 8395 – 8400 МГц. Существующие в настоящее время микросхемы приемопередатчиков не позволяют формировать сигналы в X диапазона. По этой причине информационный сигнал формировался на промежуточной частоте около 1500 МГц. Далее информационный сигнал с помощью преобразователя частоты вверх переносился в X диапазон.

В соответствие с исходными данными для передатчика X диапазона выделена полоса в 5 МГц, что предполагает в случае модуляции типа QPSK и помехоустойчивого кодирования со скоростью $\frac{1}{2}$ символьную скорость около 5 Msps. Передача сигнала с данной символьной частотой требует реализации частоты выборки в 20 МГц (четыре отсчета на символ). В соответствие с [3] для канала X диапазона был применен приемо-передатчик на плате LimeSDR-mini-2.0 и микрокомпьютер на плате Orange Pi 5, производства КНР. На рисунке 5.6 показана структурная схема платы LimeSDR-mini-2.0.

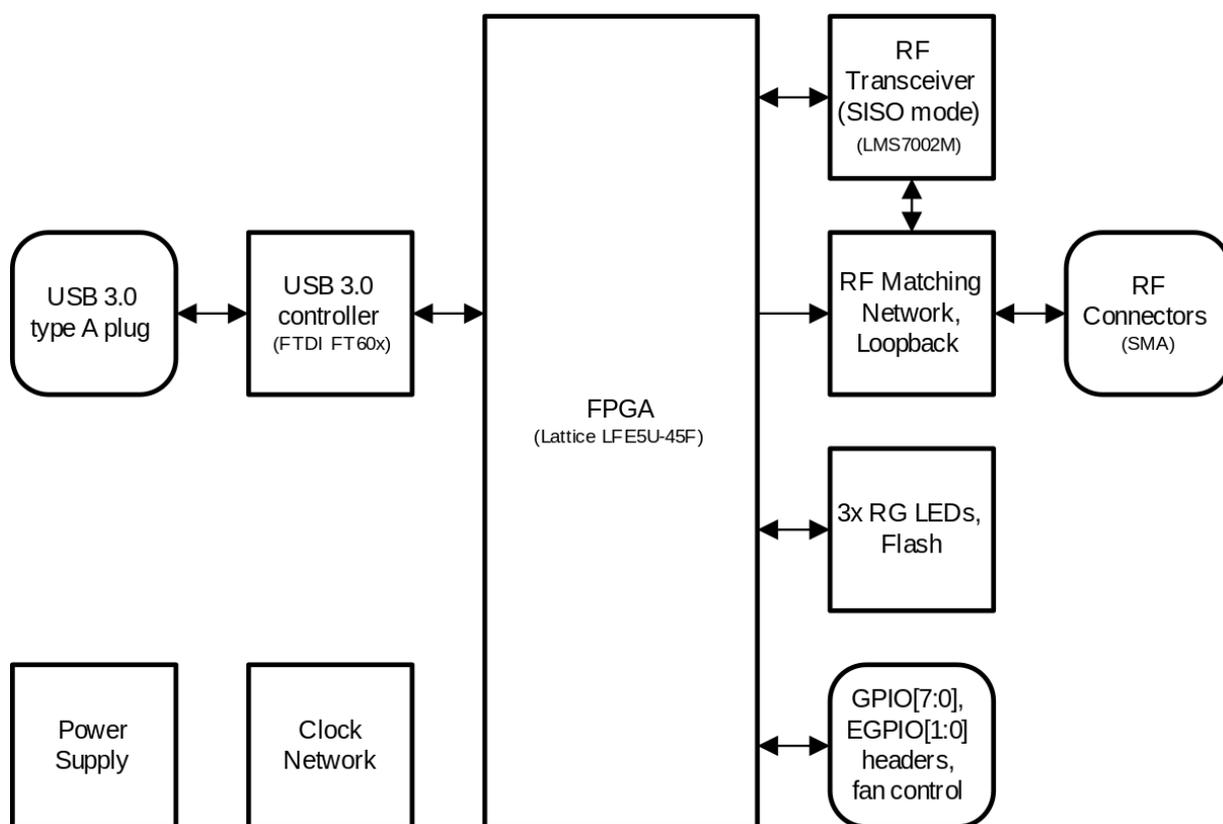


Рисунок 5.6 - Структурная схема платы приемопередатчика LimeSDR-mini-2.0

Основными элементами платы являются микросхема LMS7002M, ПЛИС Lattice LFE5U-45F, микросхема интерфейса USB 3.0 FTDI FT60x [8]. На плате имеется кварцевый генератор на частоте 40 МГц, используемый для тактирования приемопередатчика LMS7002M и ПЛИС Lattice LFE5U-45F. На плате имеется соединитель с выходом сигнала 40 МГц, который может использоваться для тактирования преобразователя частоты вверх.

Плата имеет небольшие размеры 69 x 31,4 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. Плата позволяет формировать СВЧ сигнал в диапазоне частот 10 - 3500 МГц с выходной мощностью до 10 мВт. Фотография платы приведена на рисунке 5.7.

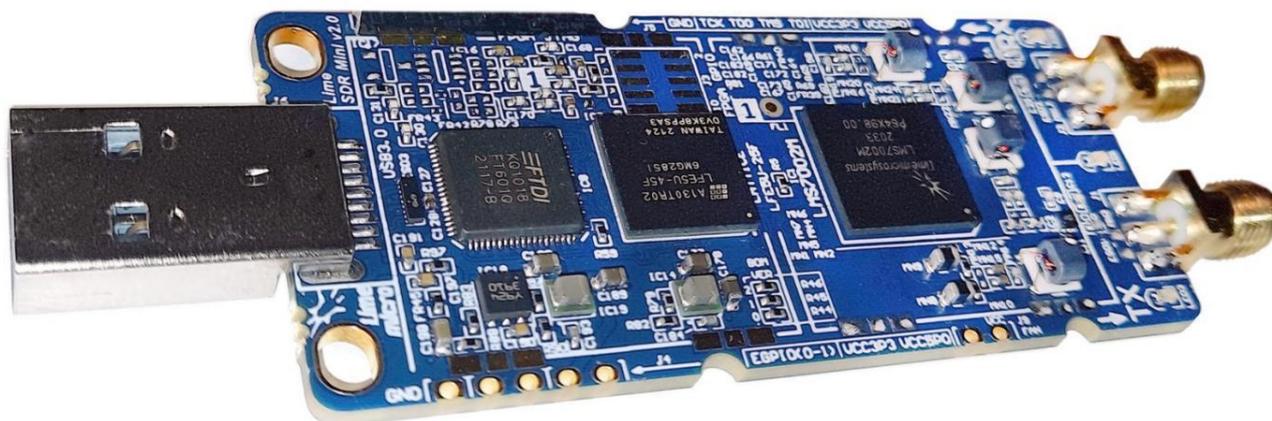


Рисунок 5.7 - Фотография платы LimeSDR-mini-2.0

На плате установлена ПЛИС Lattice LFE5U-45F, на которой возможно установить операционную систему Linux и пакет управляющих программ. Однако, из-за ограниченной производительности данной ПЛИС сформировать информационный сигнал в выделенной полосе 5 МГц оказалось невозможным. При формировании сигнала в полосе 5 МГц с QPSK типом модуляции в стандарте IESS308 символьная скорость должна быть не менее 5 Msps, откуда следует частота выборки не менее 20 МГц (четыре выборки на символ). Для работы с частотой выборки 20 МГц требуется высокопроизводительный процессор [3].

Одним из возможных вариантов исполнения микрокомпьютера может быть плата Orange Pi5, производства КНР. Плата Orange Pi5 создана на базе восьмиядерного процессора Rockchip RK3588S (8nm LP process). Размер оперативной памяти до 32 Гб. Операционная система Linux и целевая информация записываются на твердотельный диск (SSD), который устанавливается на обратной стороне платы и подключается через соединитель PCIe2.0x1 M.2. Целевая информация поступает от бортового компьютера КА «Чибис-АИ» по интерфейсу RS485 со скоростью 6 Мбит/сек. Размеры платы Orange Pi5 составляют 100 x 62 мм.

На рисунке 5.8 показана плата Orange Pi5, соединенная с приемо-передатчиком

LimeSDR-mini-2.0 по интерфейсу USB 3.0. Питание на плату LimeSDR-mini-2.0 поступает через соединитель USB 3.0.

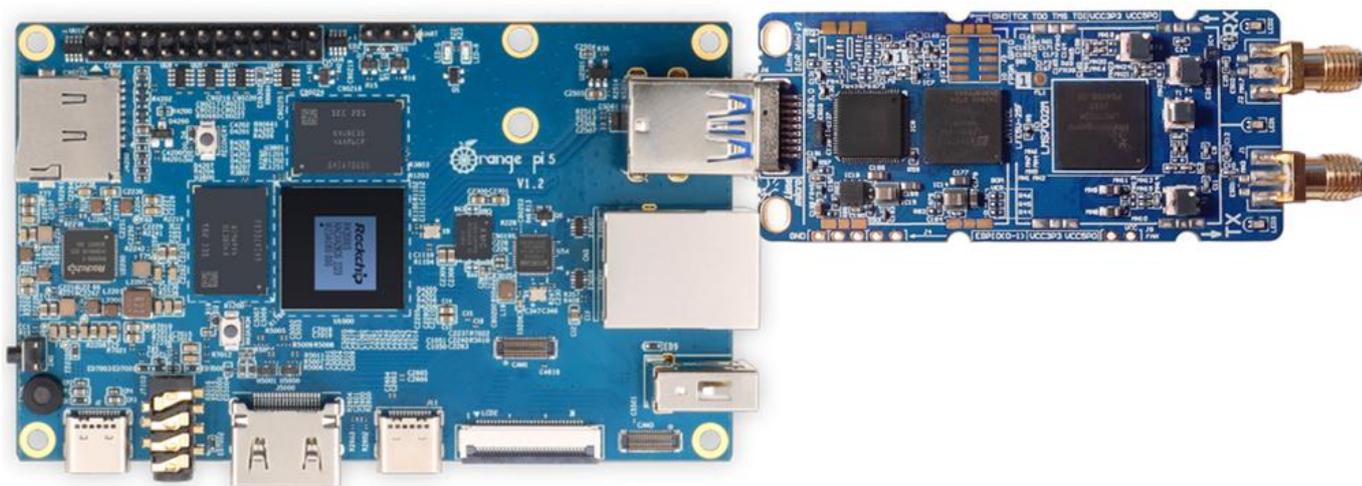


Рисунок 5.8 - Плата Orange Pi 5 и приемопередатчик LimeSDR-mini-2.0

Цифровые сигналы формируются с помощью программного пакета GNU Radio 3.10, установленного на SSD управляющего компьютера. Графическая программа передатчика X диапазона (рисунок 5.9), работает с частотой выборки 20 МГц, символьной скоростью 5 Msps и занимает полосу частот около 5 МГц. Информационная скорость передачи составляет около 5 Mbps поскольку используются модуляция QPSK и кодирование со скоростью $\frac{1}{2}$.

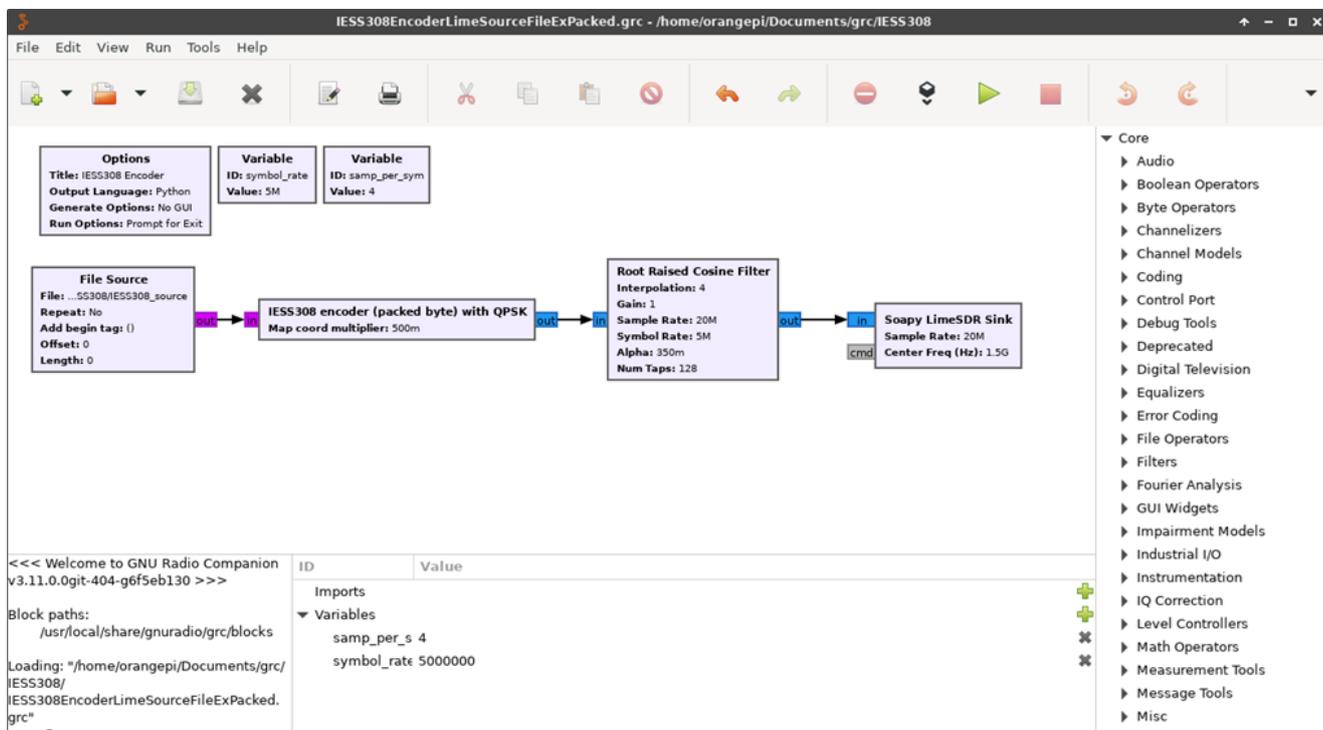


Рисунок 5.9 - Графическая программа передатчика X диапазона

Предназначенная для передачи информация предварительно записывается на SD карту, а затем передается в передатчик блоком *File Source*. Во время сеанса связи включается передатчик, и по команде начинается передача информации. Длительность сеанса передачи информации не превышает 15 минут. Для передатчика X диапазона информационная скорость равняется 5 Мбит/сек, что позволяет за сеанс связи передать на Землю около 500 МБ информации.

Как было отмечено ранее, для достижения максимальной информационной скорости 5 Мбит/сек потребовалось разработать нестандартный блок для графической схемы передатчика: «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*», аналогичный блоку из подраздела 5.2. В отличие от передатчика канала S диапазона интерполяционный формирующий RRC фильтр был реализован стандартным блоком GNU Radio, «*Root Raised Cosine Filter*».

Для демонстрации работы разработанного блока «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*» было выполнено сравнение работы графической программы, собранной на стандартных блоках пакета GNU Radio 3.10 с программой на разработанном нестандартном блоке. Тестовая программа показана на рисунке 5.10.

На рисунке 5.10 представлены две графические программы передатчика: верхняя графическая программа собрана на стандартных блоках, нижняя программа на новом нестандартном блоке.

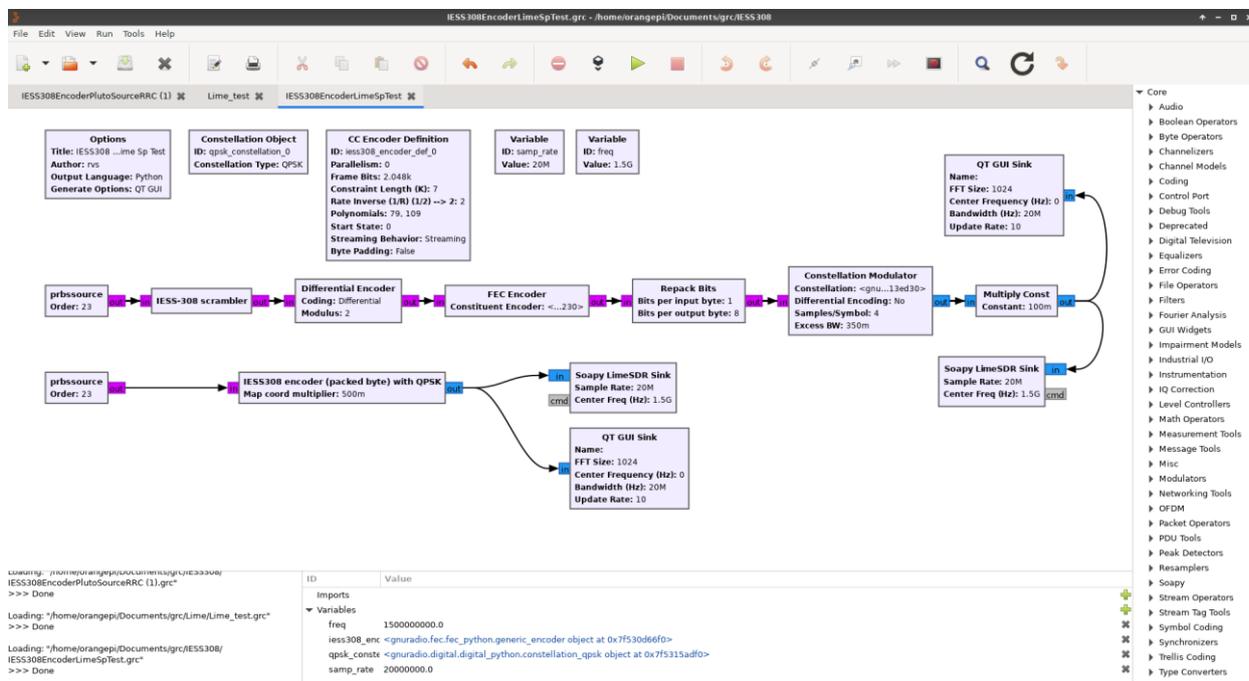


Рисунок 5.10 - Графическая программа для сравнения передатчика на блоке «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*» со стандартной схемой передатчика

Для контроля загрузки ядер процессора Rockchip RK3588S использовалась стандартная программа «*System Monitor*», входящая в состав Linux Ubuntu 22.

На рисунке 5.11 представлены графики загрузки ядер процессора для стандартной графической схемы передатчика – верхний график, и для нестандартной схемы, созданной на блоке «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*» - нижний график.



Рисунок 5.11 - Загрузки ядер процессора Rockchip RK3588S для стандартной схемы передатчика (верхний график), и для специального модуля «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*» (нижний график)

Как было отмечено ранее в разделе 1, а также в работе [7], при передаче сигналов с частотой выборки 20 МГц могут возникать проблемы с перегрузкой ядер процессора, формирующего цифровые потоки. Разработка дополнительных нестандартных блоков позволила преодолеть это ограничение. Подтверждением этого является рисунок 5.11, показывающий загрузку ядер процессора Rockchip RK3588S, формирующего QPSK сигнал с частотой выборки 20 МГц.

Рисунок 5.11 демонстрирует, что загрузка каждого из 8-ми ядер процессора RK3588S в процессе передачи QPSK сигнала стандартной программой с частотой выборки 20 МГц периодически происходят 100 % загрузки ядер процессора. Одновременно с 100 % загрузкой одного из ядер процессора происходит прерывание процесса передачи сигнала. При работе разработанного блока «*IESS308 encoder (packed byte) with QPSK*» загрузка любого из ядер процессора не превышает 60 %, и происходит непрерывная передача сигнала.

На выходе приемопередатчика LimeSDR-mini-2.0 создается аналоговый сигнал на промежуточной частоте около 1500 МГц. Используя преобразователь частоты вверх,

формируется сигнал на рабочей частоте 8397,5 МГц, который затем усиливается до уровня 2 Вт и подается на передающую антенну X диапазона.

Преобразователь частоты вверх содержит гетеродин на микросхеме HMC505LP4, микросхему ФАПЧ HMC704LP4, преобразователь частоты вверх на микросхеме HMC520LC4 и усилитель мощности на микросхеме HMC7357LP5GE. Микросхема HMC520LC4 это векторный преобразователь частоты, позволяющий фазовым методом подавлять сигнал на зеркальной частоте. Для тактирования устройства используется сигнал на частоте 40 МГц, выведенный на соединитель платы LimeSDR-mini-2.0. Преобразователь частоты вверх выполняется в виде отдельной конструктивной единицы, показанной на рисунке 5.12.

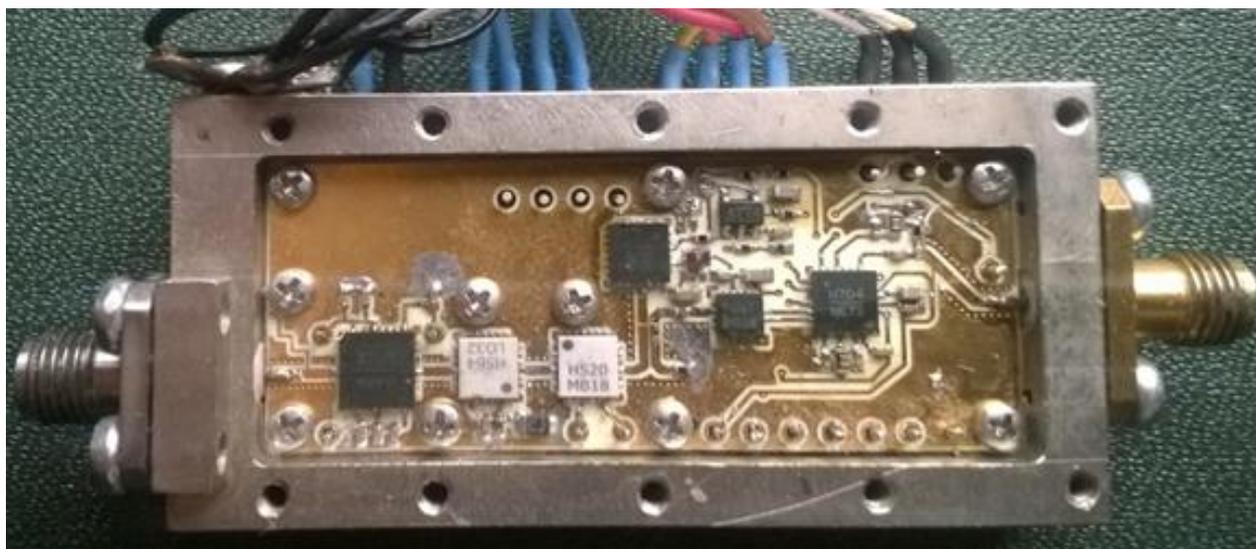


Рисунок 5.12 - Фотография преобразователя частоты вверх

Спектр выходного сигнала передатчика X диапазона показан на рисунках 5.13 и 5.14. Как следует из рисунка 5.13, ширина спектра сигнала укладывается в выделенную величину 5 МГц. Центральная частота сигнала равняется заданной величине 8397,5 МГц.

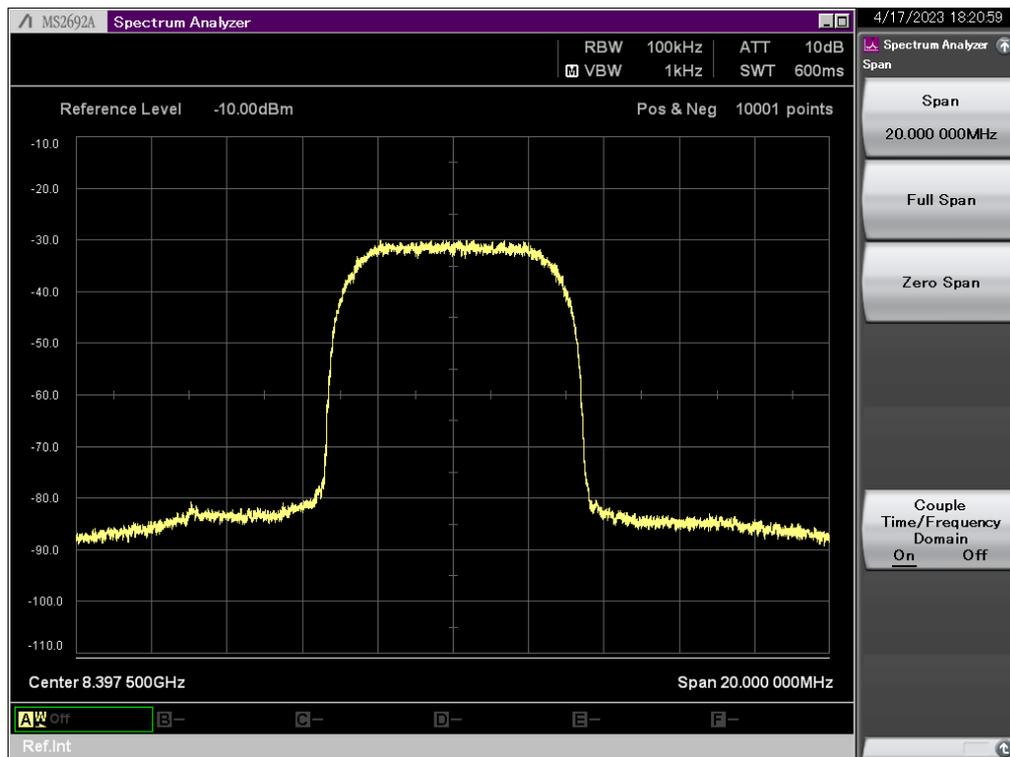


Рисунок 5.13 - Спектр сигнала передатчика X диапазона

Рисунок 5.14 показывает спектр сигнала в широкой полосе 200 МГц, демонстрируя, что уровень паразитных составляющих не превышает минус 60 дБ по отношению к уровню полезного сигнала.

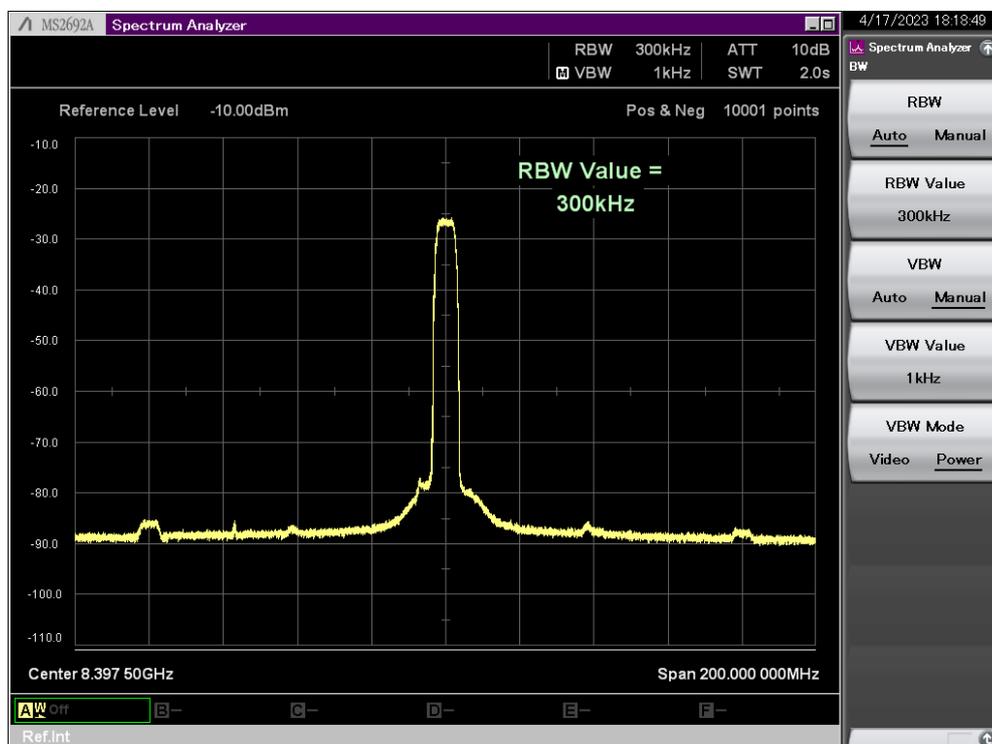


Рисунок 5.14 - Спектр сигнала передатчика X диапазона широкой полосе

Измеренные спектры сигналов в S и X частотных диапазонах показывают соответствие сформированных сигналов техническим требованиям. Занимаемая полоса частот не превышает 1 и 5 МГц для сигналов S и X частотных диапазонов соответственно. Уровни сигналов паразитных составляющих, вызванных преобразованием цифровых сигналов в аналоговые сигналы, не превышают минус 60 дБ по отношению к мощности полезного сигнала.

5.4 Измерение скорости ошибок (bit error rate, BER) SDR передатчиков

Критерием качества работы передатчиков, основанных на SDR является определение зависимости скорости ошибок, BER, от отношения E_b/N_0 (E_b – энергия одного бита переданной информации; N_0 – спектральная плотность шума) и сравнение полученной зависимости с теоретической.

Измерение зависимости BER от E_b/N_0 выполнялось в S диапазоне с помощью установки, изображённой на рисунке 5.15.

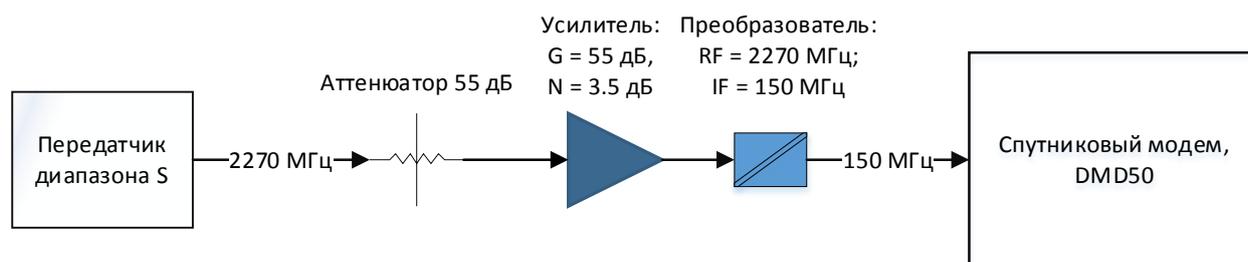


Рисунок 5.15 - Установка для измерения BER

Необходимый уровень шума на входе преобразователя создавался с помощью усилителя. Уровень сигнала на частоте 2270 МГц регулировался аттенюатором и управлением выходной мощностью передатчика диапазона S. В результате на входе спутникового модема DMD50 на частоте 150 МГц формировался информационный сигнал с определенным, регулируемым отношением E_b/N_0 .

Спутниковый модем DMD50 позволяет измерять BER при подаче на вход сигнала, сформированного по стандарту IESS308 с псевдослучайной последовательностью типа $2^{23}-1$ в качестве информационного сигнала. В этом случае модем может измерять BER в зависимости от E_b/N_0 . На рисунке 5.16 изображены теоретические зависимости и экспериментальные точки. Для проверки канала использовалась графическая программа, изображенная на рисунке 5.3.

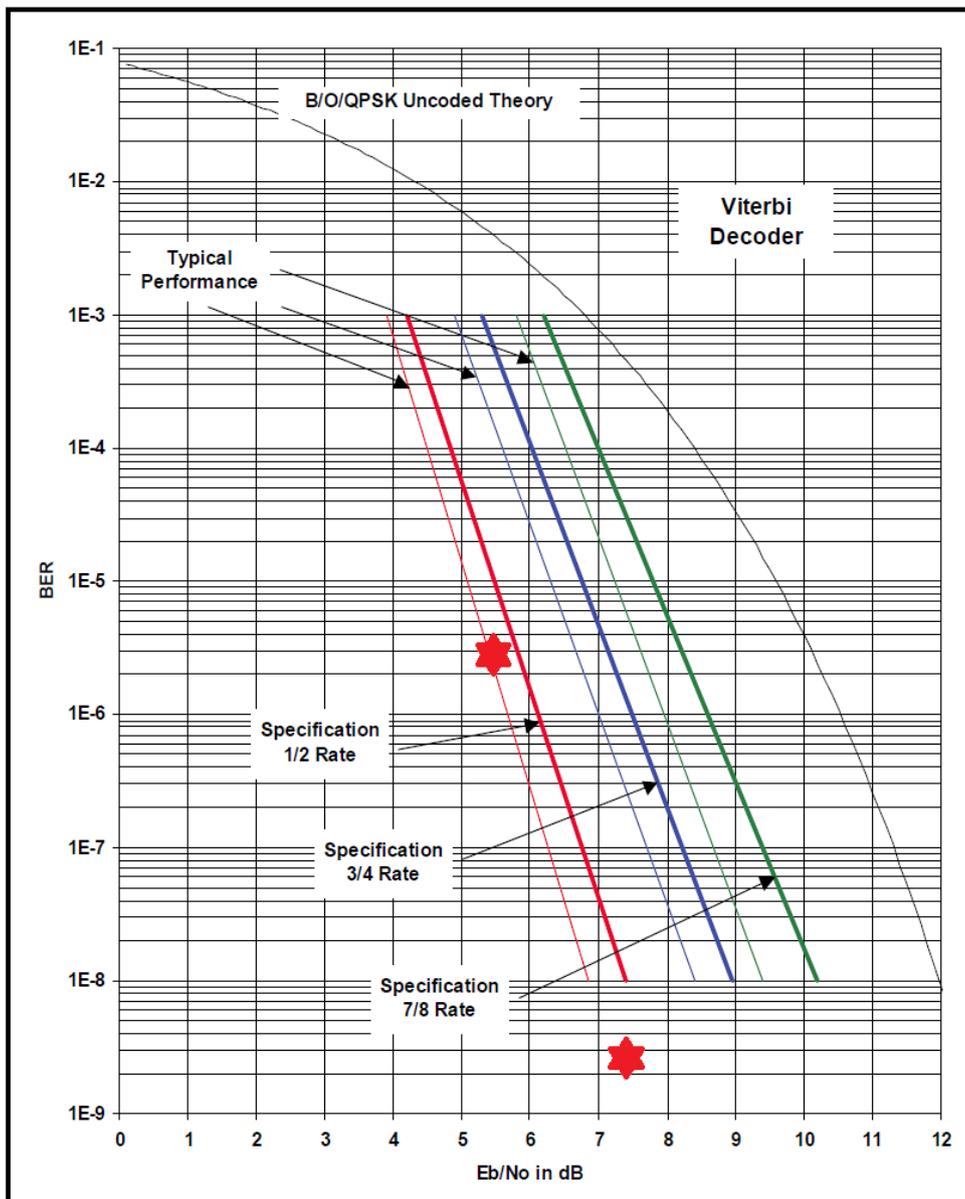


Рисунок 5.16 - Теоретические зависимости BER от E_b/N_0 и экспериментальные значения (★) для передатчика S диапазона

Изображённые на рисунке 5.16 экспериментальные точки соответствуют следующим измерениям:

- при $E_b/N_0 = 5,4$ дБ, $BER = 2E-6$;
- при $E_b/N_0 = 7,3$ дБ, $BER = 2,3E-9$.

Рисунок 5.16 показывает, что измеренная скорость ошибок точно соответствует теоретическому значению. Это означает, что цифровое формирование сигналов не вносит дополнительных ошибок и может успешно использоваться для формирования сигналов каналов передачи данных.

Заключение по разделу 5

Проведенные разработки и исследования технологического образца передатчика научной информации КА «Чибис-АИ» показали возможность создания данных каналов передачи на базе технологии SDR. Для реализации требуемой скорости передачи были разработаны и исследованы специализированные программные блоки в дополнение к используемому пакету GNU Radio 3.10. Измеренные зависимости скорости ошибок от отношения E_b/N_0 соответствуют теоретическим, что подтверждает перспективность использования технологии SDR для создания каналов передачи информации КА. Для создания технологического образца передатчика КА «Чибис-АИ» были использованы коммерческие, широко доступные (off-the-shelf) электронные компоненты, а также свободно распространяемое некоммерческое программное обеспечение. 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 РАН в мае 2023 года [9]. Системы связи космического применения, использующие технологию SDR разработаны и серийно выпускаются в Space Micro, Inc., США [10]. Предлагаются изделия в УКВ, дециметровом, сантиметровом и миллиметровом диапазонах длин волн (UHF-, S-, X-, and Ka-Bands).

Научные публикации

1. Косов А.С., Рожков В.С., Рожков Л.С., Скулачев Д.П. Цифровые каналы приема/передачи данных космических аппаратов // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. №3. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.3.4>
2. Скулачев Д.П., Косов А.С. Моделирование лунного реголита на СВЧ // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. №2. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.2.9>
3. Скулачев Д.П., Косов А.С. Быстродействие АЦП в СВЧ радиометре // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. №2. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.2.8>
4. Скулачев Д.П., Косов А.С. Особенности применения металлизированной ткани для экранирования безэховой камеры // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. №4. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.4.1>
5. Косов А.С., Рожков В.С., Рожков Л.С. Каналы передачи научной информации космического аппарата «Чибис-АИ» // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. №8. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.8.4>
6. Kosov A.S., Gusev A.V., Ping J.S., Roshkov L. S., Roshkov V. S. Luna-27 lander and Luna-26

orbiter navigation by means of Radio Beacon deployed on the Luna-27 lander // The fourteenth Moscow solar system symposium (14M-S3). IKI RAS. 9-13 October 2023.

7. Ping J.S., Kosov A.S, Xiao L.W., Gusev A.V., Sun J., Chen L., Wang Z.R., Jin H.B. To promote a joint space-time reference datum on the moon //The fourteenth Moscow solar system symposium (14M-S3), IKI RAS, 9-13 October 2023.

Литература

1. Miller D. Demonstration of GNU Radio High Data Rate QPSK Modem at 15.0 Mbps Real-Time with Multi-Core General Purpose Processor [web]. Proceedings of the 12th GNU Radio Conference. Дата обращения: 20.01.2023. URL: <https://pubs.gnuradio.org/index.php/grcon/article/view/120>.

2. IESS-308 [web]. *Intelsat*. Дата обращения: 08.04.2023. URL: <https://www.intelsat.com/wp-content/uploads/2020/08/IESS-308E11.pdf>

3. Косов А.С., Рожков В.С., Рожков Л.С., Скулачев Д.П. Цифровые каналы приема/передачи данных космических аппаратов. *Журнал радиоэлектроники* [электронный журнал]. 2023 №3. <https://doi.org/10.30898/5661684-1719.2023.3.4>

4. PlutoSDR Plus [web]. *Git Hub*. Дата обращения: 08.04.2023. URL: <https://github.com/plutoplus/plutoplus>.

5. Updating to the AD9364 [web]. Customizing the Pluto configuration. Дата обращения: 12.04.2023. URL: <https://wiki.analog.com/university/tools/pluto/users/customizing>

6. Linux kernel - variant from Analog Devices, Inc. [web]. *Git Hub*. Дата обращения: 02.04.2023. URL: <https://github.com/analogdevicesinc/linux>

7. Creating C++ OOT with gr-modtool [web]. GNU Radio tutorials. Дата обращения 28.06.2023. URL: https://wiki.gnuradio.org/index.php?title=Creating_C%2B%2B_OOT_with_gr-modtool

8. LimeSDR Mini 2.0 [web]. *Crowd Supply*. Дата обращения: 18.01.2023. URL: <https://www.crowdsupply.com/lime-micro/limesdr-mini-2>

9. Восьмая международная конференция «Достижения китайской электронной промышленности в производстве высоконадёжной ЭКБ», Дата обращения 29.05.2023. URL: <https://iki.cosmos.ru/conferences/2023/china-electronics-viii>

10. Space Micro Inc. <https://www.spacemicro.com/products/communication-systems.html>

Раздел 6. Разработка оптического солнечного датчика ориентации на основе фотодиодов (ОСД-Фд)

Исполнители: отв. исп.: г.н.с., д.т.н. Г.А. Аванесов, с.н.с., к.ф.-м.н. Б.С. Жуков; А.В. Никитин, В.Ю. Белов, Т.Ю. Дроздова, Н.А. Строилов, А.В. Бережков

В начале 70-х годов прошлого века в ИКИ РАН на основе фрагментов солнечной панели был разработан простейший солнечный датчик ориентации. Прибор представлял собой правильную четырехгранную усеченную пирамиду с углом при основании 45° . На каждую грань пирамиды были наклеены фрагменты солнечной панели размером 30 x 30 мм. Прибор не имел электропитания. Генерируемые под воздействием солнечного света напряжения с каждого фрагмента панели по каналам аналоговой телеметрии передавались с борта КА на наземные пункты приема данных, где по ним определялось направление на Солнце. Прибор изготавливался СКБ КП ИКИ РАН в г. Фрунзе, Киргизия в нескольких модификациях и использовался в составе научных комплексов на КА серии АУОС.

Позднее, в 80-х годах прошлого века, фотодиоды применялись в проекте «Вега» в приборе: «Аналоговый датчик наведения», (АДН). Прибор использовался в качестве резервного инструмента для наведения платформы с научными приборами на ядро кометы Галлея. В качестве чувствительного элемента в нем использовался квадрантный 8-площадочный фотодиод, разработанный и изготовленный в физико-техническом институте имени академика А.Ф. Иоффе. В 1986 году АДН прекрасно справился со своей задачей при пролете КА «Вега-2» мимо ядра кометы Галлея. Сигналы, получаемые с площадок фотодиода, обрабатывались на борту аналоговыми средствами [1].

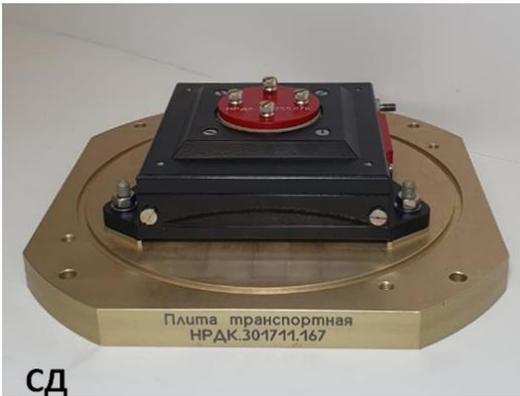
В настоящее время ИКИ РАН производит и поставляет предприятиям отечественной космической промышленности солнечные датчики ОСД и ОСД-М на основе ПЗС линейки и кодирующей маски. Испытывался и исследовался солнечный датчик (СД) с объективом Pinhole на основе КМОП матрицы. Самый последний солнечный прибор, ОСД-М2, сделан в ИКИ РАН на основе КМОП матрицы, мощного процессора и широкоугольного объектива типа «рыбий глаз». В такой конфигурации прибор может совмещать в себе функции солнечного датчика и датчика горизонта планеты. Кроме того, замена объектива и математического обеспечения может превратить солнечный прибор в звездный датчик или в съемочную систему с большими вычислительными возможностями. Солнечные датчики ориентации ИКИ РАН показаны на рисунке 6.1.



ОСД



ОСД-М



СД



ОСД-М2

Рисунок 6.1 – Солнечные датчики ориентации производства ИКИ РАН

Помимо ИКИ РАН солнечные датчики ориентации в России производит АО «Геофизика космос». Их приборы показаны на рисунке 6.2.



СД-333К



СД-347К

Рисунок 6.2 – Солнечные датчики ориентации производства АО «Геофизика – космос»

За рубежом номенклатура солнечных датчиков ориентации гораздо шире. Она хорошо представлена на сайтах:

<https://www.satcatalog.com/components/?subsystem=ACDS+Subsystem&component-type=Sun+Sensor> <https://satsearch.co/products/categories/satellite/attitude/sensors/sun-sensor>

Всего на этих сайтах представлено около 100 вариантов приборов. Большая их часть предназначена для использования в малых спутниках и в кубсатах, и представляют собой выносные оптические головки. Чаще всего они не имеют собственных источников питания, а обработка формируемых ими данных выполняется общим бортовым компьютером. Несколько меньшее число моделей приборов имеют в своем составе вычислитель. Практически все приборы этой группы имеют весьма низкую точность измерений, порядка 30 угловых минут. Небольшая часть приборов имеет в своем составе и источник питания и вычислитель. Эти приборы по массе, габаритам и точности измерений близки к приборам ИКИ РАН и АО «Геофизика космос».

В качестве чувствительных элементов в зарубежных приборах используются фотодиоды различных типов, малоразмерные фотодиодные матрицы, а также ПЗС и КМОП матрицы и линейки. Самой высокой точностью обладают приборы на основе ПЗС и КМОП матриц и линеек.

Однако точность измерений далеко не всегда является главной характеристикой солнечного датчика. Потребность в простом и относительно дешевом солнечном датчике в отечественной космической промышленности существует и сегодня. Такого прибора в номенклатуре ИКИ РАН сегодня нет. Логично при этом вернуться к солнечному прибору на фотодиодах. Для солнечного датчика на основе фотодиодов не требуется мощный вычислитель и, практически, не нужна оптика. При этом цифровая обработка сигналов теоретически позволяет вывести прибор на достаточно высокую точность измерений направления на Солнце, соизмеримую с приборами на основе ПЗС линеек и КМОП матриц в сочетании с мощным процессором.

6.1 Оптический солнечный датчик ориентации на основе фотодиодов (ОСД-Фд)

6.1.1 Назначение и ключевые параметры солнечных датчиков

Кратко проанализируем задачи применения солнечного датчика ориентации в условиях космического полета. Солнечные датчики ориентации до недавнего времени были, возможно, самым востребованным оптическим прибором космического аппарата. С развитием звездных датчиков ориентации роль солнечных датчиков перестала быть столь важной. Их стали использовать как вспомогательный инструмент для построения начальной ориентации сразу после выведения КА, при переводе КА в дежурный режим, а также при возникновении на борту

нештатных ситуаций.

Поскольку солнечным датчикам ориентации в современной космической технике отводится вспомогательная роль, к ним, как правило, не предъявляются высокие требования по точности измерений. Для наведения на Солнце солнечных панелей достаточной считается точность измерений порядка одного градуса. В то же время, для сокращения затрат времени на поиск Солнца очевидно стремление к широкопольным приборам, одновременно охватывающим значительную часть небесной сферы. Типичное поле зрения солнечного датчика ориентации обычно лежит в пределах от $60^\circ \times 120^\circ$ до $60^\circ \times 190^\circ$.

Помехозащищенность солнечных датчиков

Исходя из назначения солнечного датчика как средства для определения ориентации, в том числе, в аварийных обстоятельствах, необходимо, чтобы прибор мог определить направление на Солнце в любых условиях и при этом гарантировать, что это не какой-либо иной объект. Казалось бы, странно, Солнце наиболее яркий объект в окружающем нас космическом пространстве, и это, безусловно, так. Однако находящийся в космосе солнечный датчик сталкивается с некоторыми явлениями, которые могут быть либо приняты им за Солнце, либо могут существенно исказить его показания. Таких известных объектов и явлений, которые должны приниматься во внимание, три:

- Луна;
- явление рассеяния света в атмосфере Земли при восходе и заходе Солнца;
- освещенная Солнцем поверхность Земли.

Луну можно сразу исключить из рассмотрения. Несмотря на то, что Луна и Солнце имеют близкие угловые размеры, эти два небесных светила отличаются друг от друга по яркости на 14 звездных величин. Солнечный датчик на фотодиодах его просто не заметит.

Следующий фактор, способный исказить показания солнечного датчика, связан с подсветкой Солнцем верхних слоев атмосферы во время восхода и захода. На короткое время, порядка 20 – 40 с солнечные лучи, рассеиваясь в атмосфере, образуют полосу шириной в несколько тысяч километров, яркость которой может быть близка к яркости самого Солнца. Описанный эффект иллюстрируется серией фотографий, сделанных с МКС, приведенных на рисунке 6.3.

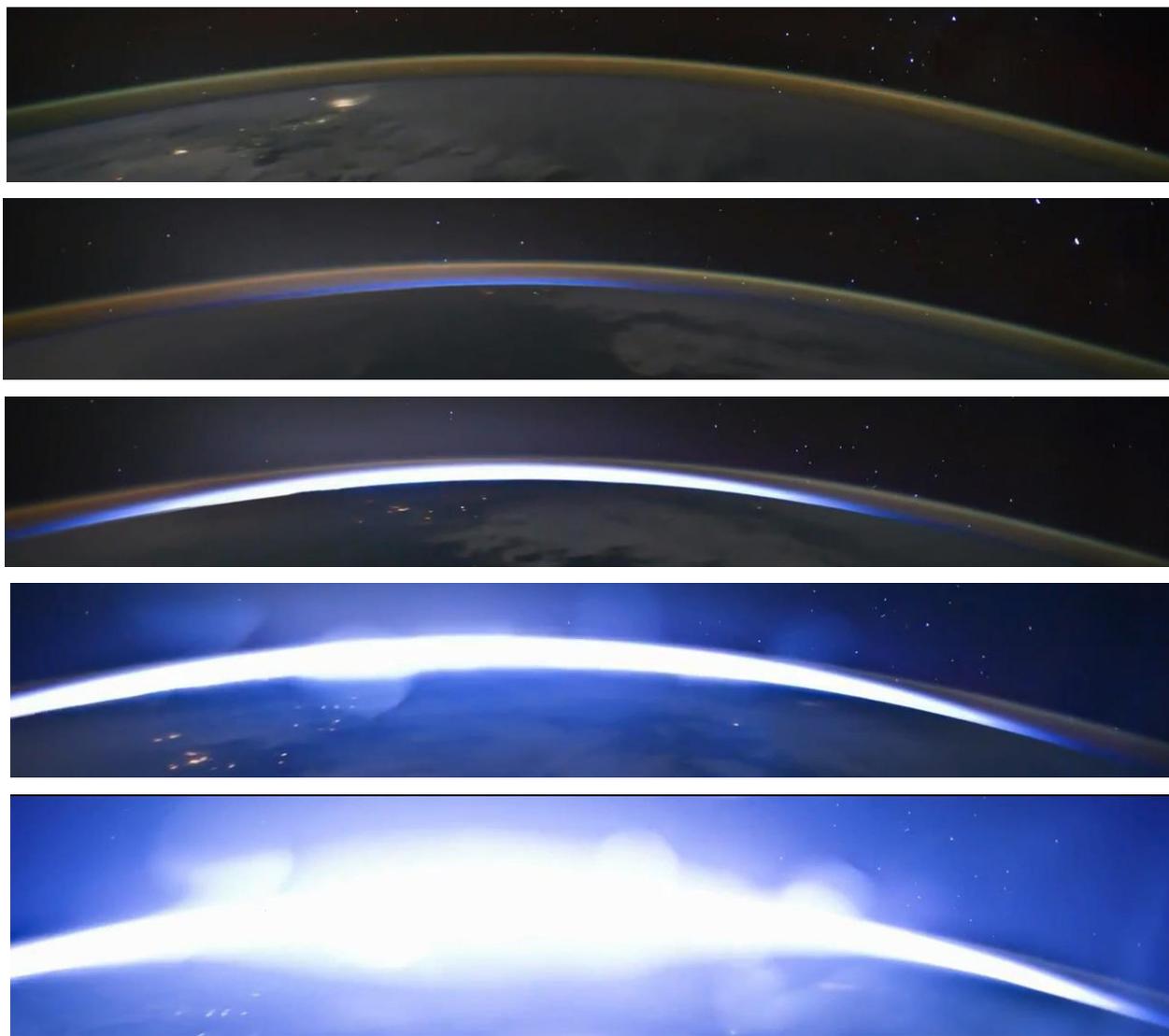


Рисунок 6.3 – Горизонт Земли при восходе Солнца

Солнечный датчик должен надежно работать, как только Солнце поднимется над горизонтом на $2 - 5^\circ$. Практически для всех вариантов приборов это значит, что Солнце и освещенная им земная поверхность окажутся в их поле зрения одновременно.

В приборах ОСД и ОСД-М защиту от ложных измерений берет на себя кодирующая маска. Идущее от Земли рассеянное излучение, попадая на маску вместе с прямыми солнечными лучами, размывает изображение кодирующей маски. При этом прибор не формирует признака наличия Солнца в поле зрения до тех пор, пока изображение маски не станет четким. Начиная с 2008 года, в космосе эксплуатировалось около 50 приборов этого типа. Случаев ошибочных измерений и отказа приборов не было.

В приборе ОСД-М2 Солнце и горизонт планеты должны распознаваться по снимкам, получаемым с помощью матричного приемника излучения. Динамический диапазон матрицы, усиленный функцией «Черное Солнце», позволяет приборам этого типа иметь поле зрения до $180^\circ \times 180^\circ$, а вопросы помехозащищенности можно решать на борту с помощью мощного

вычислителя на основе обработки получаемых изображений.

В отличие от приборов на ПЗС линейках и КМОП матрицах, ОСД-Фд работает не с изображениями Земли и Солнца, а с идущими от них световыми потоками. Исключить возможность одновременного попадания в поле зрения прибора Солнца и освещенной им поверхности или края Земли в видимой области спектра невозможно, но многократно уменьшить влияние отраженного земной поверхностью солнечного излучения на показания датчика на фотодиодах можно, как минимум, двумя путями:

- при работе в видимой области спектра путем оптимизации прибора можно добиться того, что в худшем случае, когда Солнце находится на краю поля зрения прибора, а земная поверхность имеет максимальное освещение, ошибка определения направления на него не превысит 1° , а далее снизится до единиц угловых минут;

- при работе в диапазоне $1,1 - 2,0$ мкм в полосах поглощения водяного пара, где коэффициент спектральной яркости Земли снижается на 2 – 3 порядка, прибор может иметь высокую точность измерений во всем диапазоне углов Солнца над горизонтом, начиная с $2^\circ - 3^\circ$.

Под оптимизацией прибора при работе в видимой области спектра понимается секционирование его поля зрения и отсечение боковых лепестков в его диаграмме чувствительности.

Оценка возможности и целесообразности разработки солнечного датчика для работы в ближней ИК области спектра.

Переход в ближнюю ИК область спектра, дает более радикальное решение. В полосах поглощения водяного пара коэффициент спектральной яркости (КСЯ) Земли оказывается значительно ниже, чем в видимой области спектра. Наиболее заметные полосы поглощения видны на длинах волн $1,4$ и $1,9$ мкм. В этих диапазонах падение яркости Земли достигает двух, трех порядков.

Рассматривая вопрос об использовании полос поглощения, необходимо учитывать, что они формируются парниковыми газами, среди которых преобладающим является водяной пар. Содержание водяного пара в атмосфере варьируется в очень широких пределах. Оно зависит от времени года, связано с географией и циркуляцией земной атмосферы. Не исключено, что полосы поглощения могут менять свои параметры, и это может отразиться на работе ОСД-Ф. В конечном счете, надо получить подтверждение, что достаточно сильные полосы поглощения постоянно существуют на всей площади атмосферы Земли.

В порядке первичной проработки вопроса о стабильности полос поглощения был рассмотрен худший случай, когда вся видимая поверхность Земли закрыта облаками. Примем

спектральное распределение КСЯ плотной облачности, рассчитанное с помощью программы MODTRAN (рисунок 6.4). В видимом диапазоне он примерно равен $\tau = 0,8$. Если вести наблюдения в полосе поглощения водяного пара 0,9 - 1 мкм, то КСЯ облаков уменьшится до $\tau = 0,3$. Рядом имеется также сильная полоса поглощения кислорода 0,76 мкм, но она слишком узкая. Более эффективное подавление излучения Земли возможно в полосах поглощения водяного пара в коротковолновом ИК диапазоне: в полосе 1,35 - 1,4 мкм на два порядка и особенно в полосе 1,8 - 2,0 мкм – почти на 3 порядка.

КСЯ безоблачной Земли меньше, чем у облаков, из-за меньшего КСЯ поверхности (за исключением снега), а в полосах поглощения – также из-за большего содержания водяного пара в столбе атмосферы от верхней границы атмосферы (ВГА) до поверхности, чем от ВГА до облаков. Исключение составляет Антарктида, где вследствие очень низких температур содержание водяного пара в атмосфере мало. Здесь, в течение года количество осаждаемого водяного пара меняется в пределах от 0,02 до 0,12 см. Спектральное распределение КСЯ Антарктиды для этих предельных случаев показано на рисунок 6.5. Хотя подавление излучения Земли в полосах поглощения здесь меньше, чем в случае облаков, тем не менее, наблюдение в полосах поглощения 1,35 – 1,4 мкм и 1,8 – 1,9 мкм и в этом случае дает существенный эффект.

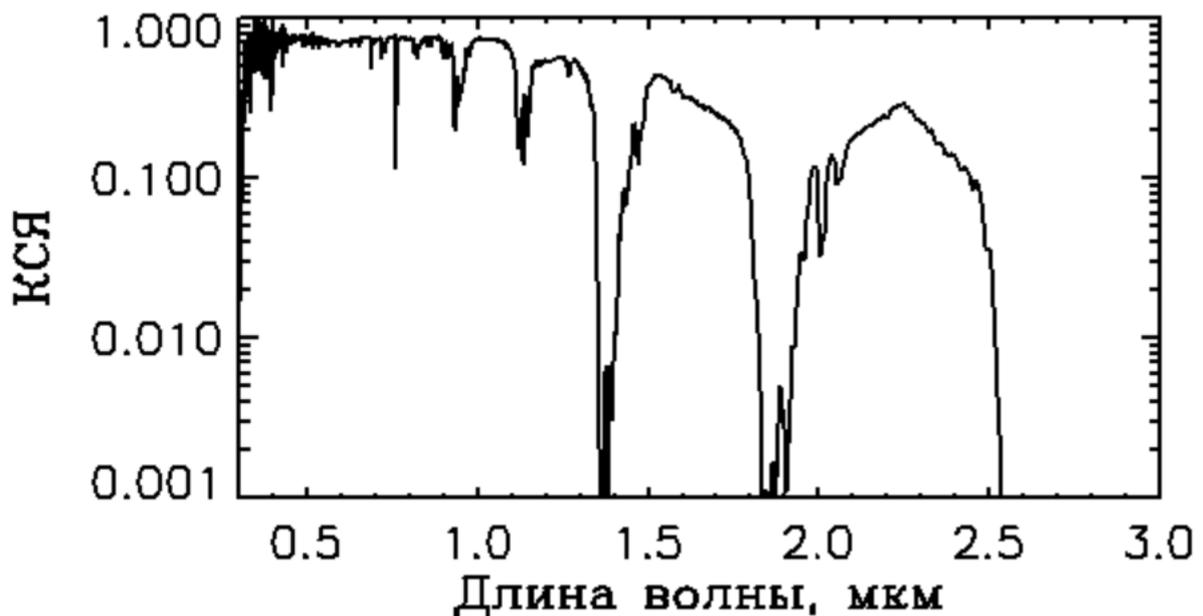


Рисунок 6.4 - Спектральное распределение КСЯ облаков (расчеты выполнены с помощью программы MODTRAN-4)

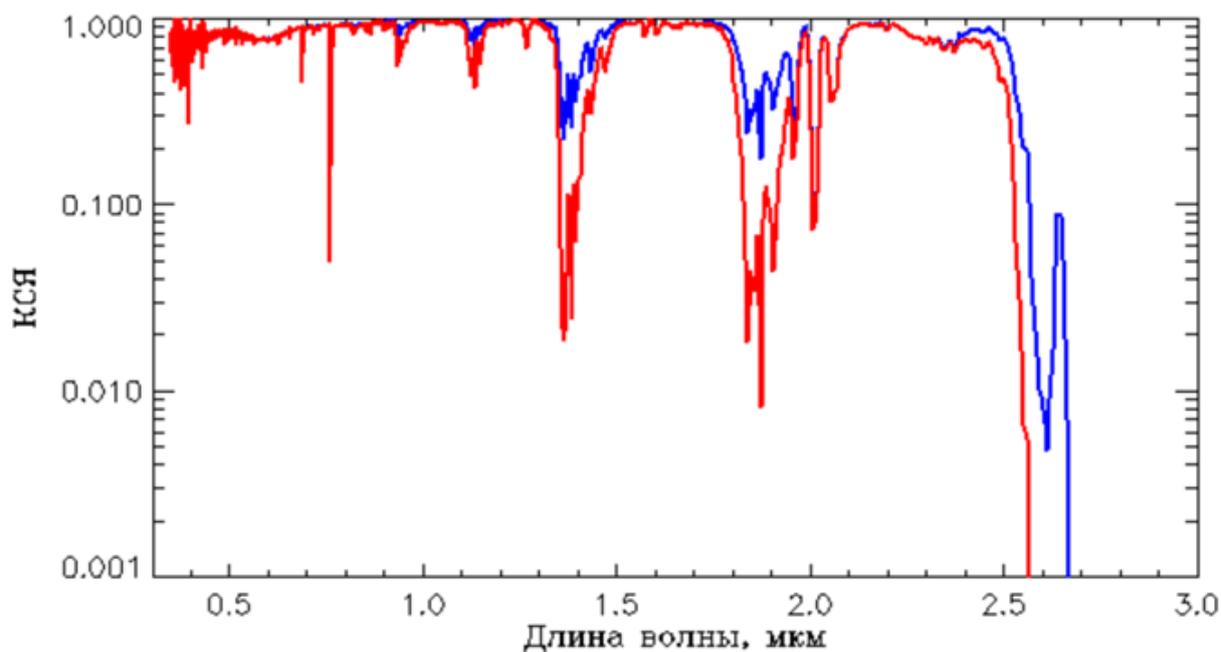


Рисунок 6.5 - Спектральное распределение КСЯ Антарктиды при содержании осаждаемого водяного пара в атмосфере 0,02 см (синий) и 0,12 см (красный) (расчеты выполнены с помощью программы MODTRAN-4)

На рисунке 6.6 приведено сравнение параметров квантовой эффективности кремниевых и германиевых фотодиодов. Из него следует, что германиевые фотодиоды позволяют построить прибор, способный работать в любой из трех полос поглощения атмосферы, в то время как кремниевые фотодиоды позволяют работать только в полосе поглощения вблизи 1,1 мкм.

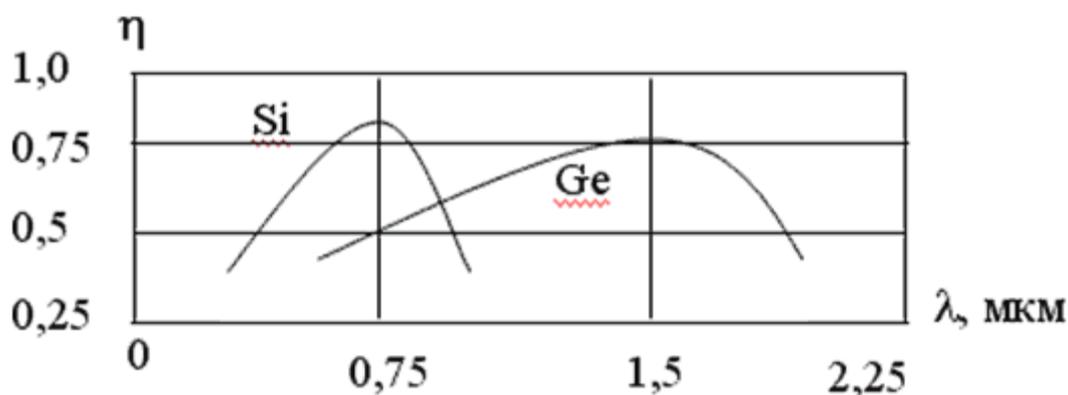


Рисунок 6.6 – Квантовая эффективность кремниевых и германиевых фотодиодов

Чтобы работать в полосах поглощения, необходимо придать прибору спектральную избирательность. Большинство интерференционных фильтров предназначены для использования при перпендикулярном падении входящих лучей на плоскость нанесения покрытия. Минимальное предполагаемое поле зрения солнечного датчика $60^\circ \times 60^\circ$. При увеличении угла падения на плоскость фильтра проявляется эффект смещения его спектральных характеристик в сторону более коротких длин волн, т.е. основная длина волны λ

всех типов интерференционных фильтров уменьшается с увеличением угла падения. Сдвиг практически любой спектральной характеристики можно аппроксимировать простой моделью зависимости длины волны характеристики от угла падения, определяемой уравнением

$$\lambda(\theta) = \lambda_0 \sqrt{1 - \left(\frac{\sin \theta}{n_{\text{eff}}}\right)^2}, \quad (6.1)$$

где θ обозначает угол, а n_{eff} — эффективный показатель преломления материала покрытия, значения которого обычно лежат в диапазоне от 1,4 до 2,2 и различаются для S и P поляризованного света.

На рисунках 6.7 – 6.10 показаны спектральные сдвиги левой и правой границ полосовых фильтров с $\lambda_0 = 950 \pm 20$ нм, 1145 ± 25 нм и 1395 ± 25 нм и 1900 ± 100 нм как функция от угла падения лучей, рассчитанные для $n_{\text{eff}} = 1,5$. Центральные длины волн и ширина фильтров выбраны исходя из положения и ширины полос поглощения атмосферой солнечного излучения.

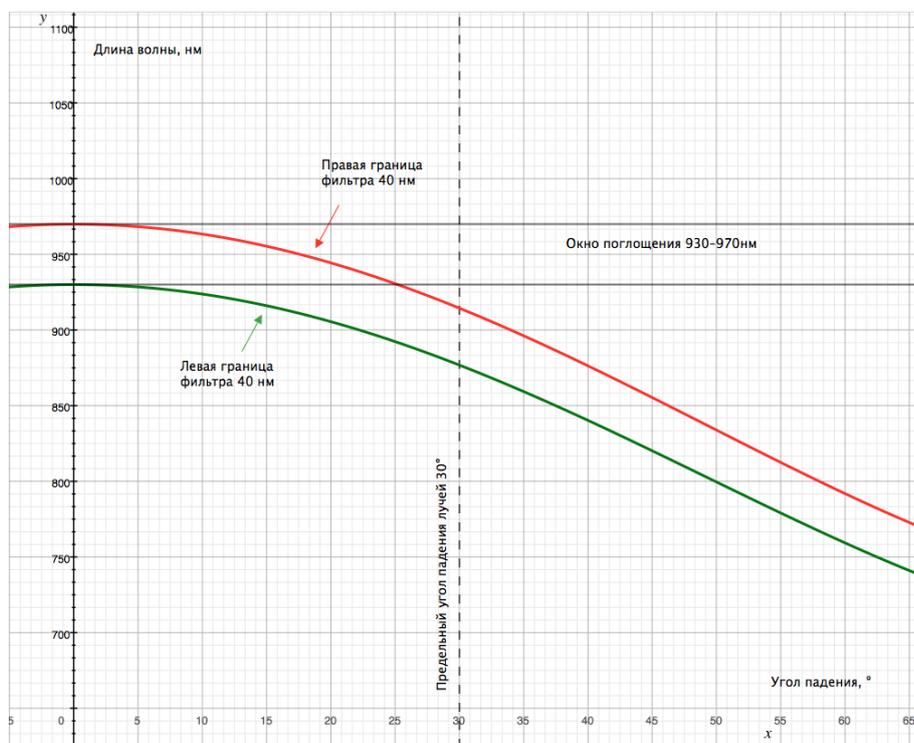


Рисунок 6.7 - Сдвиг границ фильтра $\Delta\lambda = 40$ нм для зоны поглощения 930 ... 970 нм

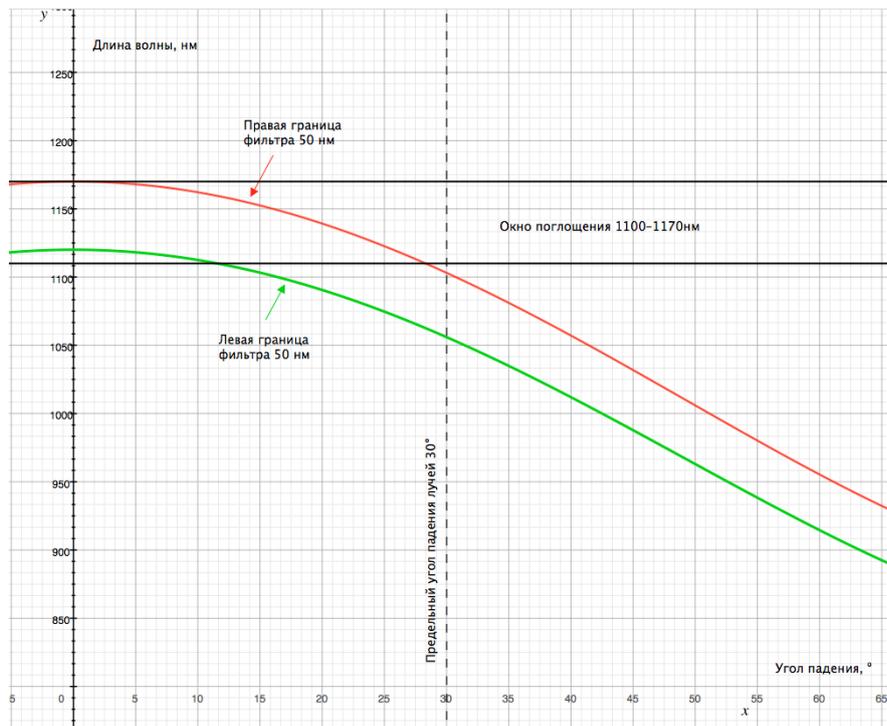


Рисунок 6.8 - Сдвиг границ фильтра $\Delta\lambda = 50$ нм для зоны поглощения 1100 ... 1170 нм

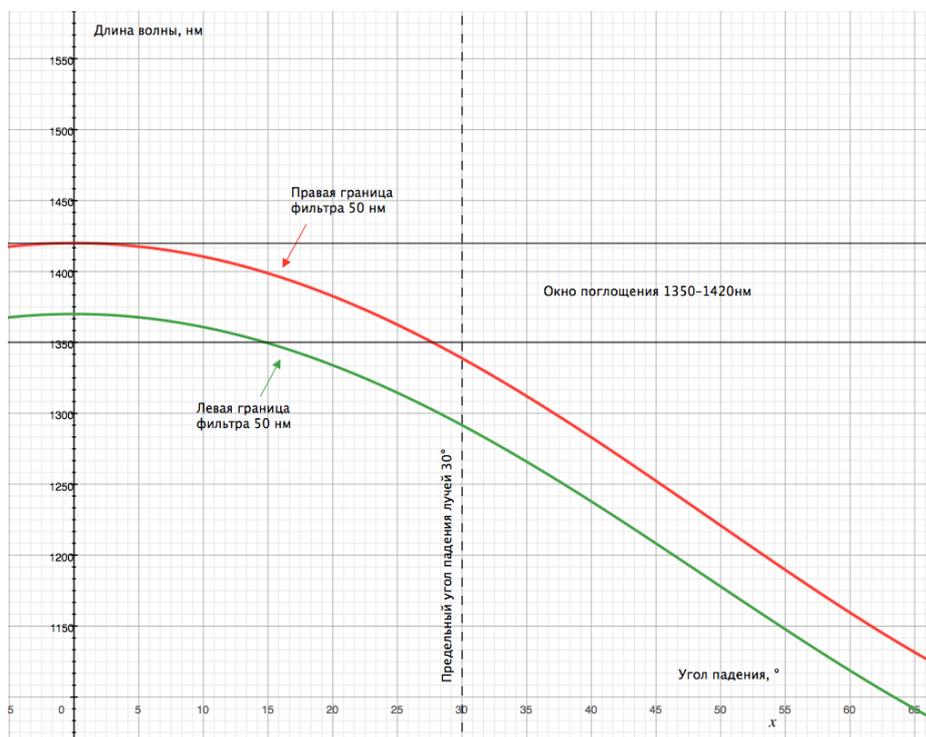


Рисунок 6.9 - Сдвиг границ фильтра $\Delta\lambda = 50$ нм для зоны поглощения 1350 ... 1420 нм

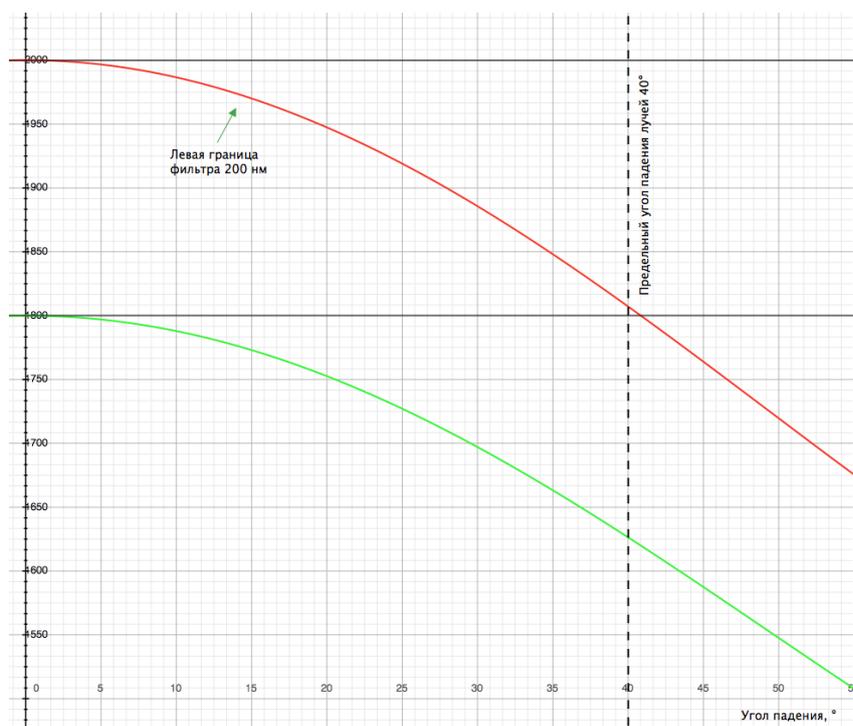


Рисунок 6.10 - Сдвиг границ фильтра $\Delta\lambda=200$ нм для зоны поглощения 1800 ... 2000 нм

Из приведенных графиков следует, что «удержаться» в полосах поглощения можно при условии относительно узких полей зрения солнечного прибора: $\pm 10^\circ$ для окон 930 – 970 нм и 1100 – 1170 нм, а для окна 1350 – 1420 нм $\pm 15^\circ$. Лучше обстоит дело в полосе 1800 – 2000 нм. В ней можно увеличить поле зрения прибора почти $\pm 25^\circ$. Этого достаточно, чтобы построить солнечный прибор, имеющий несколько полей зрения, из которых набирается требуемый угол обзора 120 - 180°.

Однако следует признать, что на данный момент разработчик ИКИ РАН, фактически, не готов к разработке прибора способного работать в полосах поглощения. На данный момент ИКИ РАН не располагает оптическим оборудованием, позволяющим вести отработку приборов, спектральная чувствительность которых выходит за 1,1 мкм. Минимум необходимого – достаточно мощный источник излучения и коллиматор, позволяющие собрать имитатор Солнца в выбранной полосе поглощения. Стоит отметить также, что в случае использования в ОСД-Фд спектральных полос поглощения будет затруднительно или невозможно использовать при наземной отработке прибора реальное Солнце.

Таким образом, подтверждая возможность построения прибора в значительной степени, защищенного от естественных источников световых помех, разумно принять решение: вернуться к вопросу использования полос поглощения в том случае, если будет установлена невозможность создания помехозащищенного прибора в диапазоне 0,4 – 1,1 мкм.

Делая такой выбор в пользу диапазона 0,4 – 1,1 мкм, необходимо сразу же определить величины возможных ошибок измерения, которые неизбежно возникнут из-за того, что в

околоземном полете обязательно возникнут ситуации, когда Солнце и освещенная им поверхность Земли одновременно окажутся в поле зрения прибора. Для этого необходимо представить себе конфигурацию прибора, размещение в нем фотодиодов по отношению к Солнцу и земной поверхности.

6.1.2 Принципы построения солнечных датчиков на фотодиодах

Существует множество вариантов построения солнечных датчиков на фотодиодах. Наиболее часто встречаются приборы на многоэлементных фотодиодах, имеющих прямоугольную или круглую форму. Хорошо известны также солнечные датчики на основе одноэлементных фотодиодов.

На рисунке 6.11 показаны принципы построения солнечного датчика на основе многоэлементных фотодиодов и объектива типа **Pinhole**.

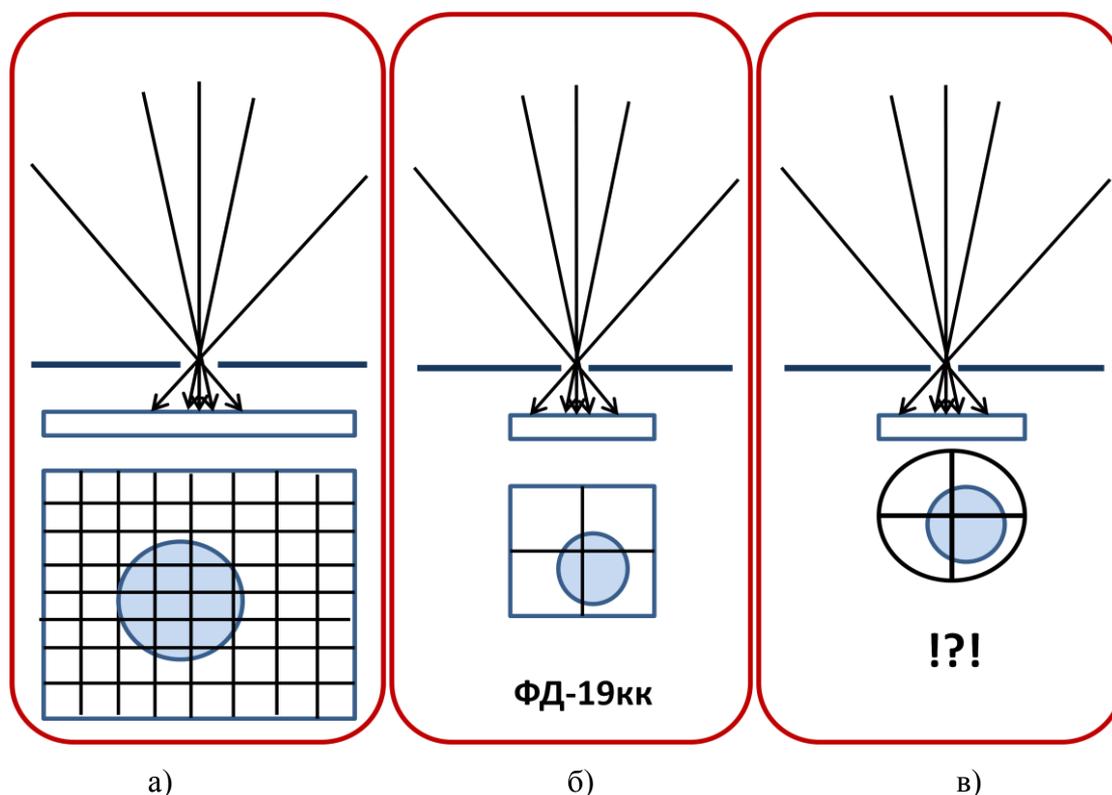


Рисунок 6.11– Принципы построения солнечного датчика на основе фотодиодных матриц и объектива типа **Pinhole**

На рисунке 6.11а показано изображение Солнца на поверхности КМОП матрицы, пиксель которой много меньше него. На рисунках 6.11б и 6.11в показаны случаи минимального числа пикселей – 4 штуки. При этом Pinhole превращается в апертурную диафрагму, форма которой может зависеть от формы пикселей. Принципы построения оптических головок на их основе показаны на рисунке 6.12.

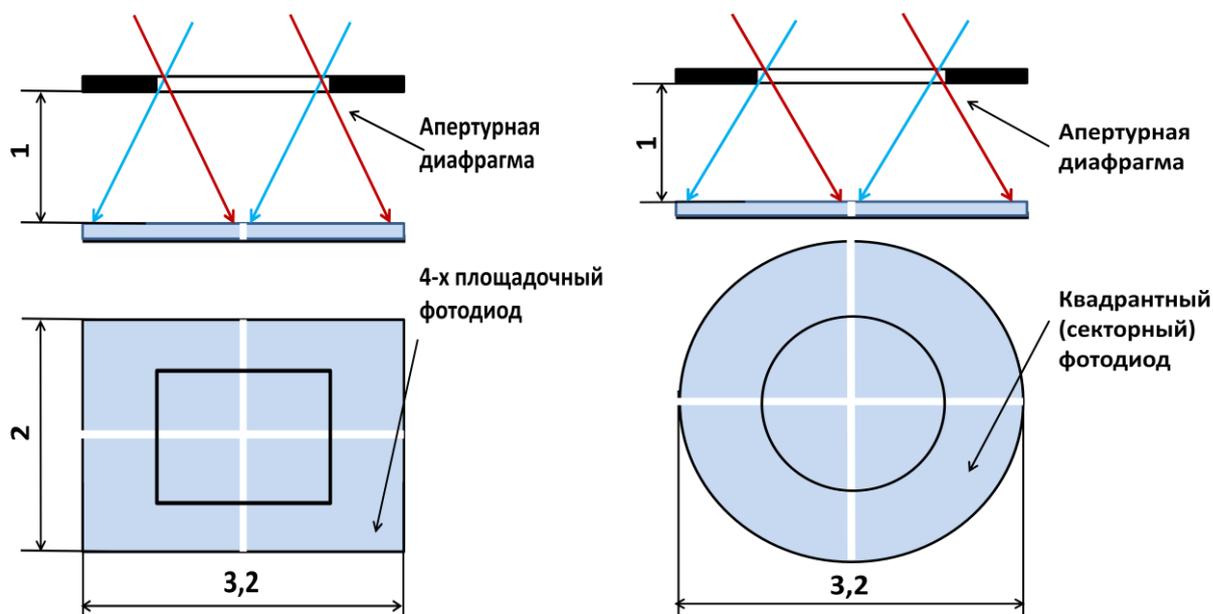


Рисунок 6.12 – Варианты оптической головки на основе 4-х площадочных фотодиодов с прямоугольными и секторными пикселями

Отечественная промышленность с 70-х годов прошлого века выпускает два типа четырех площадочных фотодиодов ФД-19кк ФД-20кп, которые хорошо зарекомендовали себя в различных приборах, в том числе, космического назначения. Кроме того, ООО «МЭРИ» предлагает фотодиод КДФМ4-02 в более удобном конструктиве, но происхождение используемого в нем кристалла пока не установлено. Данные об этих приборах кратко представлены на рисунке 6.13.

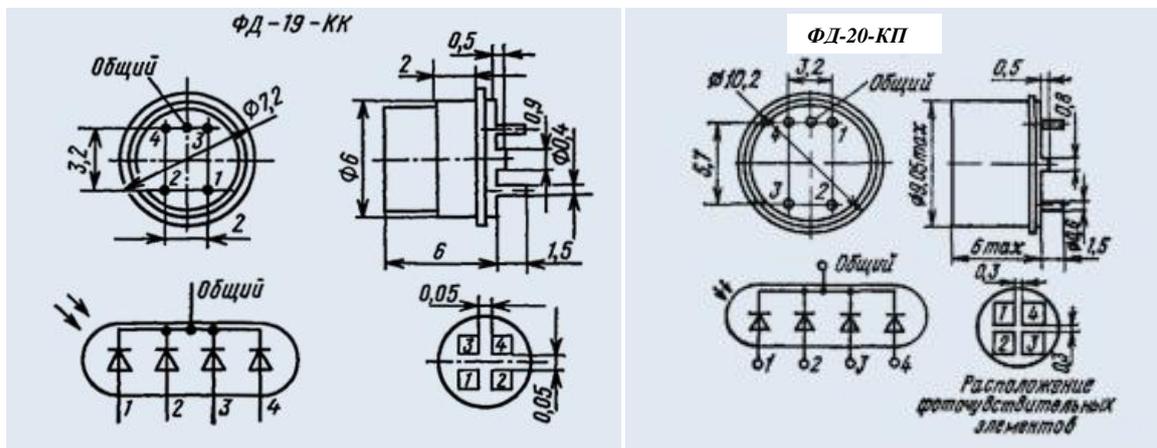


Рисунок 6.13 – Фотодиоды ФД-19кк и ФД-20кп

Солнечные датчики на основе одноэлементных фотодиодов часто строятся на основе усеченных пирамид с числом граней 3, 4, и 6. Принципы размещения одиночных фотодиодов иллюстрируются рисунком 6.14. Номенклатура отечественных одиночных фотодиодов весьма обширна.

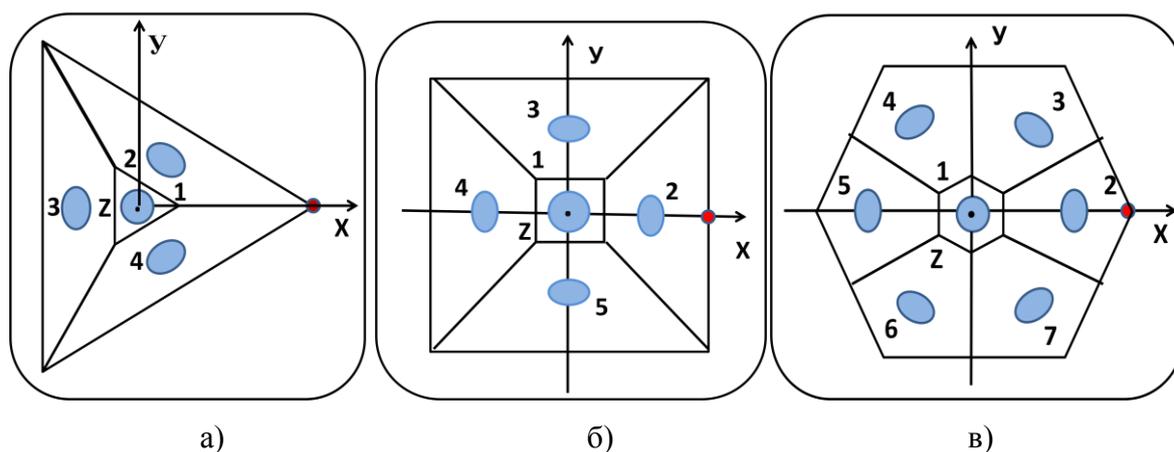


Рисунок 6.14 – Размещение одиночных фотодиодов на гранях пирамид

Точность измерения направления на Солнце зависит от отношения сигнал/шум. При освещенности на входе фотодиодов от 1000 до 5000 люкс можно ожидать, что отношение с/ш при углах падения света от 0° до 60° , будет лежать в пределах от 1000 до 500. Ориентируясь на опыт измерения координат звезд на ПЗС и КМОП матрицах, можно ожидать, что случайная составляющая погрешности измерения окажется близкой к 0,01 от углового размера пикселя. В данном случае это $30^\circ - 45^\circ$, т.е. $18' - 27'$, что примерно соответствует точности измерения зарубежных коммерческих продуктов, данные о которых приведены в таблице 6.1.

Model	NCSS-SA05	NFSS-411	BiSon64-ET	nanoSSOC-A60	nanoSSOC-D60	NSS CubeSat Sensor	Proposed
Kind (Analog/Digital)	Analog	Digital	Analog	Analog	Digital	Analog	Digital
Cost (USD)	\$12000	\$12000	\$9630	\$2500	\$4100	\$3300	\$1500
Field of View (degree)	114	140	116	120	120	114	114
Accuracy (degree)	0.5	0.1	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
Power supply Voltage	5V	5V	10V	3.3V	3.3V	5V	3.3V
Power (average)	50 mW	37.5 mW	N/A	6.6. mW	69.3 mW	33 mW	N/A
Mass (g)	5	35	24	3.7	6.2	5	4
Temperature range	-25 to 70	-25 to 70	-125 to 125	-30 to 85	-30 to 85	-25 to 50	-40 to 125
Random vibration rating	20g	16.3g	41.4g	14.1g	14.1g	N/A	N/A
Size (mm)	33 x 11 x 6	34 x 32 x 20	49 x 49 x 9.2	27.4 x 14 x 5.9	43 x 14 x 5.9	33 x 11 x 6	23 x 23 x 4.5
Source	[12, 13]	[12, 13]	[14]	[15]	[16]	[17]	This work

Отметим принципиальную разницу между приборами на малоформатных матрицах и на одиночных фотодиодах.

В приборах на основе малоформатных матриц сигнал от каждого пикселя пропорционален косинусу угла падения света и площади его освещенной части. Косинус угла падения может изменяться в пределах от 0 до 60° , а площадь от 1 до 10^{-4} . Соответственно изменяется и отношение сигнал/шум. По этому параметру они очень сильно проигрывают приборам на одиночных фотодиодах.

6.1.3 Особенности применения фотодиодов в составе ОСД-Фд

Солнечный датчик ОСД-Фд предназначен для длительной, 10 – 15 лет, работы при создаваемой Солнцем освещенности на его входе 135000 люкс. Однако, для длительной эксплуатации, в зависимости от типа фотодиода, допустимый уровень освещенности на его входе обычно снижается и лежит в пределах от 1000 до 5000 люкс. Для этого используется нейтральный светофильтр, который устанавливается перед ним однократно при сборке прибора. При этом ожидаемое на выходе фотодиода отношение сигнал/шум не превысит 500 – 1000, что позволит получить величину случайной составляющей ошибки измерения на уровне 30". При желании повысить точность измерений необходимо значительно улучшить отношение сигнал/шум.

Повысить отношение сигнал шум можно, используя цифровое или аналоговое накопление сигналов, а может быть, и то и другое. Цифровое накопление сигналов обеспечивается просто. Достаточно суммировать измерения. Так, при 12 разрядном АЦП и 16 разрядном процессоре, можно делать до 16 шагов суммирования сигналов. Однако это портит частотные свойства прибора. При частоте преобразований АЦП 50 кГц на каждый опрос 5 фотодиодов будет уходить не менее 100 мкс. Кроме того, практика показывает, что увеличить с помощью цифрового накопления отношение сигнал/шум можно всего лишь в несколько раз, но никак не в 100.

Аналоговое накопление сигнала свободно от этого недостатка. Оно тоже меняет частотные свойства прибора, но в гораздо меньшей степени. Увеличение времени аналогового накопления в 100 раз вполне возможно и практикуется во многих приборах, включая солнечные датчики ИКИ РАН: ОСД и ОСД-М.

Есть еще одна причина, по которой желательно иметь возможность многократно увеличивать время накопления полезного сигнала в солнечном датчике в 100 и более раз.

При наземной отработке прибора, его настройке и аттестации используется имитатор Солнца. Имитатор Солнца должен формировать параллельный и близкий к солнечному спектру световой поток, создающий на входе прибора освещенность в 135000 люкс. Это дорого, сложно и небезопасно для персонала. Гораздо проще вводить в исследуемый прибор возможность регулирования в широких пределах времени накопления полезного сигнала.

Кроме того, в космической технике принято, чтобы такие оптические приборы, как солнечные и звездные датчики, имели в своем составе малогабаритные имитаторы объектов наблюдения. Они должны легко устанавливаться на прибор на этапе приемо-сдаточных испытаний приборов, а также при их наземной отработке в составе системы управления КА, и сниматься с него после завершения испытаний.

В соответствии с изложенным более интересным выглядит вариант аналогового

накопления, тем более что оно никак не препятствует цифровому накоплению сигнала.

Сейчас принято считать, что для включения фотодиодов существует только две схемы включения: фотогальваническая и фотодиодная, которые показаны на рисунке 6.15.

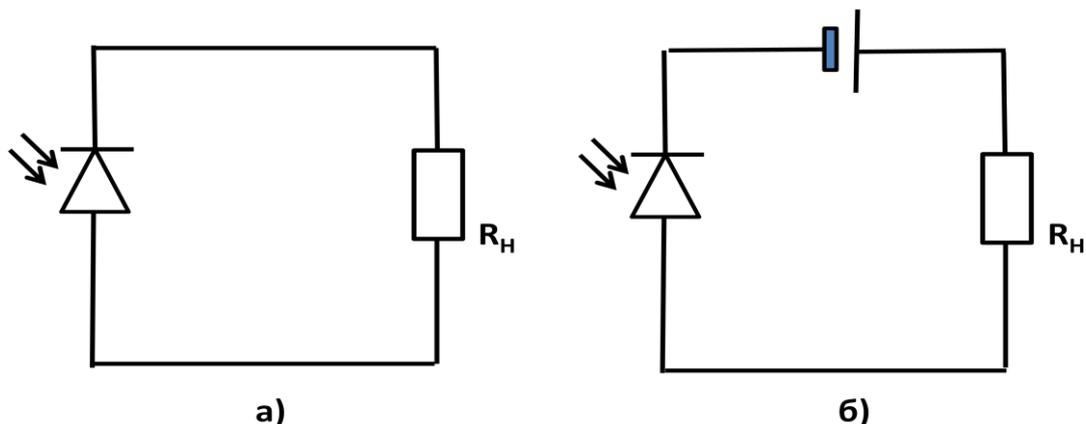


Рисунок 6.15 – Типовые схемы включения фотодиодов: а) фотоэлектрический; б) фотодиодный

Незаслуженно забытым является то, что каждая из них может быть дополнена схемой выборки, накопления и хранения заряда, как это показано на рисунке 6.16 на примере четырех измерительных каналов на фотодиодах. В прошлом такие схемы применялись для расширения динамического диапазона измерений, например, в высокочувствительных спектрофотометрах с различным числом измерительных каналов. Именно такие схемы накопления заряда в свое время стали прототипом для построения ПЗС матриц.

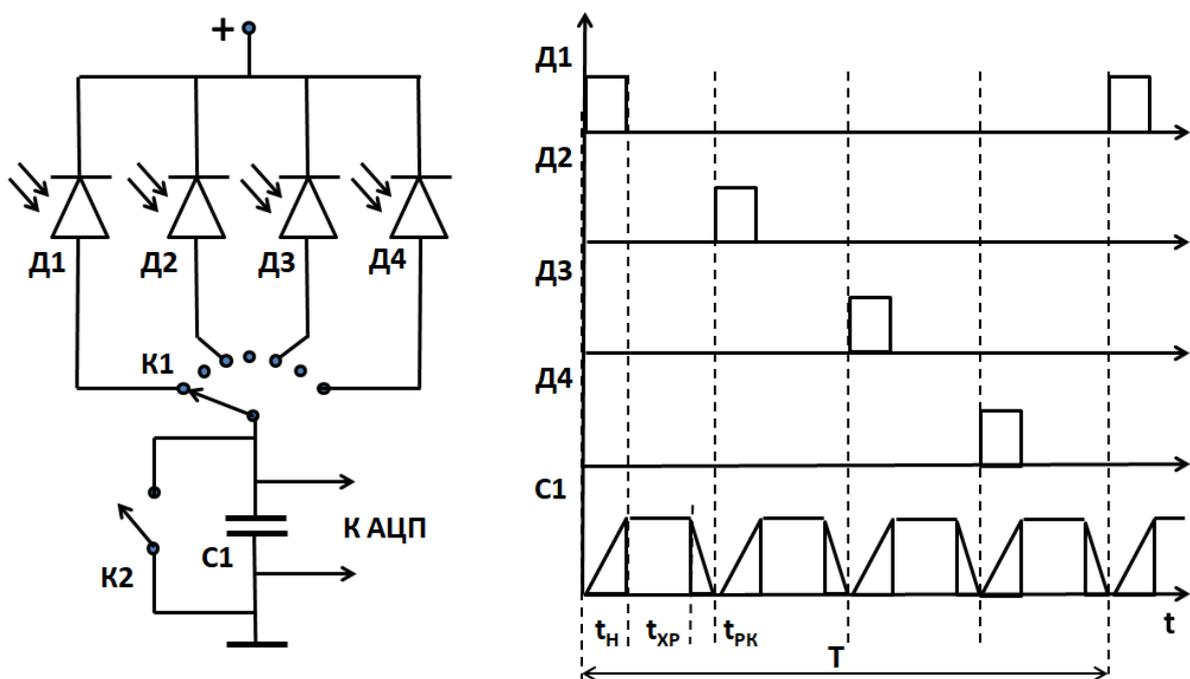


Рисунок 6.16 – Иллюстрация принципов построения схемы выборки, накопления и хранения заряда

Поясним принципы построения схемы выборки, накопления и хранения заряда. Фотодиоды Д1 – Д4 включены по фотодиодной схеме. Фотодиод Д1 через ключ К1 подключается к конденсатору С1 на время равное t_H одинаковое всех фотодиодов данной схемы. За время t_H конденсатор С1 заряжается током, величина которого пропорциональна освещенности на фотодиоде Д1 до напряжения U_1 , после чего К1 переводится в нейтральное положение. Начинается время хранения заряда t_{XP} , во время которого происходит преобразование напряжения U_1 в цифровую форму. По окончании преобразования ключ К2 замыкается и происходит разряд конденсатора - t_{PK} . После разряда конденсатора С1 ключ К1 подключает к нему фотодиод Д2. Циклограмма: заряд, хранение и разряд конденсатора повторяется для всех четырех фотодиодов за время: $T=4*(t_H + t_{XP} + t_{PK})$. Показанная на рисунке 6.16 временная диаграмма формируется внешним синхронизирующим устройством.

Назовем ожидаемые времена выполнения приведенной на рисунке 6.16 циклограммы:

$t_H - 1 - 120$ мкс

$t_{XP} - 10$ мкс

$t_{PK} - < 1$ мкс

Таким образом, в режиме штатной работы прибора по Солнцу период опроса всех четырех фотодиодов $T_{ШР}=48$ мкс. При наземной отработке на стенде и с индивидуальным имитатором Солнца $T_{ИС}=524$ мкс. Соответственно, оптическая головка солнечного датчика в штатном режиме может опрашиваться с частотой до 20 кГц, а при наземной отработке чуть ниже 2 кГц. С учетом того, что требуемая частота измерений направления на Солнце обычно не превышает 10 Гц, и в том и в другом случае не исключается возможность при необходимости прибегать к цифровому накоплению или к другим видам обработки первичной информации, повышающим точность измерений.

6.1.4 Особенности построения ОСД-Фд на основе 4-посадочного фотодиода

Оптический элемент на основе 4-х площадочного фотодиода, показанный на рисунке 6.17, представляет собой готовую оптическую головку достаточную для определения направления на Солнце. Однако есть и один существенный недостаток.

В обоих вариантах оптического элемента допускается изменение угла падения солнечных лучей в диапазоне углов от 0° до 60° . Соответственно, косинус угла падения лучей изменяется в пределах от 1 до 0,5, что мало сказывается на отношении сигнал/шум в измерительных каналах прибора.

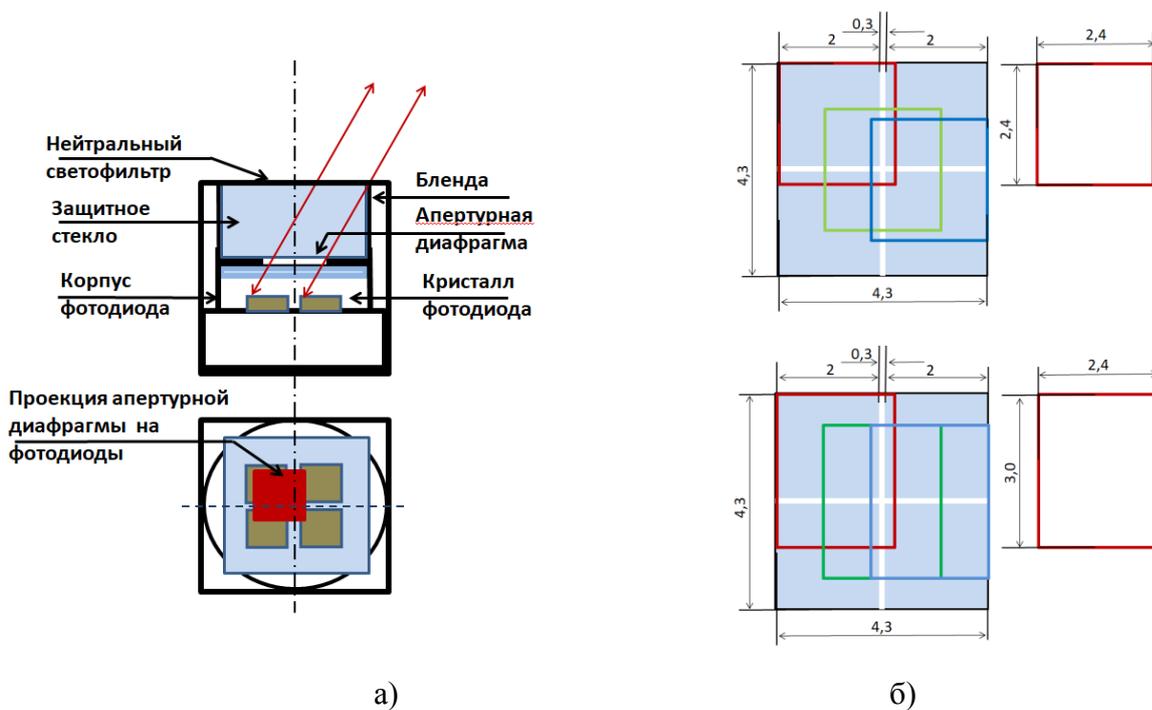


Рисунок 6.17 – Оптического элемент на основе 4-х площадочного фотодиода:
 а) основные конструктивные элементы; б) крайние положения проекции квадратной и прямоугольной апертурной диафрагмы на фотодиоды

В случае использования 4-х площадочного фотодиода прошедший через апертурную диафрагму свет по-разному распределяется между пикселями. Пиксели фотодиода имеют квадратную форму. Соответственно, апертурная диафрагма делается квадратной или прямоугольной, что позволяет сформировать прямоугольное поле зрения прибора. При этом в крайних положениях апертурной диафрагмы один из пикселей получает максимальную засветку (красный квадрат на рисунке 6.17б). Два других засвечиваются лишь частично, а у четвертого засвеченным оказывается только левый верхний угол.

В случае полной освещенности в 5000 люкс на пиксель размером 2 x 2 мм за 10 нс приходится $2,3 \cdot 10^6$ фотоэлектронов. При указанных на рисунке 1.17б размерах апертурной диафрагмы 2,4 x 2,4 мм на двух других пикселях засвечивается полоска размером 0,1 x 2 мм, а на четвертом засвечивается площадка размером 0,1 x 0,1 мм. Ему достается всего 5750 фотоэлектронов. Оптическая головка в этом случае имеет поле зрения $90^\circ \times 90^\circ$ или чуть более.

Увеличить минимальную засвечиваемую площадь пикселя в крайних положениях апертурной диафрагмы можно за счет уменьшения поля зрения оптической головки в одном направлении, например до $60^\circ \times 90^\circ$, что не ухудшает ее функциональные возможности. Такое поле зрения получается при размере апертурной диафрагмы 3,0 x 2,4 мм. Минимальная освещенность при этом возрастает почти в 5 раз и составляет примерно 28000 фотоэлектронов.

На практике, поскольку схема выборки, накопления и хранения заряда будет выполнена

в навесном монтаже, емкость конденсатора $C1$, рисунок 6.15, должна значительно превышать возможные величины паразитных ёмкостей, т.е. не менее 100 пик. Соответственно, увеличится примерно до 1 мкс и время накопления заряда при освещенности на входе фотодиода при допустимой для него освещенности. Одновременно увеличится и цена младшего разряда, но соотношения засвеченных площадей и отношений сигнал/шум останется неизменным. При этом не исключается возможность использования цифрового накопления сигналов.

6.1.5 Особенности построения ОСД-Фд на основе одиночных фотодиодов

Рассмотрим вариант построения оптической головки ОСД-Фд на основе одиночных фотодиодов, расположенных на гранях усеченных правильных пирамид. Оси чувствительности оптических элементов и их площадки расположены на ней согласно схеме, представленной на рисунке 6.18.

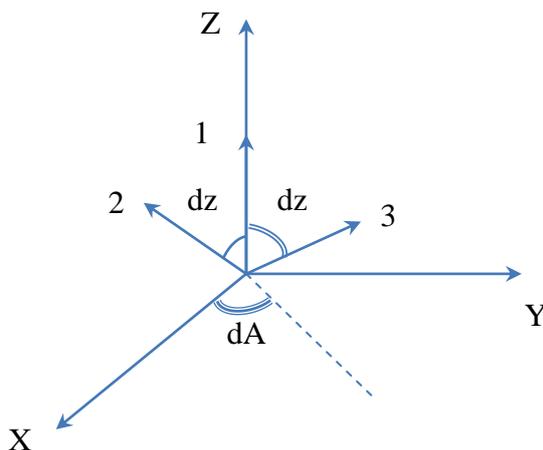


Рисунок 6.18 – Размещение осей чувствительности в оптической головке

Рисунок 6.19 иллюстрирует путь солнечного света в оптическом элементе на основе одиночного фотодиода. Солнечный свет, прежде чем попасть на кристалл фотодиода, проходит через стекло, на которое нанесен нейтральный светофильтр, и бленду, заканчивающуюся апертурной диафрагмой. После нее свет попадает на молочное стекло, обеспечивающее его диффузное пропускание, не зависящее от направления прихода первичного пучка. Рассеянный свет проходит через стекло корпуса фотодиода и попадает на чувствительный элемент фотодиода.

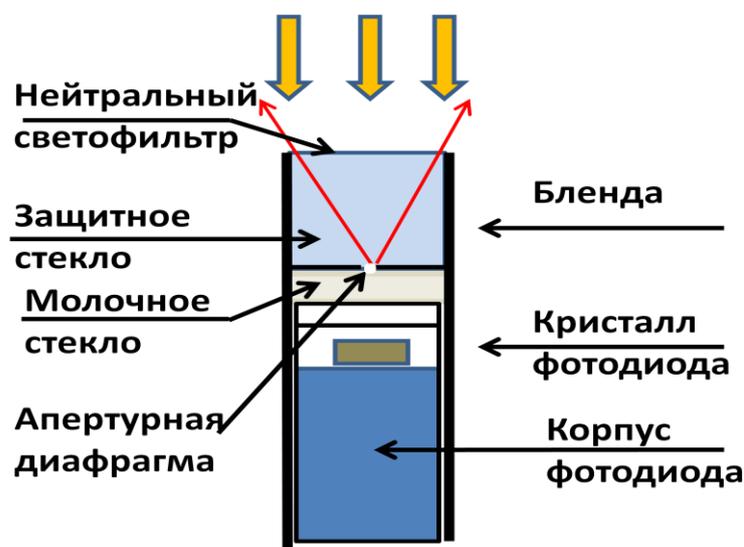


Рисунок 6.19 – Конструкция оптического элемента на основе одиночного фотодиода

В диапазоне 0,4 – 1,1 мкм плотность потока фотонов от Солнца равна $F_s = 3,1E21$ ф/с/м², что соответствует освещенности 135000 лк. Такая освещенность слишком велика для фотодиода. Ее необходимо ослабить с помощью нейтрального светофильтра и молочного стекла, например до 5000 лк, которые считаются допустимыми. Хромовое покрытие (Cr) наносится на стекло и превращает его в нейтральный светофильтр. Толщина стекла выбирается по результатам радиационного расчета. Оно защищает фотодиод от космической радиации. Такой светофильтр использовался в приборе ОСД на ПЗС линейке. Корпус, в который вставлено стекло, образует микробленду. Она, вместе с апертурной диафрагмой, формирует поле зрения фотодиода. Далее следует молочное стекло, используемое для рассеяния света, что превращает фотодиод в фотометр.

При освещенности 5000 лк поток фотонов равен $1,15E20$ ф/с/м². При квантовой эффективности 0,5 на площадке 2 мм² за время 10 нс образуется $1,15E20 * 0,5 * 2.E-6 * 1.E-8 = 1,15E6$ фотоэлектронов, т.е. ОСШ фотонного шума составит ~1000. При 1 лк ОСШ в корень из 5000 раз меньше, т.е. равно 15.

Освещенность апертурной диафрагмы зависит от прозрачности светофильтра, угла преломления γ солнечного луча при прохождении светофильтра и угла падения луча θ на апертуру

$$E = F_s T^{\frac{1}{\cos \gamma}} \cos \theta,$$

где T – прозрачность светофильтра при нормальном падении, а угол преломления γ связан с углом падения солнечных лучей на светофильтр α соотношением

$$\sin \gamma = \frac{\sin \alpha}{n}$$

где n – показатель преломления светофильтра. Для центрального фотодиода θ равен углу падения на светофильтр α . Для боковых фотодиодов θ является функцией α , зависящей от ориентации фотодиода.

Свет, прошедший через апертурную диафрагму диаметром d , рассеивается в молочном стекле на пятно большего диаметра D , зависящего от толщины молочного стекла (на самом деле, пятно рассеяния имеет размытые края – здесь под D понимается его эффективный диаметр, например, на половине высоты). Этот фактор приводит к уменьшению освещенности фотодиода на коэффициент $(d/D)^2$ по отношению к освещенности апертуры. Кроме того, порядка 50 % света будет рассеиваться в молочном стекле в обратном направлении. В результате, даже если пренебречь поглощением света в молочном стекле, фактор уменьшения освещенности системой «апертурная диафрагма + молочное стекло» составит $\tau = 0,5 (d/D)^2$.

Для расчетов примем, что толщина молочного стекла выбрана такой, что диаметр пятна рассеяния равен диаметру фотодиода $D = 1,4$ мм. Тогда, если диаметр диафрагмы d выбран равным 0,5 мм, то $\tau = 0,064$, т.е. при отсутствии светофильтра освещенность фотодиода составит 8600 лк. Для уменьшения освещенности фотодиода до требуемого уровня 5000 лк диаметр диафрагмы нужно уменьшить до 0,38 мм. Поэтому система «апертурная диафрагма + молочное стекло» является основным элементом, уменьшающим освещенность фотодиода до требуемого уровня.

Зависимость коэффициента τ от угла падения θ требует экспериментального исследования. На данном этапе будем аппроксимировать эту зависимость функцией $\cos^n \theta$

После светорассеяния в молочном стекле свет попадает на фоточувствительную площадку фотодиода, и на нагрузочном резисторе R возникает напряжение U . Его величина зависит от чувствительности фотодиода S , коэффициента усиления k_u и угла между направлением оси чувствительности фотодиода и направлением на Солнце в связанной системе координат, представлена следующим соотношением:

$$U = F_s T^{\frac{1}{\cos \gamma}} \cdot S \cdot \tau_0 \cdot k_u \cdot \cos^{n+1} \theta + U_m \quad (6.2)$$

где U_m – напряжение при отсутствии освещенности на светочувствительной площадке фотодиода.

Угловая зависимость светофильтра $T^{\frac{1}{\cos \gamma}}$ входит общим множителем для всех фотодиодов и по величине сопоставима или может превышать индивидуальную для каждого фотодиода функцию $\cos^{n+1} \theta(\alpha)$, что затрудняет обработку и ухудшает точность измерений. Для уменьшения этого влияния светофильтру необходимо оставить лишь защитную функцию и

сделать его максимально прозрачным, отведя функцию уменьшения освещенности системе «апертурная диафрагма + молочное стекло». Дополнительное ослабление излучения светофильтром необходимо использовать только, если вследствие технологических и конструктивных ограничений не удастся реализовать необходимые диаметр диафрагмы и толщину молочного стекла.

После аналого-цифрового преобразования цифровой отклик в градациях АЦП (B) с каждого оптического элемента может быть рассчитан следующим образом:

$$B = 4095 \cdot \frac{U}{U_{on}}, \text{ где } U_{on} \text{ – опорное напряжение АЦП.}$$

6.2 Компоновка оптических головок на основе одиночных и 4-х площадочных фотодиодов

6.2.1 Компоновка оптической головки на основе одиночных фотодиодов

Предполагаемый к использованию в ОСД-Фд серийный малогабаритный кремниевый фотодиод Фд-21кп имеет ширину диаграммы чувствительности около 120° , что предоставляет множество возможностей для его применения, в том числе, в качестве чувствительного элемента солнечного датчика ориентации.

Чаще всего фотодиоды располагаются на гранях усеченных пирамид, как это показано на рисунке 6.20.

Моделирование ОСД-Фд на основе одиночных фотодиодов, выполненное с помощью разработанной в рамках данной работы программы, показало, что с помощью 4-х фотодиодов можно получить поле зрения прибора $60^\circ \times 60^\circ$, с помощью 5 фотодиодов $60^\circ \times 60^\circ$ или $90^\circ \times 90^\circ$, а с помощью 7 фотодиодов до $120^\circ \times 120^\circ$. Необходимое для этого расположение чувствительных площадок показано на рисунке 6.20.

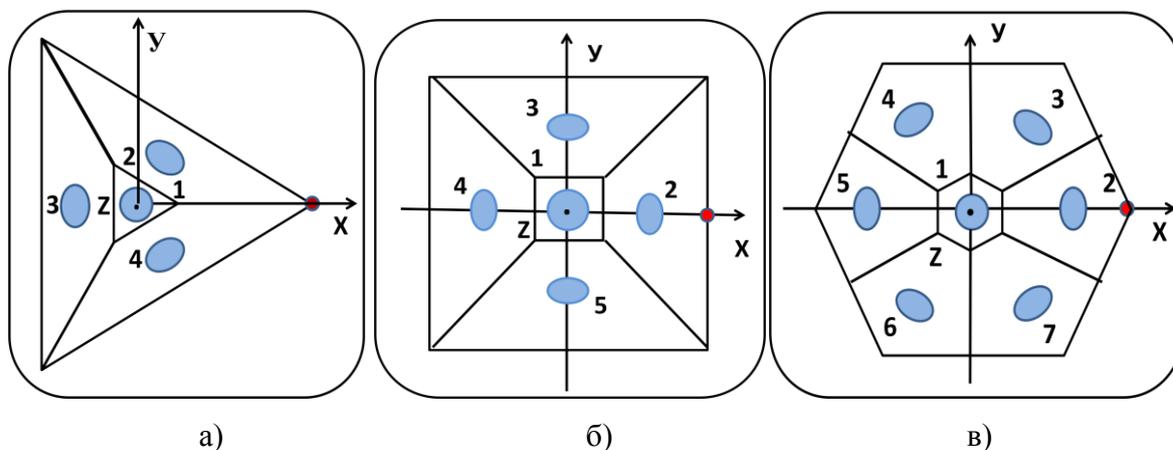


Рисунок 6.20 – Расположение чувствительных площадок фотодиодов в оптических головках

На всех расположениях красной точкой показан ключ, от которого против часовой стрелки идет нумерация площадок. Центральному элементу во всех вариантах компоновок присвоен номер «1». Предполагается, что именно на него будет возложена функция подтверждения наличия Солнца в поле зрения оптической головки. Необходимость центрального элемента может быть обсуждена в будущем.

Все варианты оптических головок осесимметричны.

Треугольная головка образуется тремя парами фотодиодов с номерами: 12, 13 и 23.

Квадратная головка образуется двумя триадами фотодиодов с номерами: 214 и 214.

Шестиугольная головка образуется тремя триадами фотодиодов с номерами 215, 316 и 417.

При расположении чувствительных площадок на внешних гранях пирамид в орбитальном полете КА они практически всегда оказываются открытыми для засветки освещенным Солнцем краем Земли. На рисунке 6.21 показаны поля зрения оппозитной пары фотодиодов, расположенных на сторонах четырехгранной пирамиды с углом при основании 45° .

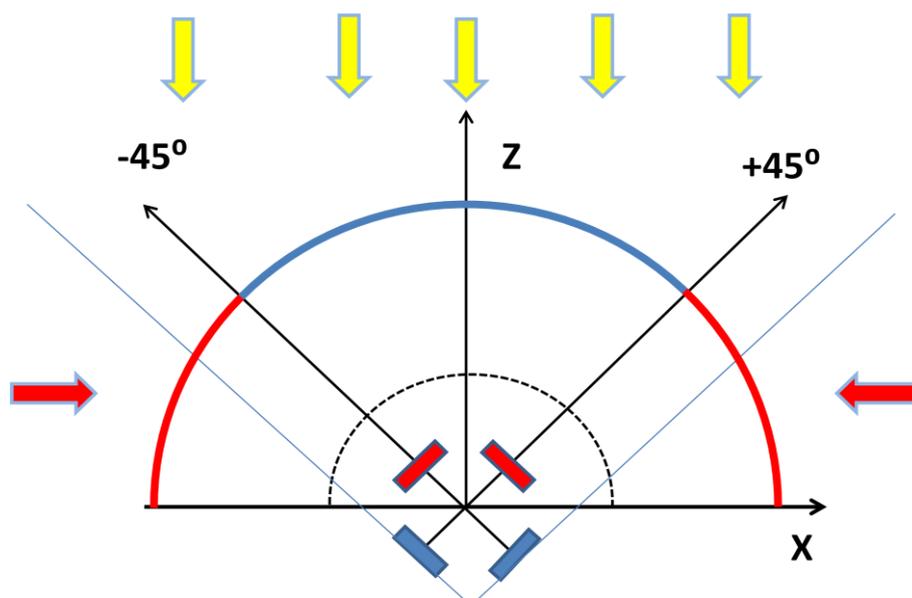


Рисунок 6.21 – Поля зрения двух фотодиодов, оппозитно расположенных на сторонах четырехгранной пирамиды с углом при основании 45°

На рисунке показано, что ось Z прибора направлена на Солнце. Поля зрения двух фотодиодов пересекаются в угле $\pm 45^\circ$. Красными и синими прямоугольниками показаны два варианта расположения фотодиодов. Красные прямоугольники расположены на внешних оппозитных поверхностях выпуклой, правильной четырехгранной пирамиды с углом при основании 45° . Синие прямоугольники занимают такую же позицию на вогнутой пирамиде. Хорошо видно, что фотодиоды на внешних сторонах выпуклой пирамиды в равной степени открыты, как для солнечных лучей, так и для боковой подсветки от освещенной Солнцем

поверхности Земли. В тоже время, фотодиоды, расположенные, на внутренних сторонах вогнутой пирамиды полностью защищены от боковых засветок.

Расположение фотодиодов на внешних сторонах выпуклой пирамиды будем называть **открытой компоновкой**. Расположение фотодиодов на внутренних сторонах вогнутой пирамиды будем называть **закрытой компоновкой**.

Закрытая компоновка обладает еще одним очень важным преимуществом перед открытой. Она позволяет разместить все фотодиоды за одним общим нейтральным светофильтром, что делает конструкцию оптических головок и блока в целом более компактной. На рисунке 6.22 показано расположение фотодиодов и конструктивных элементов, формирующих их поле зрения в одной триаде.

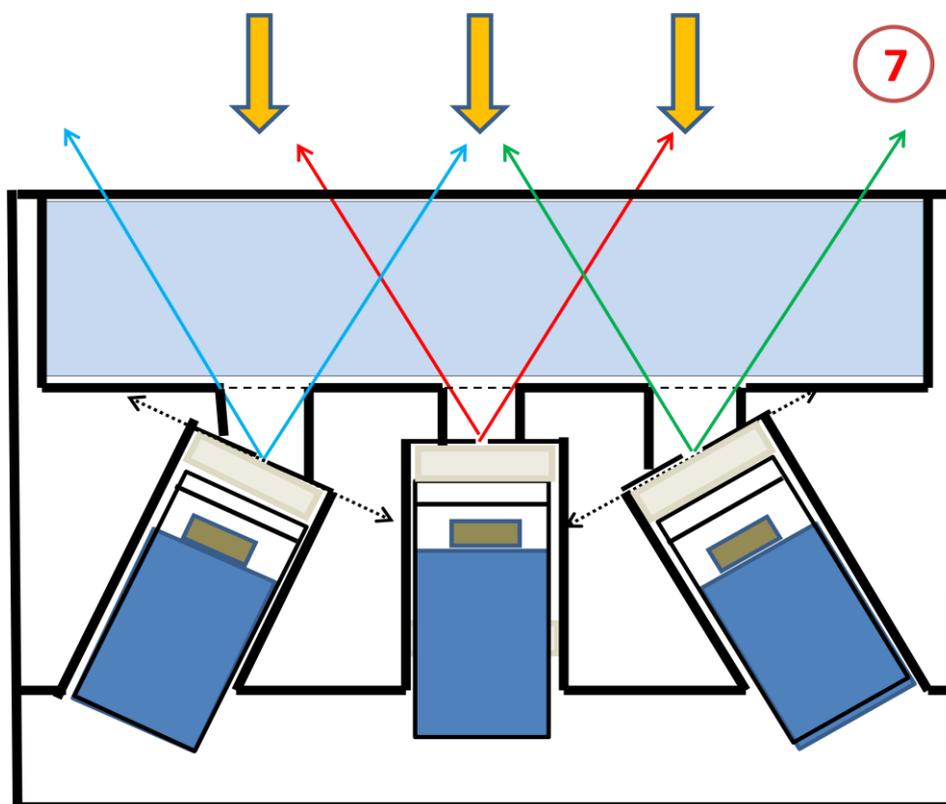


Рисунок 6.22 – Расположение фотодиодов на внутренних сторонах четырехгранной призмы

Особенность приведенной на рисунке 6.22 компоновки оптической головки заключается в том, что все входящие в ее состав фотодиоды имеют одно общее для всех поле зрения 60° . На тех же принципах можно построить головку с большим или меньшим углом поля зрения.

Ниже приводится расчет диаграмм чувствительности фотодиодов приведенной на рисунке компоновки одной триады оптической головки.

В рассматриваемой конфигурации все фотодиоды оптической головки имеют общее поле зрения $2\alpha_0 = 60-65^\circ$, ограниченное индивидуальными блендами фотодиодов и общей

блендой, образованной корпусом головки, в которую вставлен общий для всех фотодиодов нейтральный светофильтр. Стекло светофильтра одновременно выполняет функцию радиационной защиты фотодиодов и окружающей их электронных компонентов.

Освещенность поверхности светофильтра i -го фотодиода зависит угла падения на нее солнечных лучей θ_i как $\cos \theta_i$. Рассеяние в фильтре вносит дополнительное ослабление пучка, зависящее от угла θ_i . Проведенные ранее исследования, которые нуждаются в проверке, показывают, что при отсутствии виньетирования суммарная угловая зависимость сигнала фотодиода может описываться функцией $\cos^6 \theta_i$.

На рисунке 6.23 более подробно показан ход лучей в блендах центрального и бокового фотодиодов.

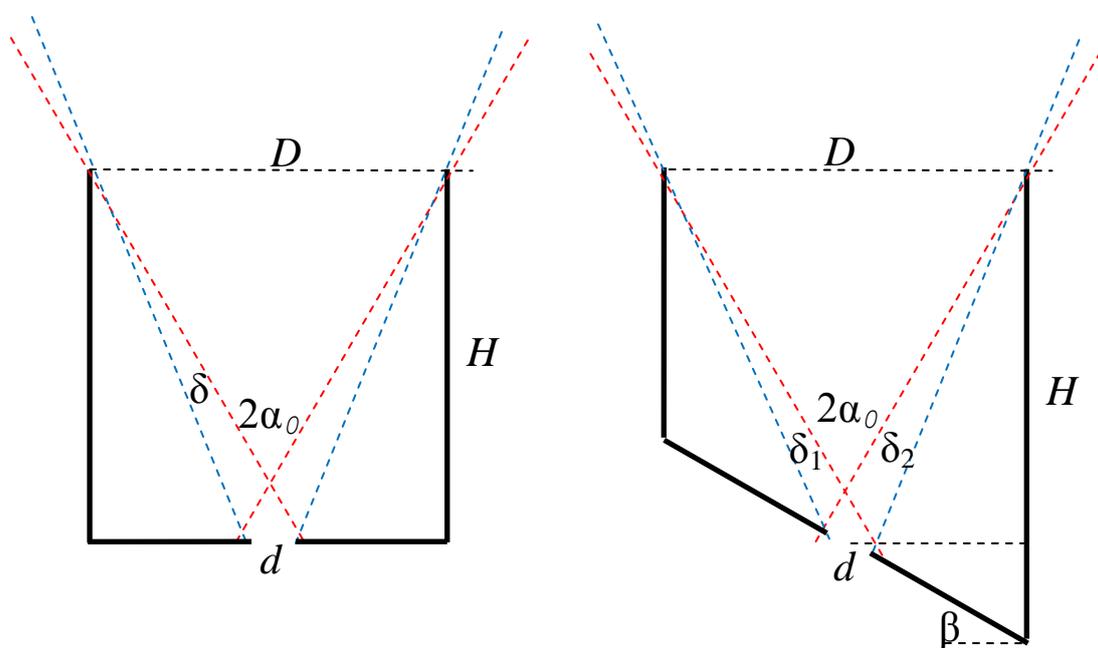


Рисунок 6.23 – Ход лучей в блендах центрального и бокового фотодиодов

Пусть полное поле зрения фотодиодов $2\alpha_0$, диаметр диафрагмы d , расстояние ее центра от входного отверстия, бленды равно H , а диаметр бленды равен D . Эти параметры связаны соотношением

$$D = 2H \operatorname{tg} \alpha_0 - d$$

Угол виньетирования для центрального фотодиода равен

$$\delta = \frac{d \cos^2 \alpha_0}{H},$$

а для боковых фотодиодов изменяется от

$$\delta_1 = \frac{d \cos \alpha_0 \cos(\alpha_0 + \beta)}{H}$$

до
$$\delta_2 = \frac{d \cos \alpha_0 \cos(\alpha_0 - \beta)}{H},$$

где β – угол наклона фотодиода.

Например, при $\alpha_0 = 30^\circ$ $d = 0,5$ мм, $H = 10$ мм диаметр бленды равен $D = 11,05$ мм. Для центрального фотодиода получаем угол виньетирования $\delta = 2,15^\circ$, а для боковых фотодиодов при $\beta = 30^\circ$ угол виньетирования изменяется от $\delta_1 = 1,24^\circ$ до $\delta_2 = 2,48^\circ$.

Чтобы избежать виньетирования в рабочем поле зрения $\pm 30^\circ$ нужно увеличить общее поле зрения фотодиода, например, до $2\alpha_0 = 65^\circ$. Для этого случая варианты параметров бленды при различных значениях диаметра апертуры d и высоты бленды H приведены в таблице 6.2.

Таблица 6.2 - Варианты параметров бленды при поле зрения 65°

d, мм	H, мм	D, мм	δ , град	δ_1 - δ_2 , град
0,25	5	6,12	2,04	1,12 – 2,41
0,25	10	12,49	1,02	0,58 – 1,21
0,5	10	12,24	2,04	1,12 – 2,41

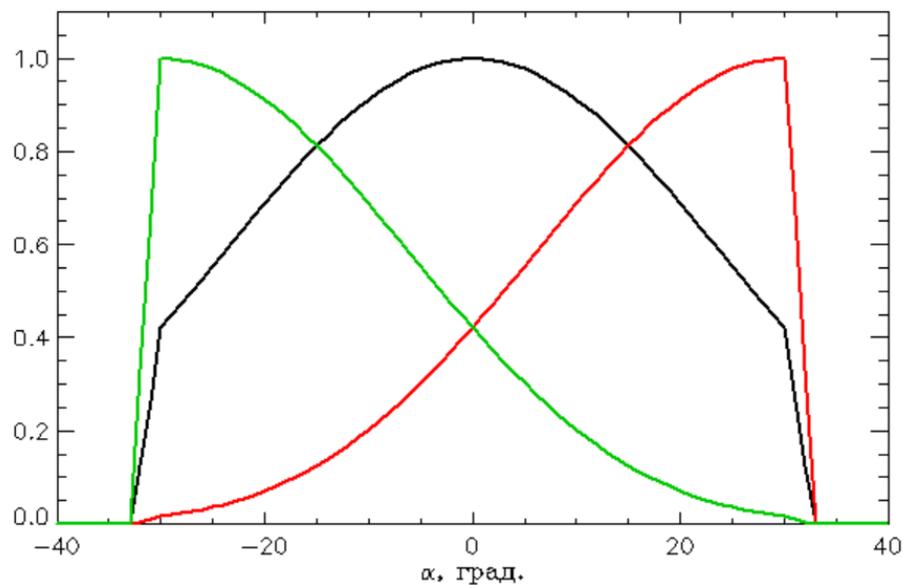


Рисунок 6.24 - Зависимость сигнала центрального (черный), левого (красный) и правого (зеленый) фотодиода от угла α между оптической осью ОСД и направлением на Солнце

Зависимость сигнала фотодиодов от угла α между направлением на Солнце и осью ОСД, за которую принимается оптическая ось центрального фотодиода, показана на рисунке 6.24 для последнего случая. Считается, что диапазон изменения сигналов всех фотодиодов нормирован на 1. Расчет проведен для случая, когда диаграмма чувствительности фотодиода аппроксимируется функцией $\cos^6 \theta$.

Следует иметь в виду, что приведенный здесь расчет не подкреплен конструкторско-технологической проработкой. По замыслу, все фотодиоды оптической головки должны иметь совмещенные поля зрения. Но с какой точностью это удастся сделать, пока точно не известно. Слева и справа на графиках рисунка 6.24 хорошо видны области, когда Солнце только начинает или заканчивает засветку апертурных диафрагм фотодиодов. На этих участках считываемая с них информация еще не готова для решения задачи определения ориентации. Чем меньше области входа в режим измерений, тем лучше. Алгоритм обработки измерений должен уметь выделять эти области. Начинать измерения следует, когда апертурные диафрагмы всех фотодиодов будут полностью засвечены Солнцем.

Возможные варианты алгоритма распознавания областей входа в режим измерений будет рассмотрен в других разделах. Здесь отметим лишь, что области входа в режим совмещения должны учитываться при построении оптического блока с несколькими оптическими головками. На рисунке 6.25 показано полное поле зрения оптической головки с учетом областей входа в режим измерений и ожидаемых допусков на ее изготовление.

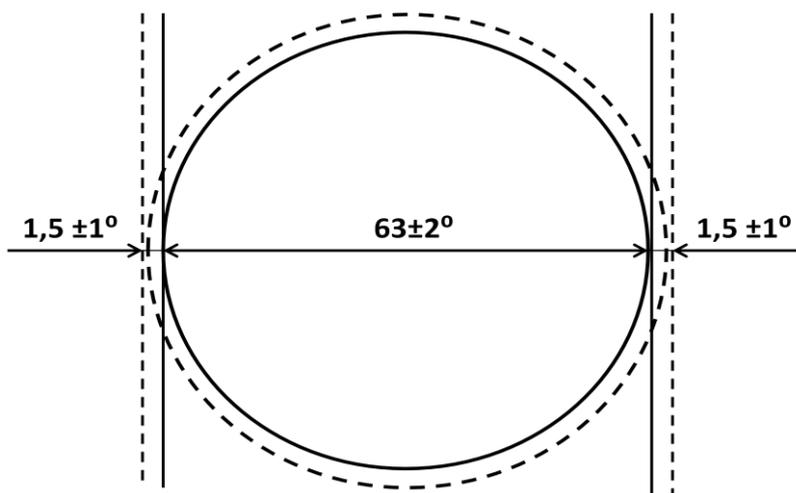


Рисунок 6.25 – Полное поле зрения оптической головки диаметром 65° с допусками на изготовление

В таблице 6.3 приведены результаты математического моделирования различных вариантов оптической головки ОСД-Ф, выполненные в программе А.В. Никитина.

Таблица 6.3 - Размеры максимальных полей зрения оптических головок в зависимости от схемы размещения фотодиодов

Схема головки	Параметры			Максимальное поле зрения
	dA°	dz°	$F(\beta)$	
4 фотодиода	120	25	$\cos^4(\beta)$ $\cos^6(\beta)$	80 x 80 60 x 60
5 фотодиодов	90	30	$\cos^4(\beta)$ $\cos^6(\beta)$	100 x 100 80 x 80
7 фотодиодов	60	45	$\cos^4(\beta)$ $\cos^6(\beta)$	130 x 130 100 x 100

Для дальнейшей проработки выбран вариант четырехгранной пирамиды с пятью фотодиодами, т.к. он обеспечивает:

- осевую, продольную и поперечную симметрию;
- возможность в широких пределах изменять поле зрения;
- выполнение измерений с помощью относительно малого числа фотодиодов.

Эскизная прорисовка этого варианта показана на рисунке 6.26.

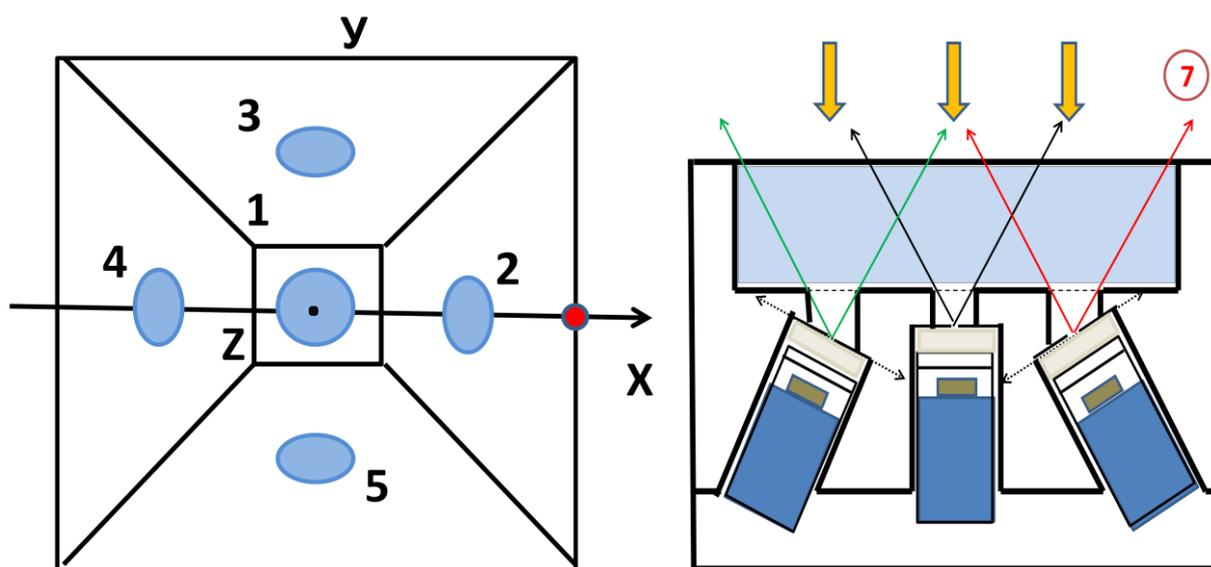


Рисунок 6.26 – Эскизная прорисовка варианта оптической головки с 5 фотодиодами

На рисунке 6.27 примерно указаны размеры оптической головки. Ожидается, что она уложится в размеры 16 x 30 x 30 и будет иметь вес порядка 30 г.

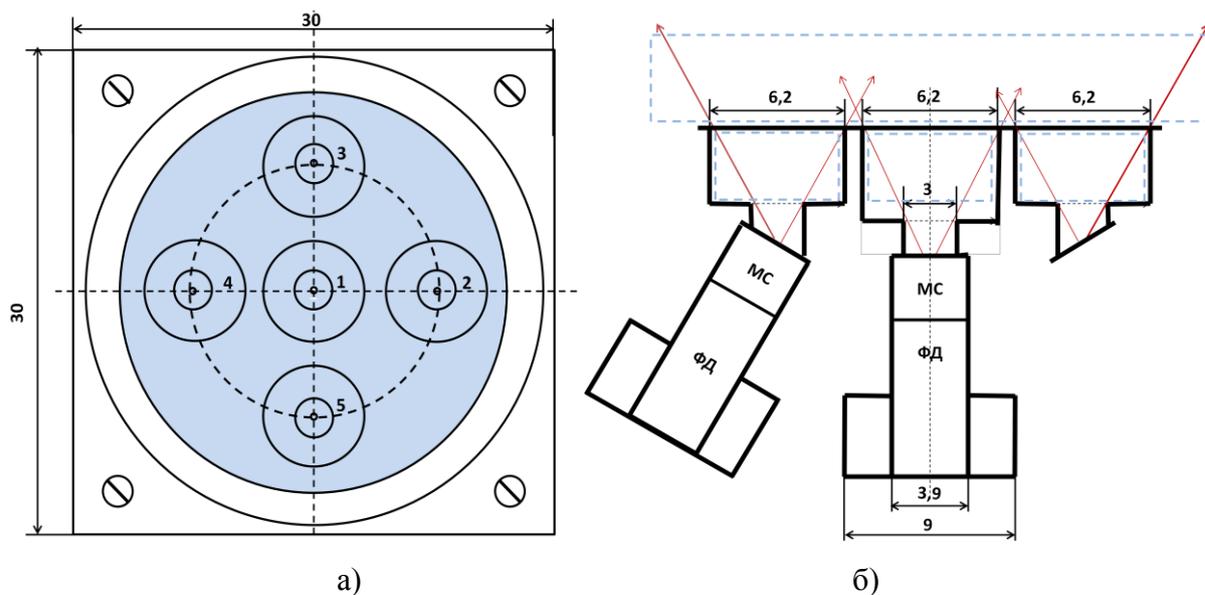


Рисунок 6.27– Эскизная прорисовка 5 площадочной оптической головки: а) вид сверху; б) разрез по оси X

При этом поле зрения ОСД-Фд с тремя оптическими головками может иметь вид, приведенный на рисунке 6.28.

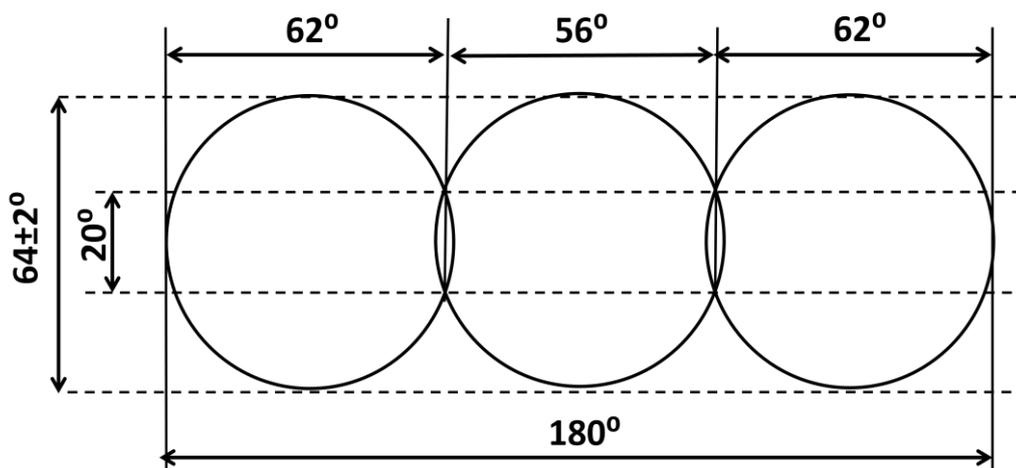


Рисунок 6.28– Возможный вариант поля зрения ОСД-Фд с полем зрения 60° x 180°

Более точно определить размеры и допуски на поля зрения оптической головки оптического блока ОСД-Фд можно будет после конструкторско-технологической проработки прибора и макетирования его элементов.

6.2.2 Компоновка оптической головки на основе четырех площадочного фотодиода

Компоновка оптической головки на основе четырех площадочного фотодиода показана на рисунке 6.29. Она выглядит гораздо проще и имеет более скромные размеры: 10 x 16 x 16.

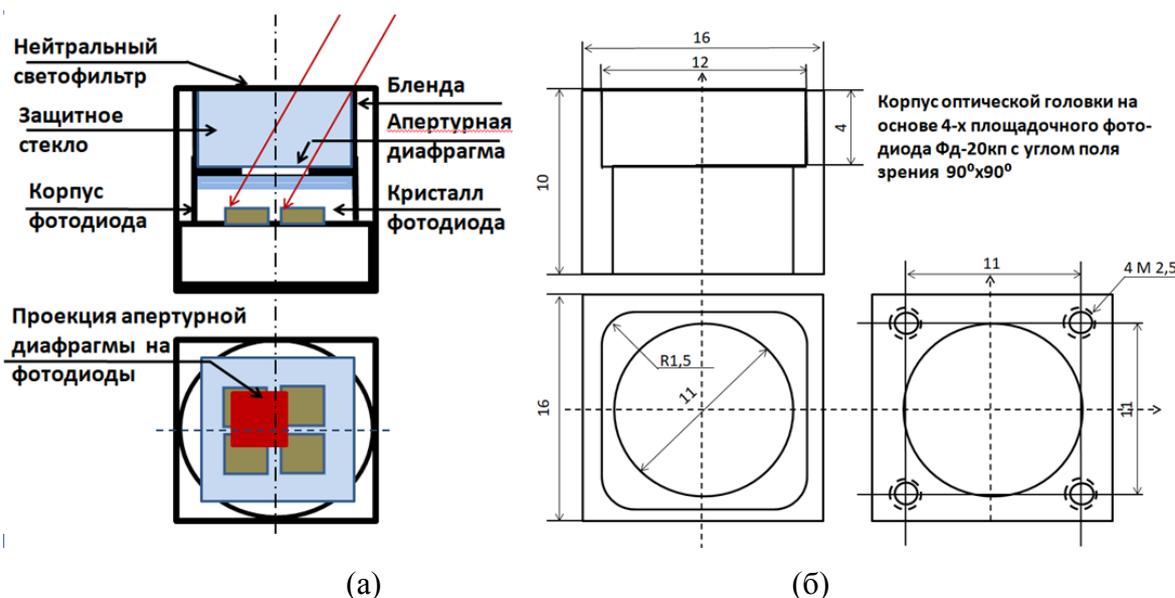


Рисунок 6.29 – Компоновка оптической головки на основе 4-х площадочного фотодиода: а) внутреннее устройство головки; б) чертеж корпуса головки

Поле зрения оптической головки в случае использования прямоугольной апертурной диафрагмы тоже может быть прямоугольным и иметь заданные размеры. При этом стыковка полей зрения трех оптических головок, показанная на рисунке 6.30, головок выглядит более органично, чем у оптических головок на основе одиночных фотодиодов.

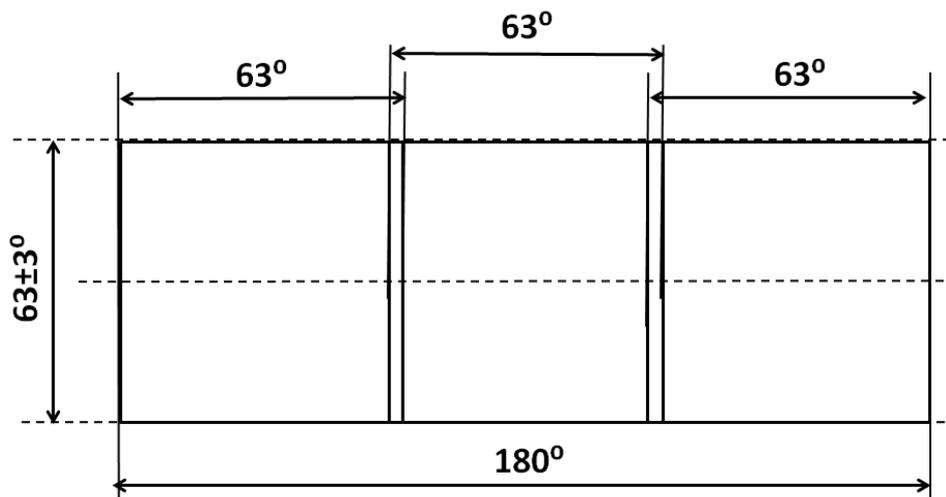


Рисунок 6.30 – Стыковка полей зрения трех оптических головок на основе четырех площадочных фотодиодов

Сравнение габаритных размеров:

- оптическая головка на основе одиночных фотодиодов: 16 x 30 x 30 мм,
- оптическая головка на основе 4-х площадочного фотодиода: 10 x 16 x 16 мм.

Объем оптической головки на одиночных фотодиодах в 5,6 раза больше, чем объем оптической головки на 4-х площадочном фотодиоде.

Головки на 4-х площадочных фотодиодах, имея прямоугольное поле зрения, на (рисунках 6.30), лучше стыкуются между собой, чем головки на одиночных фотодиодах (рисунке 6.28).

На рисунке 6.31 показаны оптические головки с полем зрения $60^\circ \times 60^\circ$ и $60^\circ \times 120^\circ$.

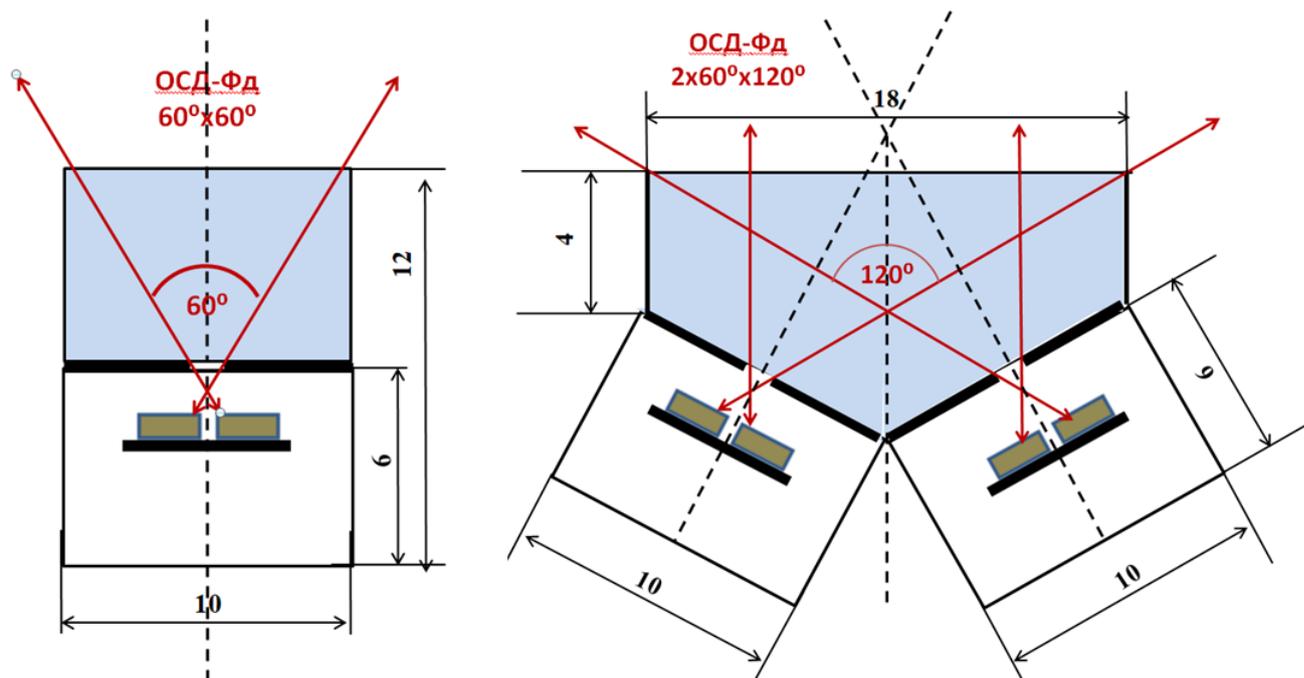


Рисунок 6.31 – Оптические головки с полем зрения 60 x 60 и 60° x 120°

6.3 Подходы к решению проблемы достоверности и точности измерений

6.3.1 Достоверность измерений

Самым ярким источником света в солнечной системе является Солнце, и это делает гарантированным фотометрический признак его наличия в поле зрения прибора. Однако поток уходящего от Земли излучения, регистрируемый с борта околоземного КА, может быть близким по величине к потоку излучения от Солнца в случае, когда Солнце в зените, Земля занимает все поле зрения прибора и полностью покрыта облаками с КСЯ = 0,8. При этом поток идущего от нее излучения может достигать

$$F_{Earth} = 0.8F_{Sun} \sin^2 \alpha_0$$

где α_0 – полураствор поля зрения прибора.

Понятно, что эта ситуация может быть распознана прибором на борту. Как показано на рисунке 6.9, полное поле зрения прибора 180°. Угловой размер Земли на любой околоземной орбите всегда меньше 180°. В худшем случае Земля может полностью засветить поле зрения одной головки оптического блока размером 60° x 60°. При этом $F_{Earth} = 0,25F_{Sun}$. Во всех других ситуациях отраженный земной поверхностью поток солнечного излучения имеет среднее значение около 100 Вт/м², и, в отдельных случаях, не может превысить 700 Вт/м². При этом поток солнечного излучения, солнечная постоянная, весьма стабилен и равен $1360 \pm 1,3$ Вт/м².

Таким образом, ОСД-Фд должен иметь фотометрическую калибровку, позволяющую различать объекты наблюдения, отличающиеся по идущему от них потоку излучения, как

минимум в 2 раза. В случае если удастся организовать работу ОСД-Фд в полосе поглощения вблизи 1,0 мкм, эта разница будет еще больше.

6.3.2 Влияние боковой подсветки прибора отраженным от земной поверхности солнечным излучением

Сложнее обнаружить наложение на чувствительные элементы прибора потоков солнечного излучения и отраженного от земной поверхности.

Рассмотрим влияние освещенной Солнцем Земли на показания ОСД-Фд в видимом диапазоне. Земля будет оказывать влияние на работу ОСД-Фд, если угол его оптической оси с горизонтом меньше $33 - 36^\circ$. Сигнал от Земли зависит от того, какую долю поля зрения фотодиодов она занимает, а также от высоты Солнца над горизонтом. Максимальный поток излучения Земли на апертуре прибора не превышает $r \sin^2 \alpha_0 F_s = 0.8 \sin^2 30^\circ F_s = 0.2 F_s$, когда Солнце находится в зените, а прибор смотрит в надиру. Очевидно, эта геометрия не представляет проблемы, т.к. прибор, смотрящий на Землю, не видит Солнца – Солнце будет наблюдаться прибором, смотрящим в зенит без помех Земли. Использование в приборе фотометрического центрального канала позволяет легко отличить случай попадания Солнца в поле зрения прибора, поскольку даже на краю поля зрения прибора сигнал от Солнца в этом канале не может быть меньше $0,4 F_s$.

Проблему представляет случай, когда и Земля, и Солнце одновременно находятся в поле зрения прибора. Геометрию освещения и наблюдения Земли в этом случае иллюстрирует рисунок 6.32.

Введем следующие системы координат:

– связанную с Землей систему координат, центр которой находится в центре Земли, ось Z направлена на КА, ось X лежит в плоскости, определяемой осью Z и направлением оси прибора, а ось Y дополняет систему до правой;

– систему координат прибора, в которой ось z направлена по оси прибора, ось x лежит в плоскости XZ и направлена в сторону Земли, ось y дополняет систему до правой и по направлению совпадает с осью Y .

Если θ_0 – угол наклона оси прибора к надиру, то преобразование из системы координат прибора в связанную с Землей систему координат определяется матрицей поворота вокруг оси y на угол $-(\pi - \theta_0)$

$$\mathbf{T}_y = \begin{pmatrix} -\cos \theta_0 & 0 & \sin \theta_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_0 & 0 & -\cos \theta_0 \end{pmatrix}$$

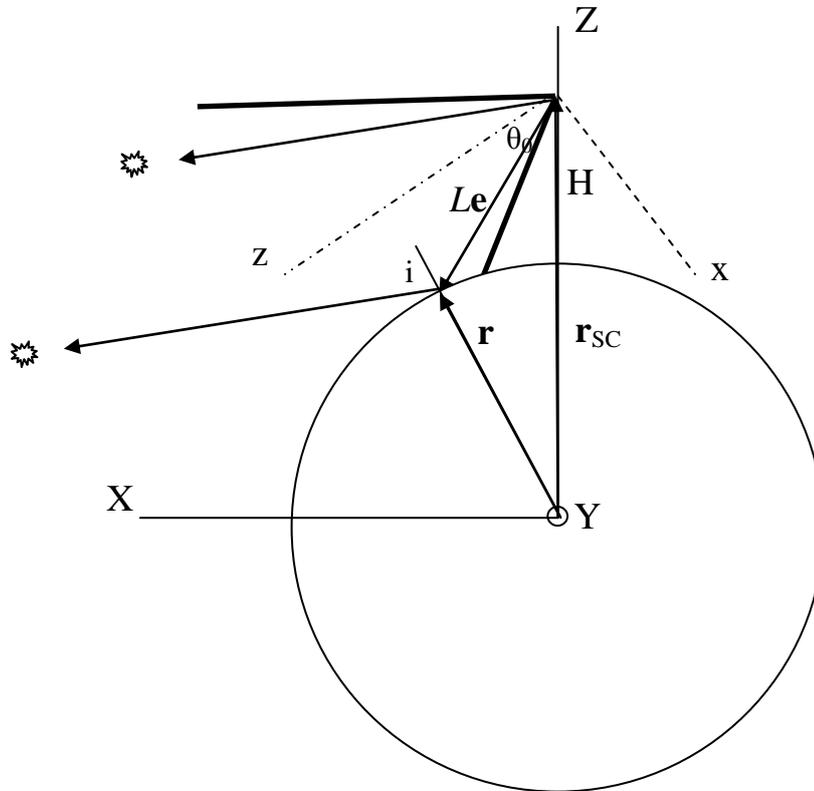


Рисунок 6.32 - Геометрия освещения и наблюдения Земли

Единичный вектор направления наблюдения в системе координат прибора равен:

$$\mathbf{e}_c = \begin{pmatrix} \cos \alpha_n \sin \beta_n \\ \sin \alpha_n \sin \beta_n \\ \cos \beta_n \end{pmatrix}$$

а в связанной с Землей системе координат –

$$\mathbf{e} = \mathbf{T}_y \mathbf{e}_c$$

Точка пересечения луча наблюдения с земной поверхностью находится из совместного решения уравнения луча наблюдения и сферы Земли

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_{sc} + L\mathbf{e}$$

$$r^2 = R_0^2$$

что приводит к уравнению для расстояния L до поверхности Земли вдоль луча наблюдения:

$$L^2 + 2\mathbf{r}_{sc} \mathbf{e} L + (2R_0 H + H^2) = 0,$$

где R_0 - радиус Земли,

H – высота КА.

Это уравнение имеет решение

$$L = -\mathbf{r}_{sc}\mathbf{e} - \sqrt{(\mathbf{r}_{sc}\mathbf{e})^2 - (2R_0H + H^2)},$$

если подкоренное выражение неотрицательно (иначе луч наблюдения не пересекает Землю). Отсюда находим точку пересечения \mathbf{r} луча наблюдения с Землей, косинус угла падения солнечных лучей в этой точке:

$$\cos i = \frac{\mathbf{e}_s \mathbf{r}}{R_0}$$

и яркость Земли (облаков) в этой точке (считая отраженное излучение ламбертовским):

$$B(\mathbf{e}) = r \frac{F_s \cos i}{\pi},$$

где для облаков в видимом диапазоне полагаем КСЯ $r = 0.8$.

Сигнал фотодиодов определяется интегрированием яркости Земли по полю зрения прибора с учетом угловой функции фотодиодов

$$I = \int_0^{2\pi} d\varphi \int_0^{\alpha_0} d\alpha P(\alpha) \sin \alpha B(\mathbf{e})$$

На рисунке 6.33 показано расчетное распределение яркости Земли в поле зрения ОСД при различном угле захвата Земли и при различном положении Солнца. На этом рисунке в каждом ряду угол захвата Земли одинаков, а угол Солнца увеличивается от горизонта до максимального $\alpha = 30^\circ$.

В каждом ряду при увеличении угла Солнца над горизонтом увеличивается освещенность поверхности Земли в поле зрения прибора. Поток излучения Земли максимален при $\alpha = 30^\circ$. С другой стороны, при уменьшении угла захвата Земли (при движении сверху вниз на рисунке 6.33) поток излучения Земли сначала увеличивается, т.к. увеличивается высота Солнца над горизонтом, при которой Солнце может попадать в поле зрения прибора, и как следствие улучшается освещенность поверхности. Например, при угле захвата 55° (верхний ряд), несмотря на то, что Земля занимает почти все поле зрения, при рассматриваемых углах Солнца она почти не освещена. При уменьшении захвата Земли и при более высоком Солнце над горизонтом (но все еще попадающем в поле зрения прибора) поток излучения Земли увеличиваться.

При дальнейшем уменьшении угла захвата Земли поток излучения Земли начинает уменьшаться из-за уменьшения площади видимой части Земли.

Таким образом, Земля оказывает наибольшее влияние на измерения ОСД, когда она

занимает примерно половину поля зрения, а Солнце находится на краю поля зрения, обеспечивая наилучшую освещенность наблюдаемой поверхности.

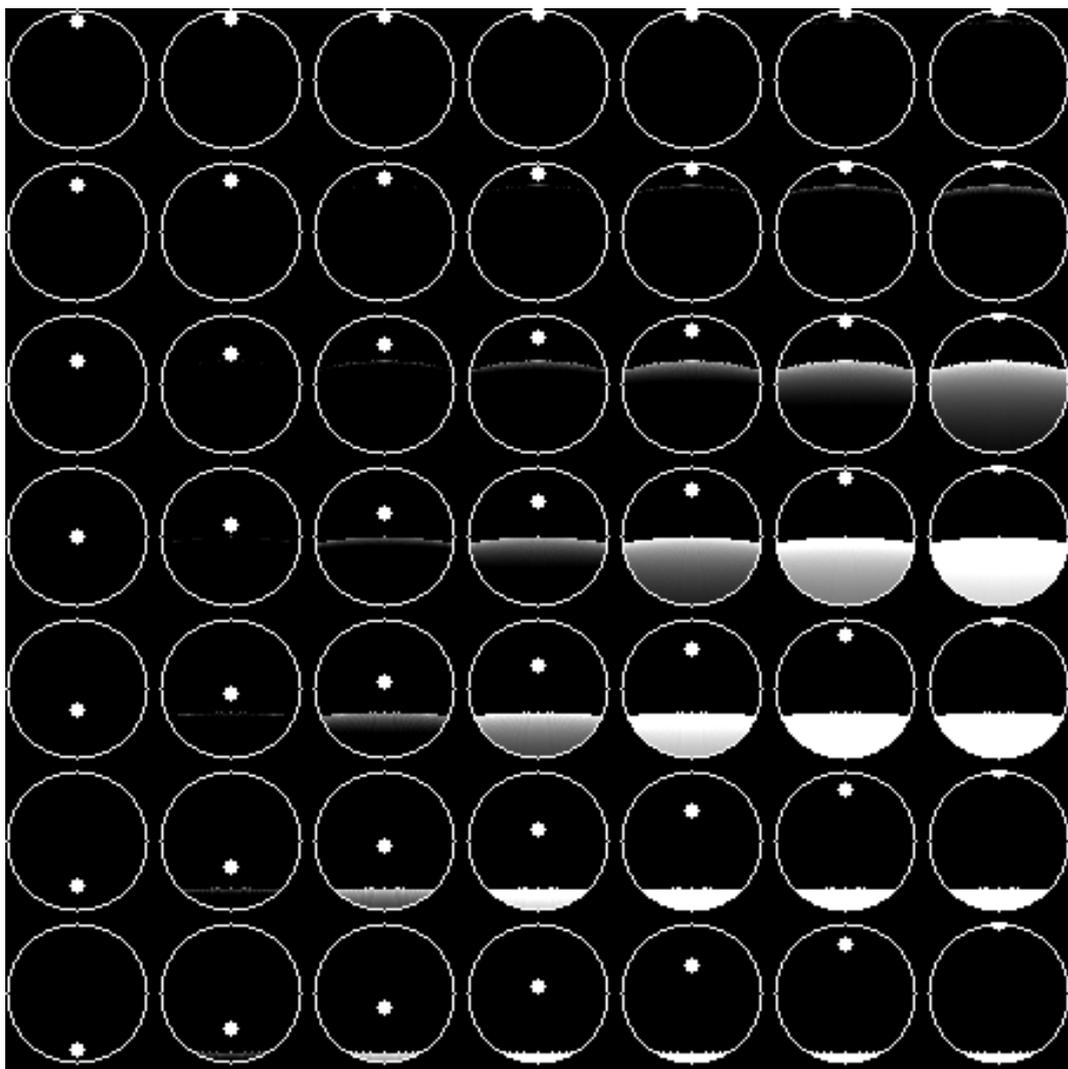


Рисунок 6.33 - Распределение яркости Земли в поле зрения ОСД при различных углах захвата Земли (сверху вниз: 55, 50, 40, 30, 20, 10, 5°) и при различной высоте Солнца над горизонтом (слева направо: от горизонта до края поля зрения)

Для худшего случая, когда Солнце находится на краю поля зрения ($\alpha = 30^\circ$) на рисунке 6.34 показана зависимость сигналов фотодиодов при наличии и при отсутствии подсветки Земли в зависимости от угла захвата Земли.

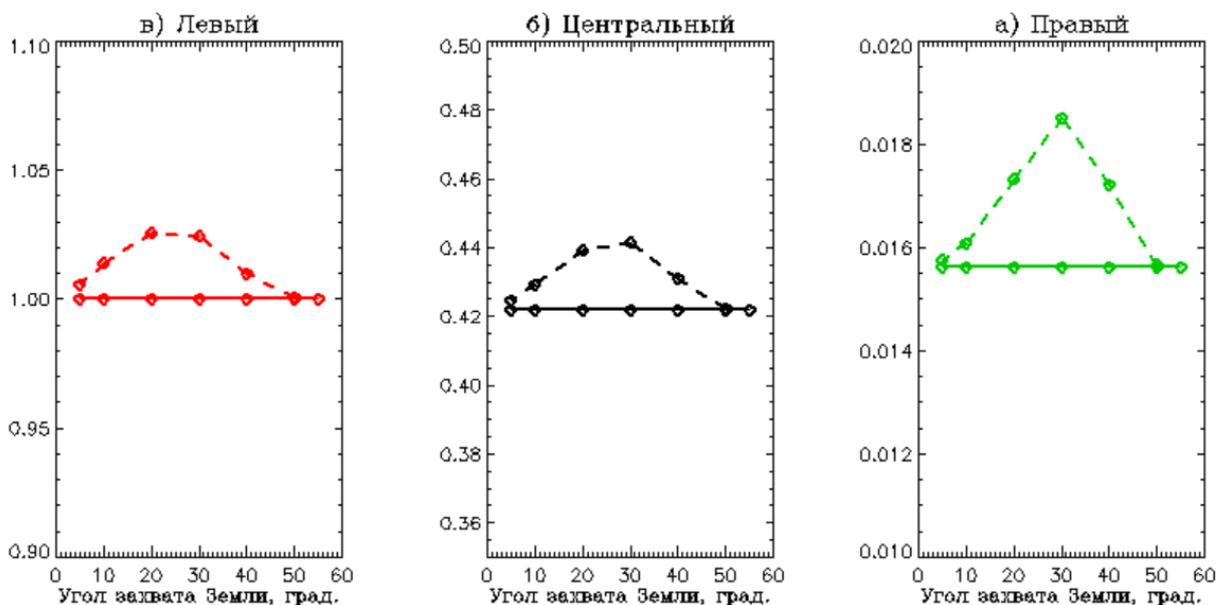


Рисунок 6.34 - Нормированный сигнал фотодиодов в зависимости от угла захвата Земли для случая, когда Солнце находится на краю поля зрения ($\alpha = 30^\circ$): сплошная линия – без учета влияния Земли, штриховая линия – с учетом влияния Земли

Для фотодиода, который смотрит в сторону Солнца, максимальное увеличение сигнала за счет влияния Земли составляет 3 %, для центрального фотодиода – 5 %, для фотодиода, который смотрит в сторону Земли, - около 20 %, но при этом в абсолютных величинах это мало.

Для того чтобы проанализировать ошибки, которые эти изменения сигнала за счет влияния Земли вносят в измерения ОСД, нужно использовать математическую модель ОСД (А. Никитин). Для простой оценки этого влияния на рисунке 6.35 показаны ошибки оценки угла α (в данном случае $\alpha = 30^\circ$), получаемые для рассматриваемой геометрии наблюдения при использовании в качестве признаков сигналов отдельных фотодиодов, нормированных на сумму сигналов трех фотодиодов.

Получено, что даже в худшем случае, когда Земля занимает половину поля зрения, а Солнце находится на краю поля зрения и наилучшим образом освещает видимый участок Земли, ошибки оценки угла направления на Солнце α не превышают 1° .

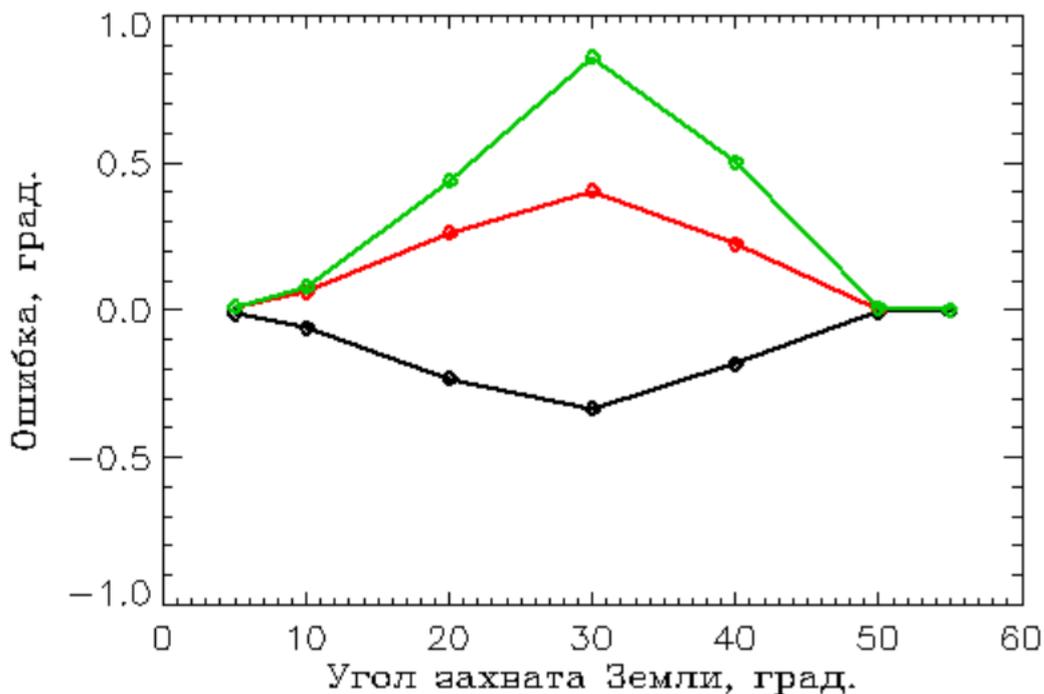


Рисунок 6.35 - Ошибки измерения угла α в зависимости от угла захвата Земли по сигналу левого (красный), центрального (черный) и правого (зеленый) фотодиода

В приведенном расчете не учитывалось свечение атмосферы, которое может быть основным источником излучения Земли на восходе и закате, когда Солнце находится ниже горизонт. Для анализа яркости атмосферы и поверхности Земли в этих условиях использовалась программа MODTRAN-4 со стандартной моделью «лето средних широт». Высота Солнца относительно горизонта менялась в интервале от минус 5° до плюс 5° с шагом 1° . Угол наблюдения относительно горизонта также менялся в интервале от минус 5° до плюс 5° с шагом 1° , а азимут направления наблюдения от минус 30° до плюс 30° относительно солнечного вертикала также с шагом 1° . Рассматривался широкий спектральный диапазон 0,4 - 1 мкм.

Полученная картина распределения яркости атмосферы и поверхности Земли показана на рисунке 6.36 в сферических координатах «угол высоты над горизонтом – азимут наблюдения». В сферических координатах горизонт сферической Земли представляется прямой линией. Полученное распределение яркости атмосферы и поверхности Земли на рисунке 6.36 хорошо соответствует рисунку 6.32, с учетом различия систем координат этих изображений: на рисунке 6.32, представленном в проекции, близкой к центральной, горизонт изображается дугой окружности, а на рисунке 6.36 в сферической проекции горизонт сферической Земли изображается прямой линией.

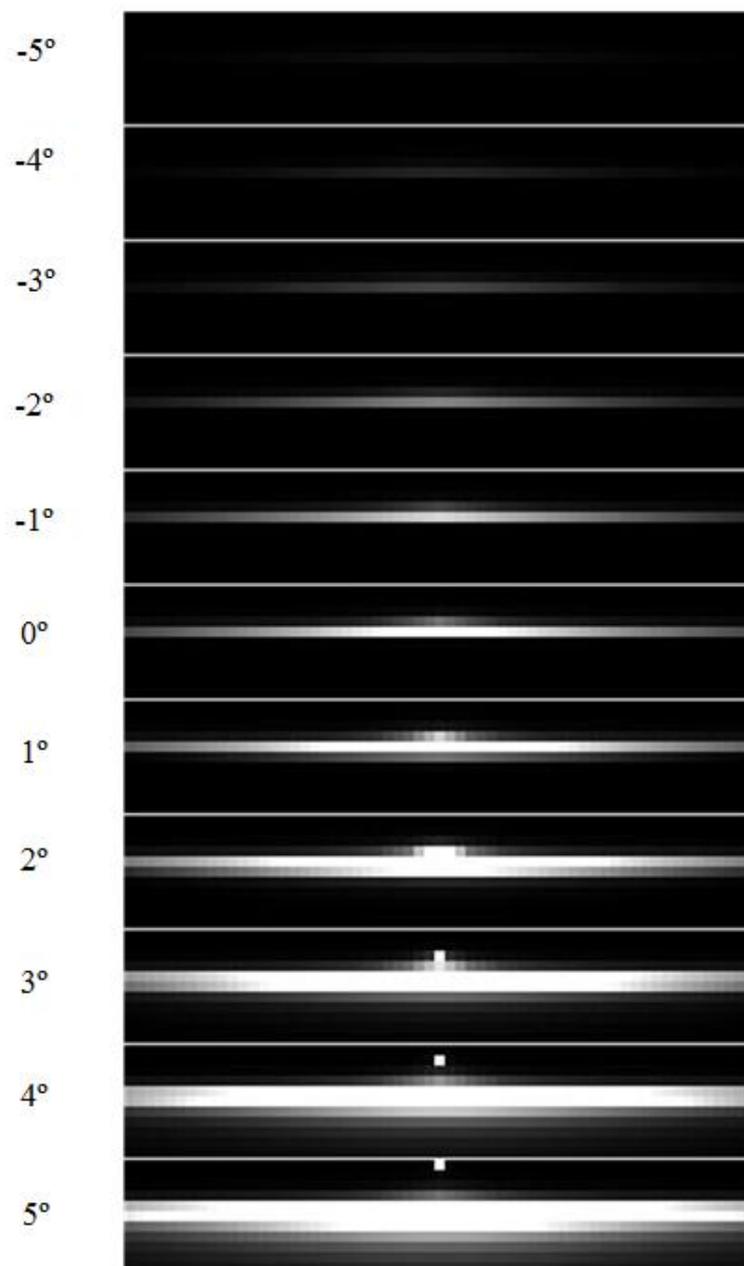


Рисунок 6.36 - Распределение яркости Земли у горизонта при изменении высоты Солнца (разрешение - 1°, расчет выполнен с помощью программы MODTRAN-4)

Отношение потока излучения Земли в этих условиях к потоку излучения Солнца приведено в таблице 6.4. Можно отметить малость потока излучения Земли в этих условиях по сравнению с потоком излучения Солнца, что связано как с относительно малым вкладом рассеяния солнечного света в атмосфере, так и с тем, что большая часть наблюдаемой поверхности Земли в этих условиях находится за терминатором.

Таблица 6.4 - Отношение потока излучения Земли в угле 60° к потоку излучения Солнца

Высота Солнца, град.	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5
Отношение потоков	0,00005	0,0001	0,0003	0,0004	0,0007	0,001	0,0016	0,0026	0,0037	0,005	0,0065

Для четырех площадочного фотодиода с полем зрения $60^\circ \times 60^\circ$ световой поток, падающий на каждую площадку, получается интегрированием яркости Земли по телесному углу, в котором Земля видна с этой площадки через диафрагму. Результаты оценки влияния Земли на точность измерений углов направления на Солнце показаны на рисунке 6.37. В худшем случае, когда угол между оптической осью прибора и горизонтом составляет 20° и Солнце находится в верхнем углу поля зрения прибора, ошибка 4° в вертикальной плоскости и 2° в горизонтальной.

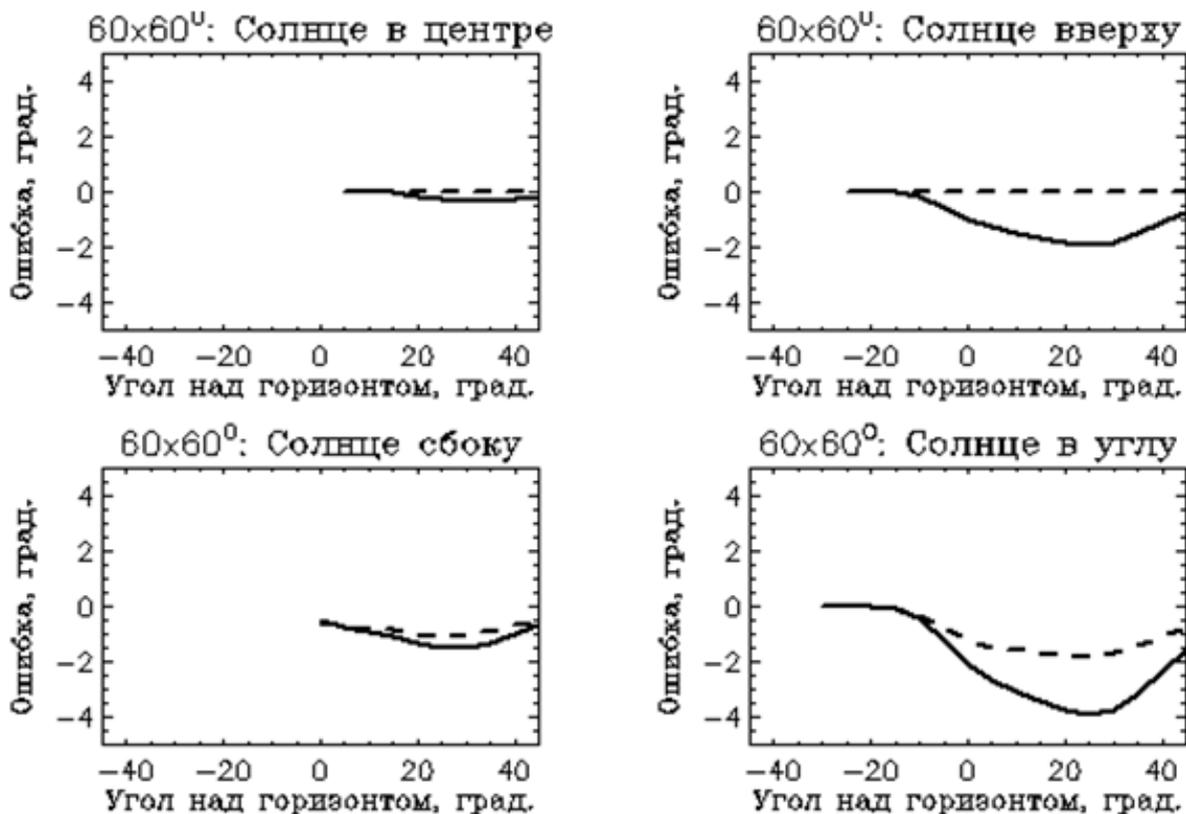


Рисунок 6.37 - Ошибки определения углов направления на Солнце из-за влияния Земли для 4-х площадочного фотодиода в зависимости от угла оптической оси ОСД-Фд над горизонтом и положения Солнца в поле зрения ОСД-Фд: сплошная линия – ошибка в вертикальной плоскости, штриховая линия – ошибка в горизонтальной плоскости

Из всего вышеизложенного можно заключить, что разработка ОСД-Фд на основе кремниевых фотодиодов, работающих в видимой области спектра, без использования полос поглощения вполне оправдана.

К этому следует добавить, что при наблюдении Солнца распределение сигналов по фотодиодам должно подчиняться закону косинуса. Нарушение закона косинуса будет свидетельствовать о наличии посторонней подсветки. Предполагается, что соблюдение закона косинуса будет контролироваться путем сравнения результатов измерений с математической моделью прибора, которая будет зашита в память его процессора.

В целях снижения ошибок измерения, и полного исключения возможности появления ложных измерений в ОСД-Фд планируется следующее:

- уменьшить вероятность одновременной засветки фотодиодов прибора Солнцем и освещенным краем Земли путем разделения поля зрения прибора на независимые друг от друга секции;
- прибор должен проходить фотометрическую калибровку и иметь возможность постоянной коррекции своих параметров в соответствии с температурой;
- в программе управления прибором необходимо предусмотреть некоторый набор действий для выхода из неопределенных ситуаций.

6.4 Моделирование и макетирование ОСД-Фд

6.4.1 Математическая модель прибора солнечной ориентации на фотодиодах

Солнечный датчик ориентации предназначен для определения направления на Солнце в приборной системе координат

Приборная система координат

Ось Z – направлена перпендикулярно посадочной плоскости прибора

Ось X – направлена вдоль линии, соединяющей центры классный паз и классное отверстие

Ось Y – дополняет систему координат до правой тройки векторов

Внутренняя система координат

Ось Z – направлена вдоль оси чувствительности центрального датчика

Ось X – направлена под углом 90 градусов к оси Z по направлению второго фотодиода

Ось Y дополняет систему координат до правой тройки векторов

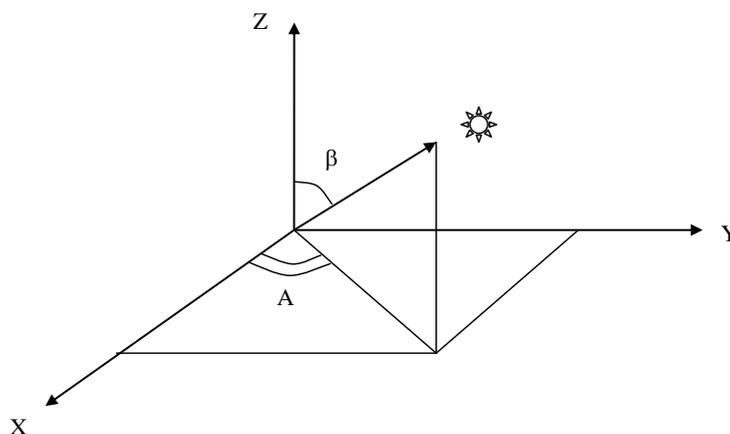


Рисунок 6.38 - Направление на Солнце в приборной системе координат прибора

Направление на Солнце определяется двумя углами: вертикальным углом β и азимутом A .

Вертикальный угол отсчитывается от направления оси Z до направления на Солнце. Азимут отсчитывается в горизонтальной плоскости (XY) от направления оси X до проекции на горизонтальную плоскость внутренней системы координат прибора. Солнечный прибор состоит из нескольких фотодиодов, по крайней мере, трех, позволяющих определить направление на Солнце. Фотодиод, корпус и матовое стекло образуют оптический элемент прибора.

Описание работы оптического элемента прибора

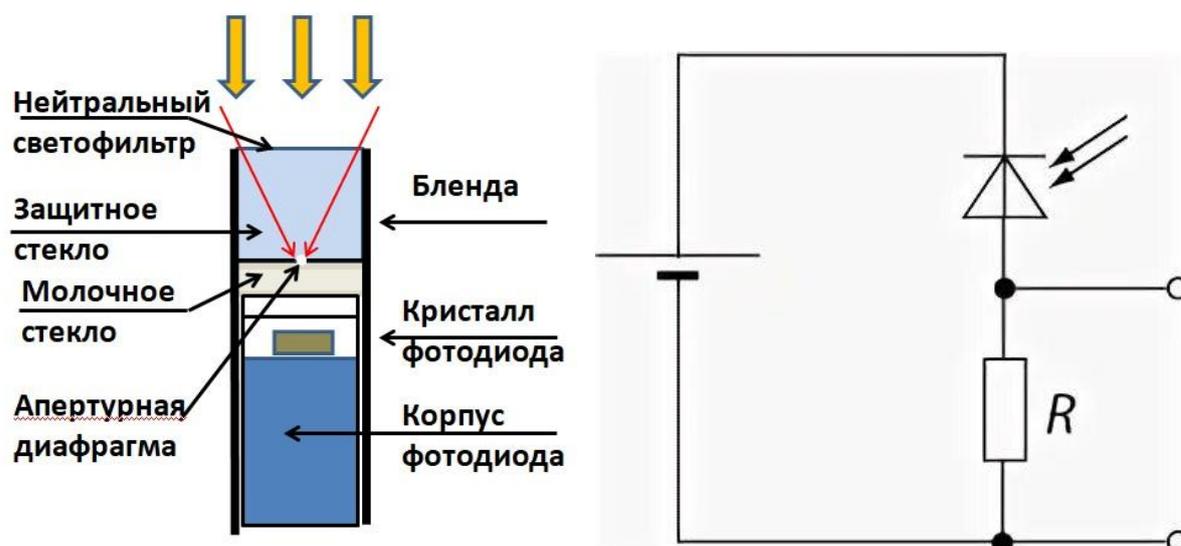


Рисунок 6.39 - Схема оптического элемента прибора и электрическая схема подключения фотодиода

При падении солнечного света освещенностью E на молочное стекло с коэффициентом пропускания τ , после светорассеяния свет попадает на фоточувствительную площадку фотодиода, и на нагрузочном резисторе R возникает напряжение U . Его величина зависит от чувствительности фотодиода S , и угла между направлением оси чувствительности фотодиода и направлением на Солнце в системе координат оптического элемента.

Фотодиод включается по схеме фоторезистора (см. рисунок 6.39). С нагрузочного сопротивления R_H снимается аналоговое напряжение пропорциональное косинусу угла между направлением на Солнце и осью чувствительности. После аналого-цифрового преобразования цифровой отклик в градациях АЦП (B) с каждого оптического элемента может быть рассчитан следующим образом:

$$B = 2^{12} \cdot \frac{U}{U_{on}}, \text{ где } U_{on} - \text{ опорное напряжение АЦП.}$$

Диаграмма чувствительности оптического элемента солнечного датчика в зависимости

от угла между осью чувствительности и направлением на имитатор Солнца, полученная в ходе реального эксперимента, представлена на рисунке 6.40.

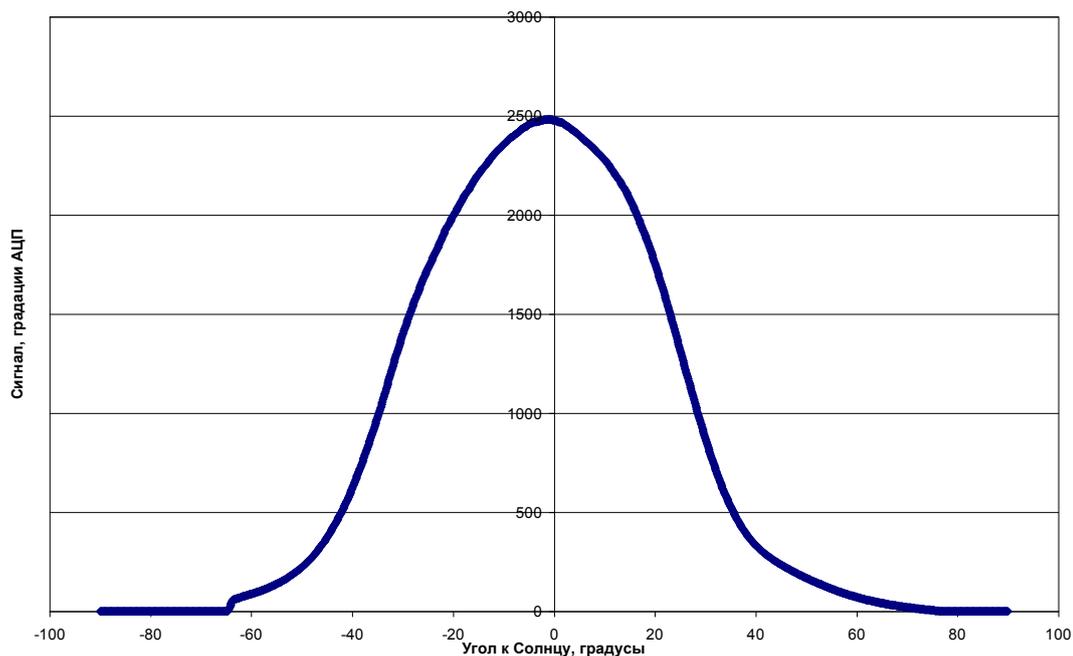


Рисунок 6.40 - Зависимость уровня сигнала АЦП от направления на имитатор Солнца

Размещение фотодиодов на гранях оптических пирамидальных элементов

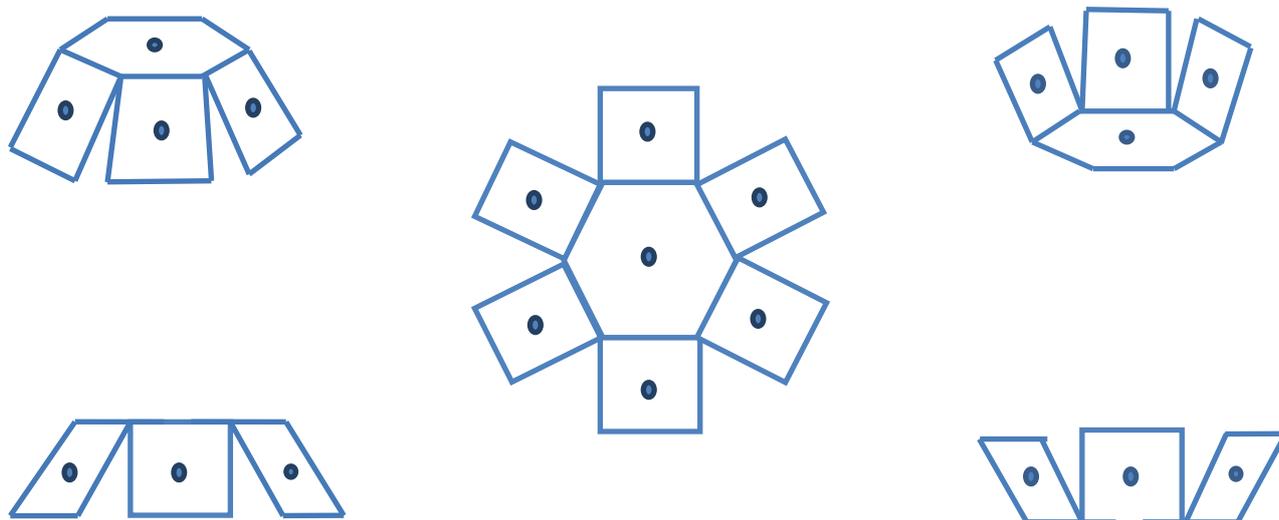


Рисунок 6.41 - Схема расположения фотодиодов на гранях пирамидальных оптических элементов

Оси чувствительности оптических элементов и их площадки расположены согласно схеме, представленной на рисунке 6.42.

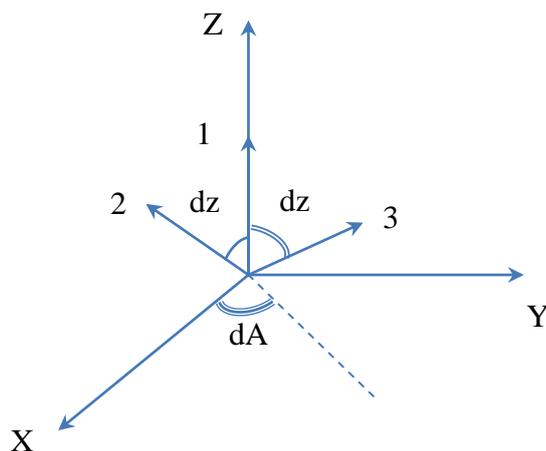


Рисунок 6.42 - Принцип размещения осей чувствительности элементов в солнечном приборе

При расположении осей чувствительности оптических элементов применяется следующий подход. Задаются вертикальные и горизонтальные углы каждой оси чувствительности фотодиода. На рисунке 6.42 представлено расположение осей чувствительности трех оптических элементов. Первый оптический элемент располагается вдоль оси Z прибора. Ось второго элемента расположена в плоскости ZX, при этом угол между осью Z и осью чувствительности элемента (dz) является вертикальным параметром данной схемы. Горизонтальный угол между проекциями осей чувствительности третьего и второго элемента dA является вторым параметром схемы размещения элементов в приборе. Угол между осью i -го оптического элемента и осью X может быть вычислен следующим способом:

$$A_i = (i - 2) \cdot dA, \text{ при этом } i = 2, \dots, n$$

где n – количество оптических элементов

Угол между осями чувствительности элементов и осью Z для всех элементов, кроме первого составляет величину равную второму параметру схемы размещения dz .

Принцип функционирования

Прибор солнечной ориентации состоит из нескольких оптических элементов, каждый из которых формирует уровень напряжения пропорциональный освещенности падающего излучения, которая зависит от угла между направлением на Солнце и направлением оси чувствительности оптического элемента (см. рисунок 6.43). Напряжение с каждого из элементов квантуется при помощи многоканального аналого-цифрового преобразователя и поступает в память процессора. По полученным напряжениям с учетом калибровочных направлений осей чувствительности оптических элементов в процессоре производится вычисление направления на Солнце.

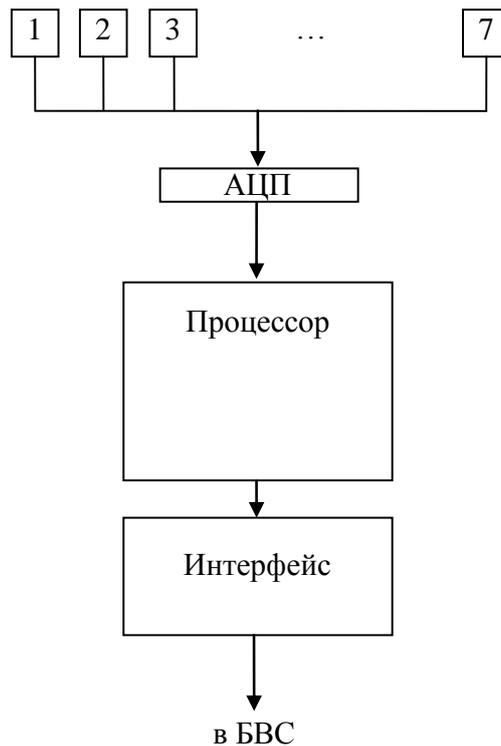


Рисунок 6.43 - Функциональная схема прибора с семью оптическими элементами

Расчет направления на Солнце

На момент проведения измерения солнечным прибором на вход процессора поступает сигнал от нескольких оптических элементов. Радиус-вектор на Солнце вычисляется по горизонтальному и вертикальному углу в связанной системе координат α_s и β_s

$$r_s = \begin{pmatrix} \cos \alpha_s \cos \beta_s \\ \sin \alpha_s \cos \beta_s \\ \sin \beta_s \end{pmatrix} \quad (6.3)$$

Направления осей чувствительности каждого оптического элемента размещаются в памяти процессора прибора и определяются двумя углами $\alpha_{\phi\delta}, \beta_{\phi\delta}$. Также задаются матрицы перехода от внутренней системы координат прибора к системе координат оптического элемента

Система координат оптического элемента определяется следующим способом:

Ось Z направлена по направлению его оси чувствительности.

Ось Y располагается по нормали между осью Z внутренней системы координат прибора и осью Z оптического элемента.

Ось X дополняет систему координат до правой тройки векторов.

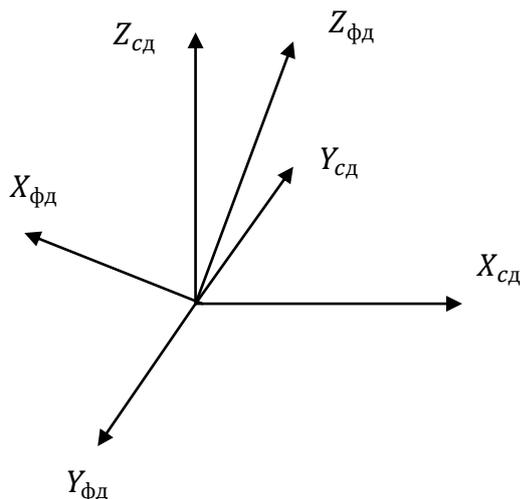


Рисунок 6.44 - Система координат оптического элемента и система координат прибора

Для каждого оптического элемента определяется массив значений напряжений U_i . Индекс массива определяется углом между осью $Z_{фд}$ и направлением на Солнце.

По приближенным значениям углов направления на Солнце вычисляются направления в СК оптических элементов через матрицы направляющих косинусов по формуле

$$r_{фд} = {}^{сд}_{фд}M \cdot r_s$$

Угол между осью Z оптического элемента и вектором $r_{фд}$ вычисляется как арккосинус аппликаты вектора $r_{фд}$

Полученный угол в градусах является аргументом массива напряжений [2]

$$indU = \arccos(r_{фд})$$

По значению индекса рассчитывается из массива U_i значение напряжения методом линейной интерполяции. Всего массив содержит 181 значение для каждого фотодиода при изменении углов от минус 90° до плюс 90° .

В качестве уравнения для расчета направления на Солнце используется разность между измеренным и вычисленным значением напряжения

$$U_{измj} - U_{вычj} = 0$$

Полученная система для всей совокупности фотодиодов решается методом последовательных приближений по способу наименьших квадратов. Решением системы являются углы направления на Солнце. Система составляется при условии попадания Солнца в поле зрения как минимум 3 датчиков. В случае работы двух датчиков, вектор направления на Солнце вычисляется по средневзвешенному значению напряжения и углов осей чувствительности, задействованных оптических элементов.

В результате расчета в интерфейс выдаются углы направления на Солнце, единичный

радиус-вектор во внутренней системе координат, время привязки измерения и несколько слов состояния прибора.

Моделирование работы солнечного прибора

Перед процессом моделирования стоят следующие задачи:

1. Задание параметров прибора Солнечной ориентации
2. Формирование массива напряжений с фотодиодов солнечного прибора в зависимости от направления солнечного излучения в СК оптического элемента.
3. Моделирование шумов оптических элементов прибора.
4. Моделирование напряжений на каждом фотодиоде с учетом углов вектора Солнце, шумов и цифрового накопления.
5. Определение направления на Солнце по смоделированным сигналам с фотодиодов
6. Оценка точности определения направления на Солнца для всего диапазона углов в поле зрения прибора

Рассмотрим указанные задачи более подробно.

Параметры прибора Солнечной ориентации

К параметрам прибора относятся:

- Конфигурация оптических элементов: число диодов, азимутальный и зенитный углы
- Параметры бленды оптических элементов: угол ограничения и диаметр входного отверстия
- Направляющие косинусы осей оптических элементов
- Чувствительность фотодиодов
- Коэффициент подавления защитного стекла
- Коэффициент пропускания молочного стекла
- Диаметр диафрагмы
- Расстояние от молочного стекла до фотодиода
- Разрядность и опорное напряжение АЦП
- Измерительное сопротивление
- Рабочая температура

Параметры прибора используются при определении значений освещенностей и выдаваемых фотодиодами напряжений на чувствительных площадках фотодиода в зависимости от вектора Солнца в системе координат прибора.

Формирование напряжений, выдаваемых фотодиодами солнечного прибора

Для формирования напряжений в математической модели используются две системы координат: внутренняя система координат Солнечного прибора и системы координат оптических элементов. Между собой системы координат связаны при помощи матриц перехода, определенных на основе направляющих косинусов осей фотодиодов.

Бленда оптических элементов прибора задается в системе координат СД (рисунок 6.45). Она сконструирована таким образом, чтобы ограничить угол направления на Солнце в диапазоне угла поля зрения прибора. Бленда центрального оптического элемента содержит металлические диски, ограничивающие поле зрения в диапазоне вертикальных углов от 0° до 30° вне зависимости от азимутального угла. Бленды остальных оптических элементов приборов ограничивают направление на Солнце в диапазоне вертикальных углов от 0° до 60° , а в диапазоне азимутальных углов от минус 90° до 90° . При этом оси всех бленд прибора параллельны между собой, но не параллельны осям Z СК оптических элементов, кроме центрального.

Система координат центрального оптического элемента параллельна системе координат прибора. Оси Z систем координат остальных оптических элементов образуют с осью Z прибора угол в 30° . Оси X систем координат этих элементов (X СКО) совпадают по направлению с осью X прибора (X СКП) при азимутальном угле оси фотодиода равном 180° . При азимутальных углах фотодиодов 270° и 90° оси X СКО совпадают и противоположны по направлению с осью Y прибора (Y СКП). При азимутальном угле 0° ось X СКО противоположна по направлению оси X прибора (X СКП).

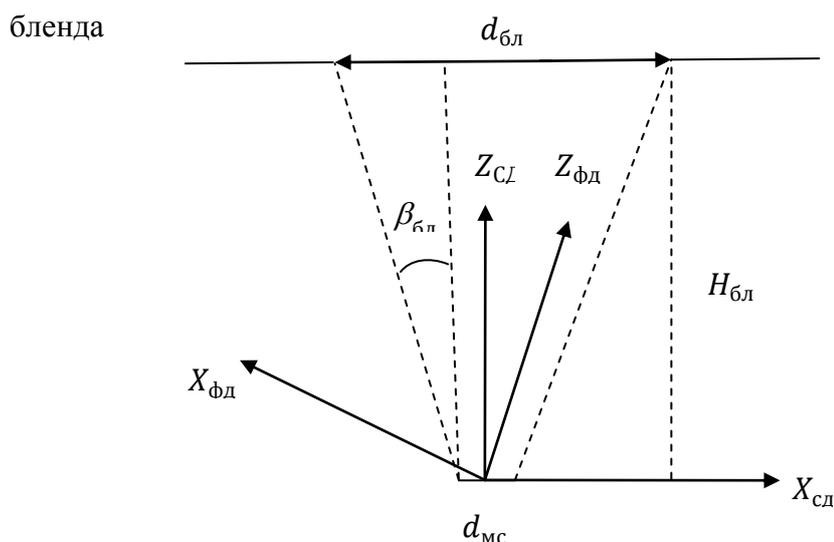


Рисунок 6.45 - Схема расположения бленды, системы координат прибора (СКП) и системы координат оптического элемента (СКО) для оптического элемента с нулевым азимутальным углом

Формирование напряжений осуществляется следующим образом:

– Задаются для каждого оптического элемента напряжения углы θ в плоскости $Z_{\text{фд}}X_{\text{фд}}$ в диапазоне от $0^\circ - 90^\circ$ и азимутальные углы ψ в диапазоне от 0° до 360° в плоскости $X_{\text{фд}}Y_{\text{фд}}$.

– Рассчитываются освещенности молочного стекла каждого оптического элемента $E_{\text{МС}}$

– По освещенности $E_{\text{МС}}$ определяется освещенность рассеяния E_p с учетом коэффициента пропускания молочного стекла

$$E_p = \tau_{\text{МС}} E_{\text{МС}}$$

– Рассчитывается световой поток на светочувствительной площадке фотодиода

– Средняя освещенность рассчитывается как отношение светового потока, попавшего на фотодиод к площади его светочувствительной площадки.

$$\overline{E}_{\text{фд}} = \frac{\Phi_{\text{фд}}}{l_{\text{фд}}^2}$$

– По средней освещенности фотодиода определяется напряжение с учетом его светочувствительности $S=0,8$ мкВ/лк.

$$U = S \overline{E}_{\text{фд}}$$

– Все полученные напряжения сводятся к трехмерному массиву $U[8][91][180]$. Первый индекс определяется номером фотодиода, второй индекс определяется углом θ в градусах и третий азимутальным углом ψ в градусах.

– Задается среднеквадратическое значение шумов напряжения.

Рассмотрим расчет освещенности молочного стекла и определение светового потока на фотодиоде более подробно.

Расчет освещенности молочного стекла

Расчет проводится по углам направления на Солнца и номеру оптического элемента по следующей схеме, показанной на рисунке 6.46.

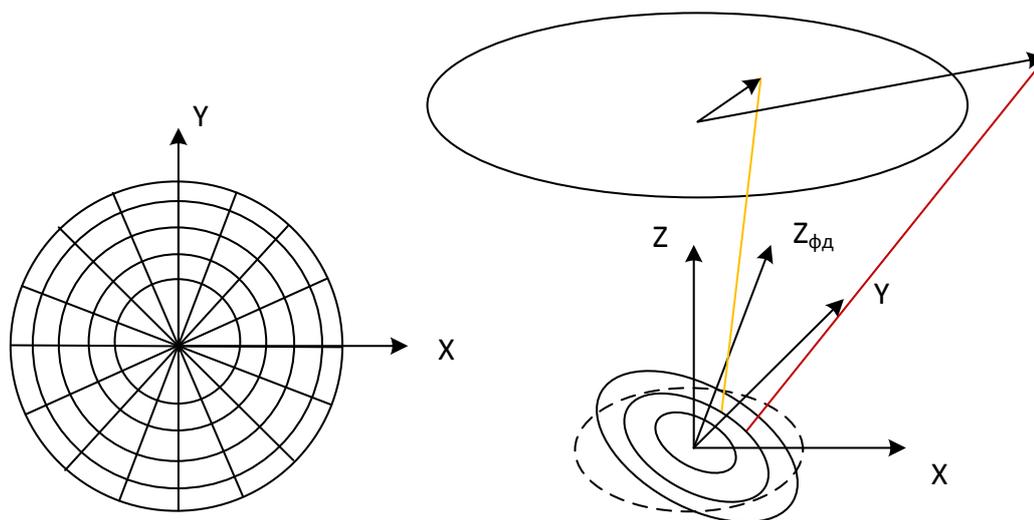


Рисунок 6.46 - Схема разбиения на сектора и поворота молочного стекла при расчете освещенности

Порядок вычисления:

– В системе координат оптического элемента задается вектор направления на Солнце при помощи азимутального и вертикального углов ψ , θ в диапазоне угла ψ от 0° до 360° и угла θ от минус 90° до 90° .

– Рассчитывается направление на Солнце в системе координат оптического элемента

$$\begin{pmatrix} l_s \\ m_s \\ n_s \end{pmatrix}_{\phi\delta} = \begin{pmatrix} \cos \psi \sin \theta \\ \sin \psi \sin \theta \\ \cos \theta \end{pmatrix}$$

– Считается направление на Солнце в системе координат солнечного датчика

$$\begin{pmatrix} l_s \\ m_s \\ n_s \end{pmatrix}_{CD} = M_{CD}^{\phi\delta} \begin{pmatrix} l_s \\ m_s \\ n_s \end{pmatrix}_{\phi\delta}$$

– Определяется ось поворота плоскости молочного стекла как векторное произведение оси Z и оси фотодиода

$$ax_{rot} = Z_{CD} \times \begin{pmatrix} l_{\phi\delta} \\ m_{\phi\delta} \\ n_{\phi\delta} \end{pmatrix}$$

– Вычисляется угол поворота плоскости и матрица поворота M_{II} ; ϑ_{rot}

$$\vartheta_{rot} = \arcsin(\|ax_{rot}\|)$$

$$M_{II} = rotM(ax_{rot}, \vartheta_{rot})$$

– Задаются азимутальные углы в диапазоне от 0° до 360° с шагом 1° и радиусы кольцевых зон молочного стекла в диапазоне от 0 до его радиуса r_{MC} с шагом равным $dr =$

$0.1r_{MC}$.

- Для каждого сектора определяется его площадь dS .

$$dS_r = \frac{d\alpha}{2} r_i^2 (r_i - dr)^2$$

- Вычисляется центр сектора в СК оптического элемента по заданному текущему радиусу и азимутальному углу.

$$x_{mc} = r_i \cos \alpha$$

$$y_{mc} = r_i \sin \alpha$$

$$z_{mc} = 0$$

- Определяются координаты центра сектора в СК солнечного датчика с учетом матрицы поворота M_{II}

$$\begin{pmatrix} x'_{mc} \\ y'_{mc} \\ z'_{mc} \end{pmatrix} = M_{II} \begin{pmatrix} x_{mc} \\ y_{mc} \\ z_{mc} \end{pmatrix}$$

- Высота бленды определяется по углу ограничения и отсчитывается от центра молочного стекла

$$H_{\bar{\alpha}l} = \frac{d_{\bar{\alpha}l}}{2 \cdot \operatorname{tg} \beta_{\bar{\alpha}l}}$$

- По полученным координатам с учетом высоты бленды и направления на Солнце в СК СД вычисляются координаты точки пересечения луча с ее входным отверстием.

$$t_m = \frac{H_{\bar{\alpha}l} - z'_{mc}}{n_S}; x_S^{\bar{\alpha}l} = x'_{mc} + l_S^{\phi\delta} \cdot t_m; y_S^{\bar{\alpha}l} = y'_{mc} + m_S^{\phi\delta}$$

$$r'_S = \sqrt{(x_S^{\bar{\alpha}l})^2 + (y_S^{\bar{\alpha}l})^2}$$

- В случае если радиус точки пересечения больше радиуса входного отверстия бленды, освещенность рассматриваемого сектора принимается равным нулю

$$r'_S > \frac{d_{\bar{\alpha}l}}{2} \rightarrow dE_{mc} = 0$$

- В случае если точка пересечения находится во входном отверстии бленды, освещенность сектора рассчитывается как произведение солнечной освещенности на косинус угла между осью Z и вектором Солнца

$$r'_S \leq \frac{d_{\bar{\alpha}l}}{2} \rightarrow dE_{mc} = E_S \cdot n_S$$

- Для всех секторов молочного стекла определяется поток излучения как сумма произведений освещенности каждого сектора на его площадь

$$F_{mc} = \sum_{\alpha=0}^{360} \sum_{r=0}^{\frac{d_{mc}}{2}} dE_{mc} dS_r$$

– В итоге рассчитывается средняя освещенность молочного стекла как отношение общего светового потока к его площади.

$$E_{mc} = \frac{4 \cdot F_{mc}}{\pi d_{mc}^2}$$

Определение светового потока на фотодиоде

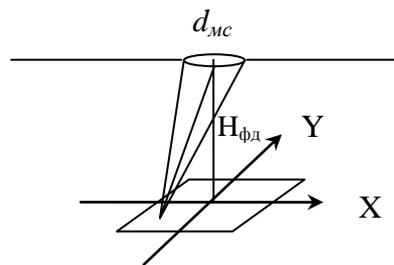


Рисунок 6.47 - Схема формирования освещенности на элементарной площадке фотодиода

– Рассчитывается яркость светорассеяния B_p по освещенности E_p

$$B_p = \frac{E_p}{\pi}$$

– Светочувствительная площадка фотодиода разбивается на квадратные фрагменты по x , y размером $8,5 \times 8,5$ мкм.

– Для каждой элементарной площадки фотодиода рассчитывается освещенность dE_{ϕ} в зависимости от угла между нормалью к рассеивающей поверхности молочного стекла γ и направлением на центр рассматриваемой площадки $r_{\phi\phi}$.

$$r_{\phi\phi} = \sqrt{x_{\phi\phi}^2 + y_{\phi\phi}^2 + H_{\phi\phi}^2}; \quad \gamma = \arccos \left(\frac{H_{\phi\phi}}{r_{\phi\phi}} \right)$$

$$dE_{\phi\phi} = \frac{\pi B_r \cdot d_{mc}^2}{4r_{\phi\phi}^2} \cos^2 \gamma$$

– Поток излучения вычисляется путем интегрирования произведения освещенностей элементарной площадки dE_{ϕ} на ее площадь $dS_{\phi\phi}$ по размерам фотодиода $l_{\phi\phi}$ x $l_{\phi\phi}$ $1,7 \times 1,7$ мм,

$$dS_{\phi\phi} = \frac{l_{\phi\phi}^2}{100 \cdot 100}; \quad F_{\phi\phi} = \int_{-\frac{l_{\phi\phi}}{2}}^{\frac{l_{\phi\phi}}{2}} \int_{-\frac{l_{\phi\phi}}{2}}^{\frac{l_{\phi\phi}}{2}} dE_{\phi\phi} dS_{\phi\phi}.$$

Моделирование шумов оптических элементов прибора

При моделировании шумов учитываются тепловой шум приемника и фотонный шум светового излучения.

Для расчета теплового шума используются следующие параметры: коэффициент Больцмана k , рабочая температура T , измерительное сопротивление $R_{изм}$ и полоса частот df .
Формула для вычисления de в вольтах и $de_{АЦП}$ в градациях АЦП

$$de = \sqrt{4kTR_{изм}df}; \quad de_{АЦП} = \frac{de \cdot 2^{12}}{U_{on}}$$

Для расчета фотонного шума используются:

Энергия фотона на длине волны 555 нм E_{ϕ} , средняя освещенность фотодиода при нормальном падении солнечных лучей $\overline{E_{\phi\delta}}$, продолжительность влияния фотона на процесс формирования электронов $t_{фот}$. При расчете оцениваются: отношение сигнал шум, величина фотонного шума в Вольтах и в градациях АЦП.

Алгоритм расчета:

– Расчет энергии фотона E_{ϕ} через постоянную Планка, скорость света и длину волны фотона:

$$Q_{\phi m} = \frac{h \cdot c}{\lambda}$$

– Вычисление светового потока от вдоль оси фотодиода Солнца по величине освещенности $\overline{E_{\phi\delta}}$ в люменах и Ваттах.

$$F_{\phi\delta}^{лм} = \overline{E_{\phi\delta}} [90] \cdot l^2; \quad F_{\phi\delta}^{Вм} = \frac{F_{\phi\delta}^{лм}}{680}$$

– Определение энергии светового потока и количества фотонов в потоке

$$Q_{\phi\delta} = F_{\phi\delta}^{Вм} \cdot t_{фот}; \quad n_{\phi} = \frac{Q_{\phi\delta}}{Q_{\phi m}}$$

– Вычисление фотонного шума σ_{ϕ} и отношения сигнал/шум SN

$$\sigma_{\phi} = \sqrt{n_{\phi}}; \quad SN = \frac{n_{\phi}}{\sigma_{\phi}}$$

– Определение фотонного шума в Вольтах и градациях АЦП

$$\sigma_{\phi}^U = \frac{U_{\theta=90}}{SN}; \quad \sigma_{\phi}^{АЦП} = \frac{\sigma_{\phi}^U \cdot 2^{12}}{U_{on}}$$

Моделирование напряжений на каждом фотодиоде с учетом углов вектора Солнце, шумов и цифрового накопления.

- В системе координат прибора задается вектор направления на Солнце при помощи азимутального и вертикального углов α_S, β_S (см. рисунок 6.38) в диапазоне угла α_S от 0° до 360° и угла β_S от 0° до 30° .
- Вычисляется вектор направления на Солнце в приборной системе координат
- Считается вектор направления на Солнце в системе координат каждого оптического элемента
- Определяется горизонтальный угол проекции вектора Солнца на плоскость XY с осью X СКО $Az_C^{\phi\theta}$
- Вычисляется угол θ между осью Z и направлением на Солнце в СК оптического элемента.
- Значение напряжения U_{mod} интерполируется по трехмерному массиву U по номеру фотодиода $n_{\phi\theta}$, углу θ в градусах и углу $Az_C^{\phi\theta}$ в градусах методом билинейной интерполяции.

$$n_{\phi\theta} = 1 \dots 8$$

$$i_\theta = (\text{int})\theta \quad j_A = (\text{int})\frac{Az_C^{\phi\theta}}{2}$$

$$U_1 = U[n_{\phi\theta}][i_\theta][j_A] \quad U_2 = U[n_{\phi\theta}][i_\theta][j_A + 1]$$

$$U_3 = U[n_{\phi\theta}][i_\theta + 1][j_A] \quad U_4 = U[n_{\phi\theta}][i_\theta + 1][j_A + 1]$$

$$dU_{12} = U_2 - U_1 \quad U_{12} = U_1 + dU_{12} \frac{\theta - i_\theta}{1}$$

$$dU_{34} = U_4 - U_3 \quad U_{34} = U_3 + dU_{34} \frac{\theta - i_\theta}{1}$$

$$dU_{dA} = U_{34} - U_{12} \quad U_{mod} = U_{12} + dU_{dA} \frac{Az_C^{\phi\theta} - 2j_A}{2}$$

- Полученное значение напряжение увеличивается кратно шагам цифрового накопления.
- Считается суммарное значение шума для заданного числа шагов цифрового накопления.
- В структуру данных фотодиода записывается общее значение суммарного напряжения.

Определение направления на Солнце по смоделированным сигналам

После моделирования напряжений на фотодиодах проводится расчет направления на Солнце. Расчет проводится в следующем порядке:

- Задается пороговый уровень напряжения фотодиода с учетом числа шагов цифрового накопления
- Рассчитывается априорное значение углов направления на Солнце α_x, α_y в приборной системе координат
 1. через разности напряжений фотодиодов с противоположными азимутами
 2. по средневзвешенным углам направлений осей фотодиодов $\alpha_x^{\phi_0}, \alpha_y^{\phi_0}$ по напряжению
- Считается направление на Солнце в приборной системе координат
- Для каждого фотодиода рассчитывается вектор направления на Солнце в его системе координат.
 - Рассчитываются азимутальный и вертикальный углы направления на Солнце
 - По этим углам определяется значение вычисленного напряжения
 - Считается разность смоделированного и вычисленного напряжения
 - Данная разность минимизируется по способу наименьших квадратов методом последовательных напряжений.
- В результате уточняются априорные значения углов направление на Солнце.

Оценка точности определения направления на Солнце

При моделировании осуществляется изменение заданных параметров направления на Солнце горизонтальных углов от 0° до 360° и вертикальных углов от 0° до 30° с заданным шагом. Для каждого направления определяются напряжения на фотодиодах заданной конфигурации. Затем рассчитываются углы вектора Солнца. Разность между заданными и вычисленными углами для каждого направления определяет точность работы прибора. Среднеквадратическое значение разностей всех направлений характеризует итоговую точность прибора заданной конфигурации.

Программное обеспечение для моделирования направления на Солнце

Разработано ПО, позволяющее производить моделирование работы прибора Солнечной ориентации, имеющего не более 8 фотодиодов. Рабочее окно программы представлено на рисунке 6.48.

Вверху программы задается горизонтальный и вертикальный угол направления на Солнце в ПСК а также освещенность, создаваемая Солнцем.

Кнопка «Расчет U» запускает процесс расчета напряжения на фотодиодах и сигналов 12 разрядного АЦП на выбранных оптических элементах в зависимости от заданных углов

направления на Солнце.

Кнопка «Расчет С» запускает расчет направления на Солнце по сигналам, сформированным на оптических элементах.

Кнопка «Моделирование» позволяет запустить процесс моделирования работы солнечного прибора

Кнопка «Очистить» очищает диаграммы размещения фотодиодов и поля зрения.

Затем идут окна редактирования, содержащие информацию по оптическим элементам с фотодиодами

Флажок с цифрой позволяет выбрать оптический элемент с заданным порядковым номером

Окна редактирования под меткой «Напряжение» отображают и позволяют вводить сигнал с заданного оптического элемента

Окна редактирования: «Усиление», «Темновой ток», «СКО шума фотодиода», «Чувствительность», «Ось чувствительности» позволяют настроить параметры оптического элемента.

Окна редактирования Alfa и Betta позволяют указать горизонтальный и вертикальный углы, задающие направление оси чувствительности оптического элемента.

Под окнами редактирования восьмого элемента содержатся параметры моделирования работы солнечного прибора.

Задаются изменения углов вектора Солнца: «г» – горизонтальные: начальный и конечный углы, «в» – вертикальные: начальный и конечный углы. Горизонтальный угол отсчитывается в горизонтальной плоскости от направления оси X до горизонтальной проекции оси. Вертикальный угол отсчитывается от положительного направления оси Z до оси.

Затем в окне редактирования «Шаг» задается изменения углов при моделировании в градусах.

В графе порог задается минимальное значение сигнала оптического элемента, принимаемое к рассмотрению.

В графе Угл_п указывается минимальный угол к оси прибора

В выпадающем списке $U = \cos Vt$ выбирается степень косинуса угла к оси чувствительности

Группа элементов «Конфигурация приборов» позволяет задавать количество фотодиодов, участвующих в солнечном приборе, угол между горизонтальными проекциями и вертикальный угол осей фотодиодов.

Группа элементов «Параметры моделирования» позволяет задавать диапазон изменения горизонтальных и вертикальных углов и изменения шаг при моделировании.

Группа элементов «Параметры бленды» позволяет задавать угол ограничения угла между осью Z прибора и направлением на Солнце, диаметр входного отверстия бленды и диаметр диафрагмы молочного стекла.

Кнопка $U(\beta)$ отображает графическую информацию о связи напряжения и угла оси каждого фотодиода, графики напряжений фотодиодов при изменении углов в плоскости ZX и ZY – α_x и α_y . (рисунки 6.49 - 6.53)

Пункт меню «Файл → Открыть таблицу напряжений» (рисунок 6.50) позволяет открыть текстовый файл с таблицей напряжений, зафиксированными с прибора и произвести расчет направления на Солнце для каждой строки таблицы.

Пункт меню «Файл → Сохранить результаты» позволяет записать результаты расчета в текстовый файл на диске компьютера.

Пункт меню «Режим работы → Задать параметры ФСД» позволяет открыть диалоговое окно с параметрами прибора по умолчанию (рисунок 6.51).

Пункт меню «Режим работы → Расчет функции напряжения» позволяет провести расчет напряжения от угла для каждого фотодиода в его системе координат. Результат отображается на рисунках 6.49, и 6.52 и используется в дальнейшей работе программы

Пункт меню «Режим работы → Расчет Уфд и вектора Солнца» позволяет выполнить расчет напряжений фотодиода при заданном угле направления на Солнце и провести расчет направления на Солнце с заданными шумовыми параметрами.

Пункт меню «Режим работы → Расчет фотонного шума» позволяет оценить фотонный шум при заданных параметрах прибора (рисунок 6.53).

Пункт меню «Режим работы → Расчет теплового шума» позволяет оценить тепловой шум при заданных параметрах прибора (рисунок 6.53).

Пункт меню «Режим работы → Моделирование работы» позволяет запустить процесс моделирования работы солнечного прибора.

Пункт меню «Просмотр → Результаты расчета» позволяет отобразить окно с результатами расчетов (рисунок 6.53)

Пункт меню «Просмотр → График напряжения» позволяет отобразить графики зависимости напряжения от угла в СК оптического элемента (рисунок 6.52).

Моделирование работы ОСД

Файл Режимы работы Просмотр

Горизонтальный угол к Солнцу в ПСК:
 Вертикальный угол к Солнцу в ПСК:
 Освещенность С: лк

Расчет U. Расчет С. **Моделирование** U(Bt)

Ось чувствительности Параметры опт. элементов

К-во измерений	Напряжение	Усиление	Темновой ток	СКО шума фд	мВ/лк	К-т подавл.	Alfa	Betta	k1	k2	Bt0
<input checked="" type="checkbox"/> 1	U1	3241.000	Ku1	1	c1	0	s1	0	0	0	0
<input checked="" type="checkbox"/> 2	U2	1871.000	Ku2	1	c2	0	s2	0	0	30	0
<input checked="" type="checkbox"/> 3	U3	2807.000	Ku3	1	c3	0	s3	0	90	30	0
<input checked="" type="checkbox"/> 4	U4	3743.000	Ku4	1	c4	0	s4	0	180	30	0
<input checked="" type="checkbox"/> 5	U5	2807.000	Ku5	1	c5	0	s5	0	270	30	0
<input type="checkbox"/> 6	U6		Ku6	1	c6	0	s6	0	240	45	0
<input type="checkbox"/> 7	U7		Ku7	1	c7	0	s7	0	300	45	0
<input type="checkbox"/> 8	U8		Ku8	1	c8	0	s8	0	315	45	0

Конфигурация прибора

Кол-во диодов: dA: dz:

Ограничение угла фотодиода

АЦП_п: Угл_п:

Параметры бленды

Угол ограничения, гр: AlfaY:

Диаметр вх. отв., мм: AlfaX:

Диаметр диафр. мкм:

Параметры моделирования

Изменение угла: г в Шаг

Связь напряжения и угла

U= Bt

Рисунок 6.48 - Интерфейс программы «Моделирования работы Солнечного прибора на фотодиодах»

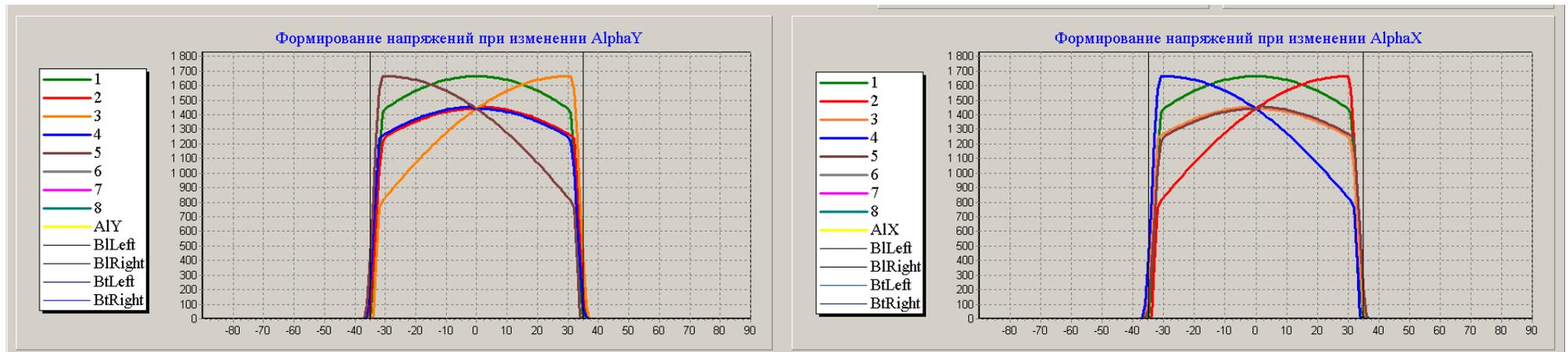
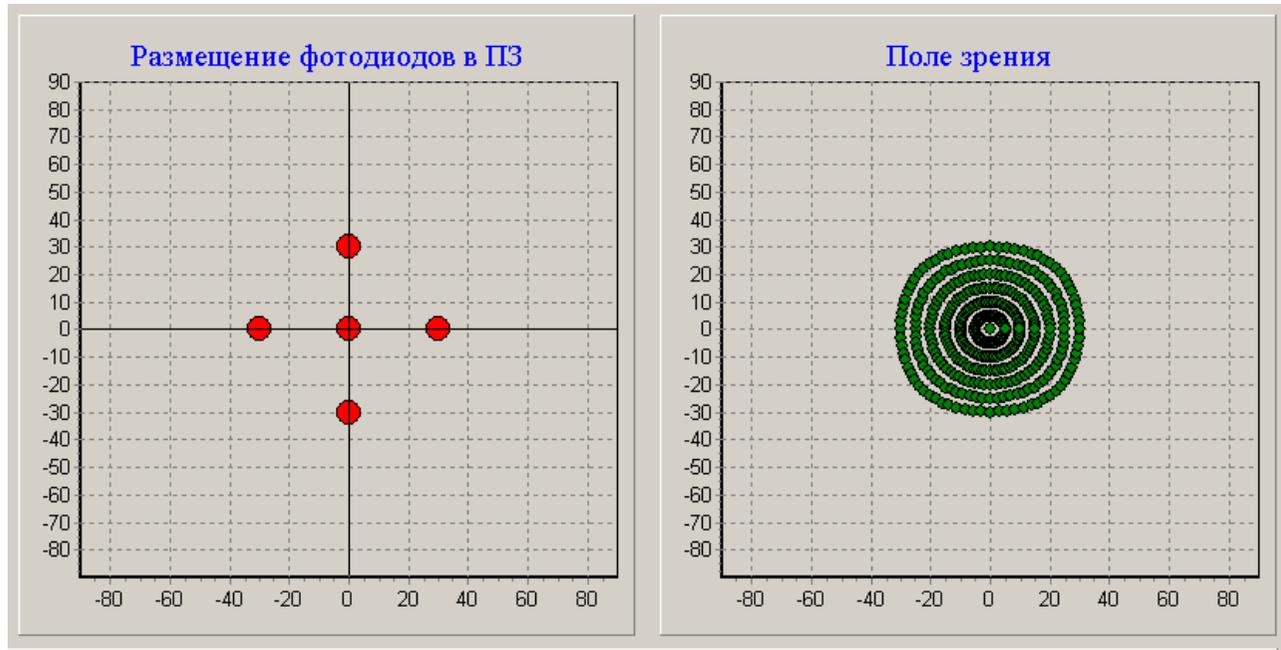


Рисунок 6.49 - Графическое отображение результатов моделирования работы Солнечного прибора



Рисунок 6.50 - Система меню программы «Моделирование работы Солнечного прибора на фотодиодах»

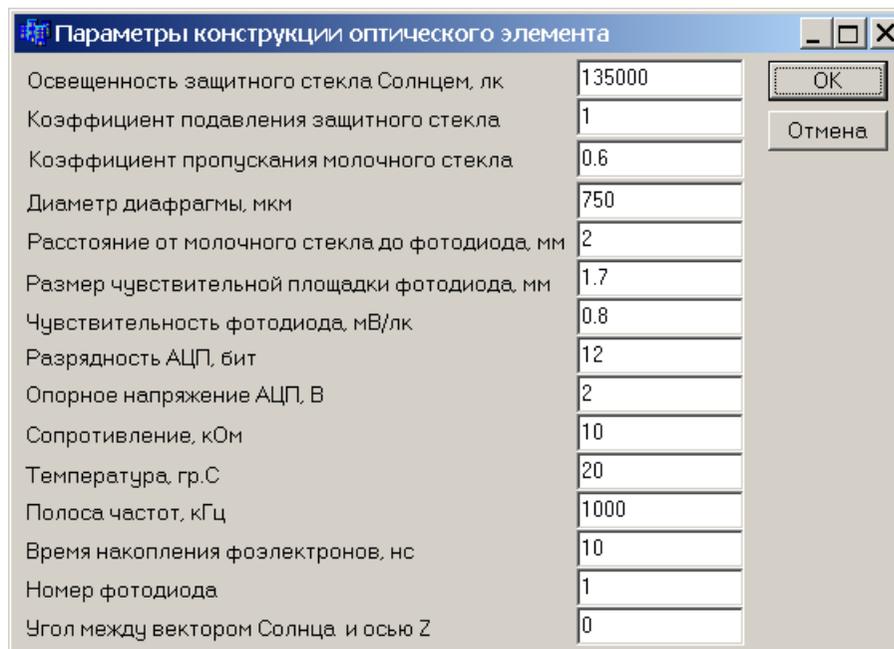


Рисунок 6.51 - Параметры конструкции оптического элемента

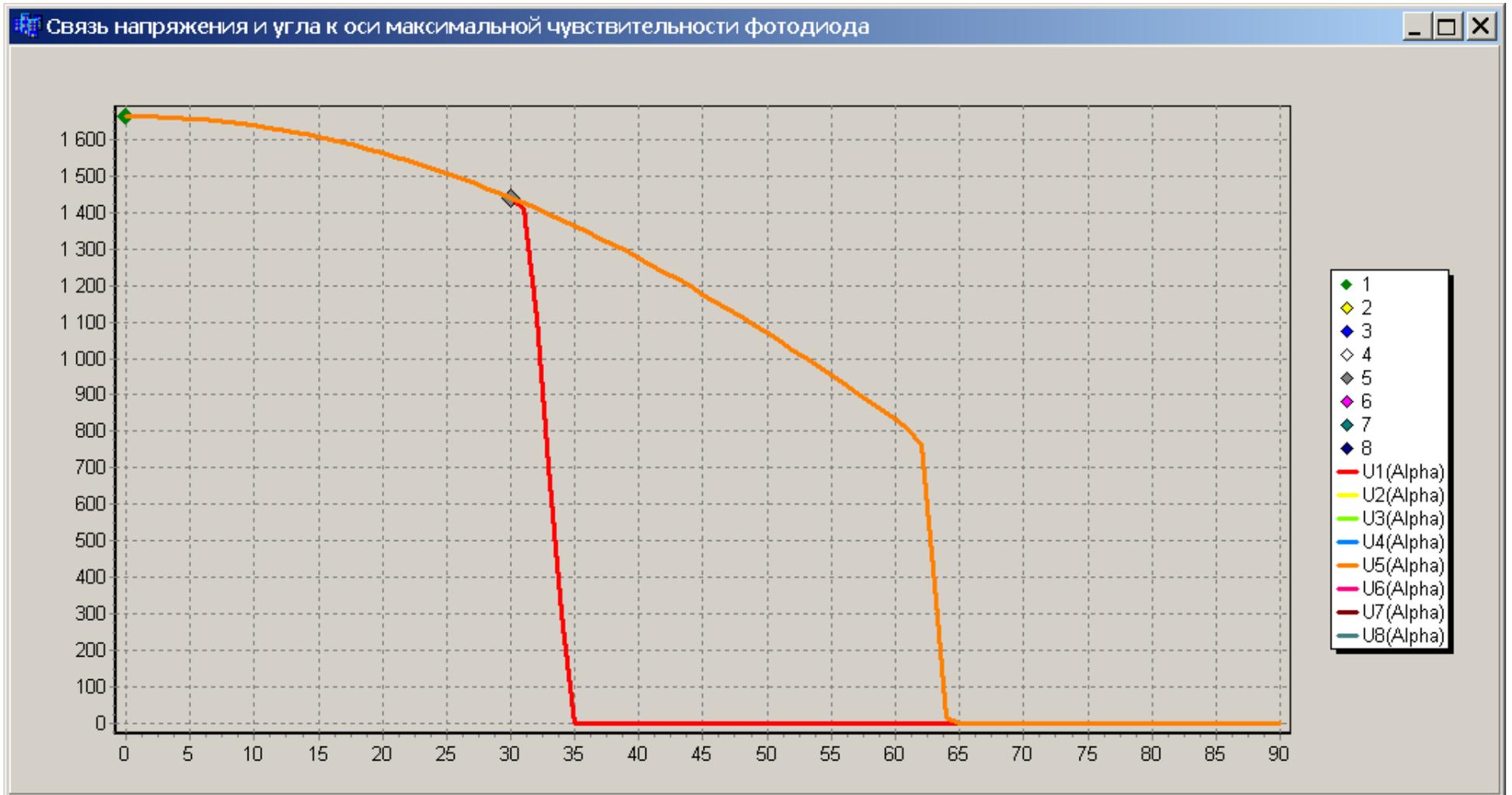


Рисунок 6.52 - График напряжения и угла для каждого фотодиода в его системе координат

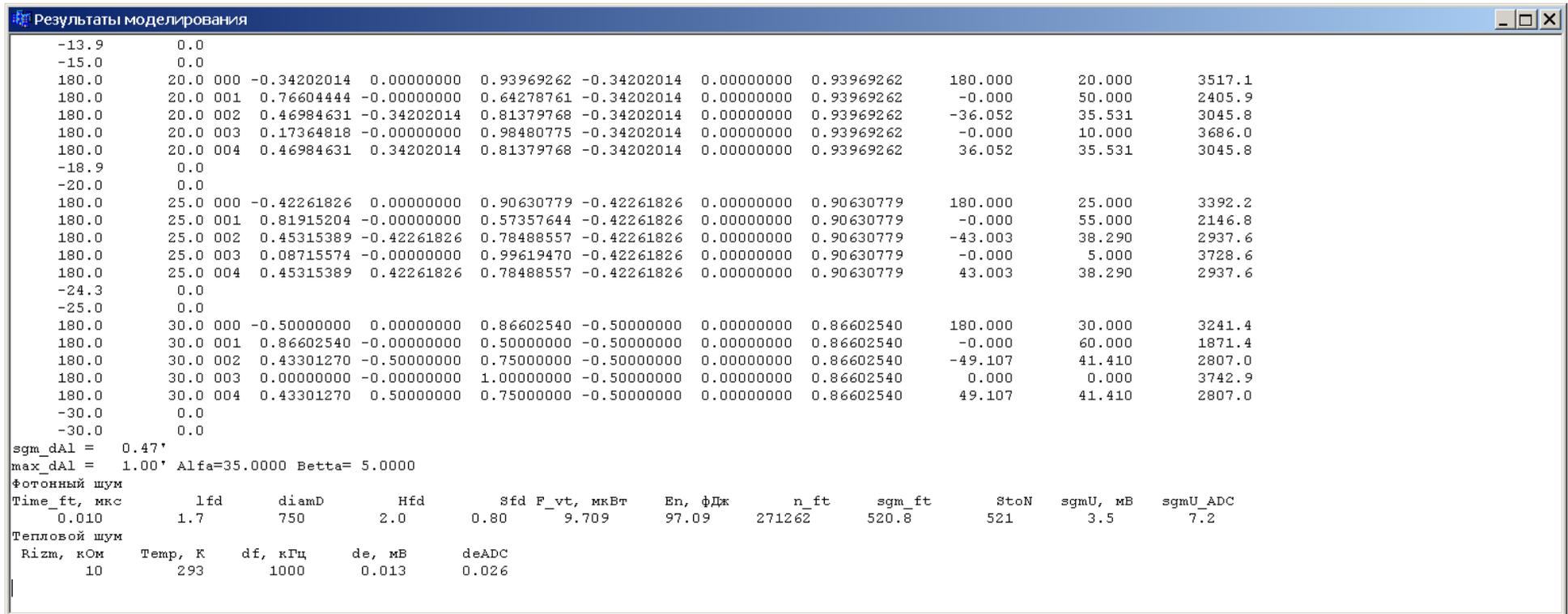


Рисунок 6.53 - Результаты оценки точности моделирования, расчета фотонного и теплового шума

6.4.2 Предварительные результаты моделирования ОСД-Фд

В процессе моделирования работы солнечного прибора:

- Задаются текущие углы направления на Солнце
- Рассчитываются цифровые сигналы с оптических элементов
- Рассчитывается зависимость напряжения и угла между осью чувствительности и направлением на Солнце
- Проводится расчет направления на Солнце
- Определяются ошибки прибора как разности между заданными и измеренными углами на Солнце
- Рассчитываются максимальная ошибка прибора и СКО всех ошибок.

Для моделирования выбраны параметры схемы размещения, приведенные в таблице 6.5, где dA – горизонтальный угол между осями соседних оптических элементов; dz – вертикальный угол между осью оптического элемента и осью Z прибора.

Таблица 6.5 - Угловые параметры схемы размещения оптических элементов

№ схемы	dA	dz	Количество элементов
1	120°	30°	3
2	90°	30°	5
3	90°	45°	5
4	60°	45°	7
5	60°	60°	7
6	60°	30°	7

Моделирование выполнялось для диапазона горизонтальных углов направления на Солнце, представленных в таблице 6.6.

Таблица 6.6 - Диапазоны изменений углов направления на Солнце при моделировании

№	$A_{нач} - A_{кон}$	$Z_{нач} - Z_{кон}$	Диапазон
1	минус 180 – 180	0 – 30	60 x 60
2	минус 180 – 180	0 – 35	70 x 70

В результате моделирования получены результаты, представленные на рисунках 6.54 – 6.56.

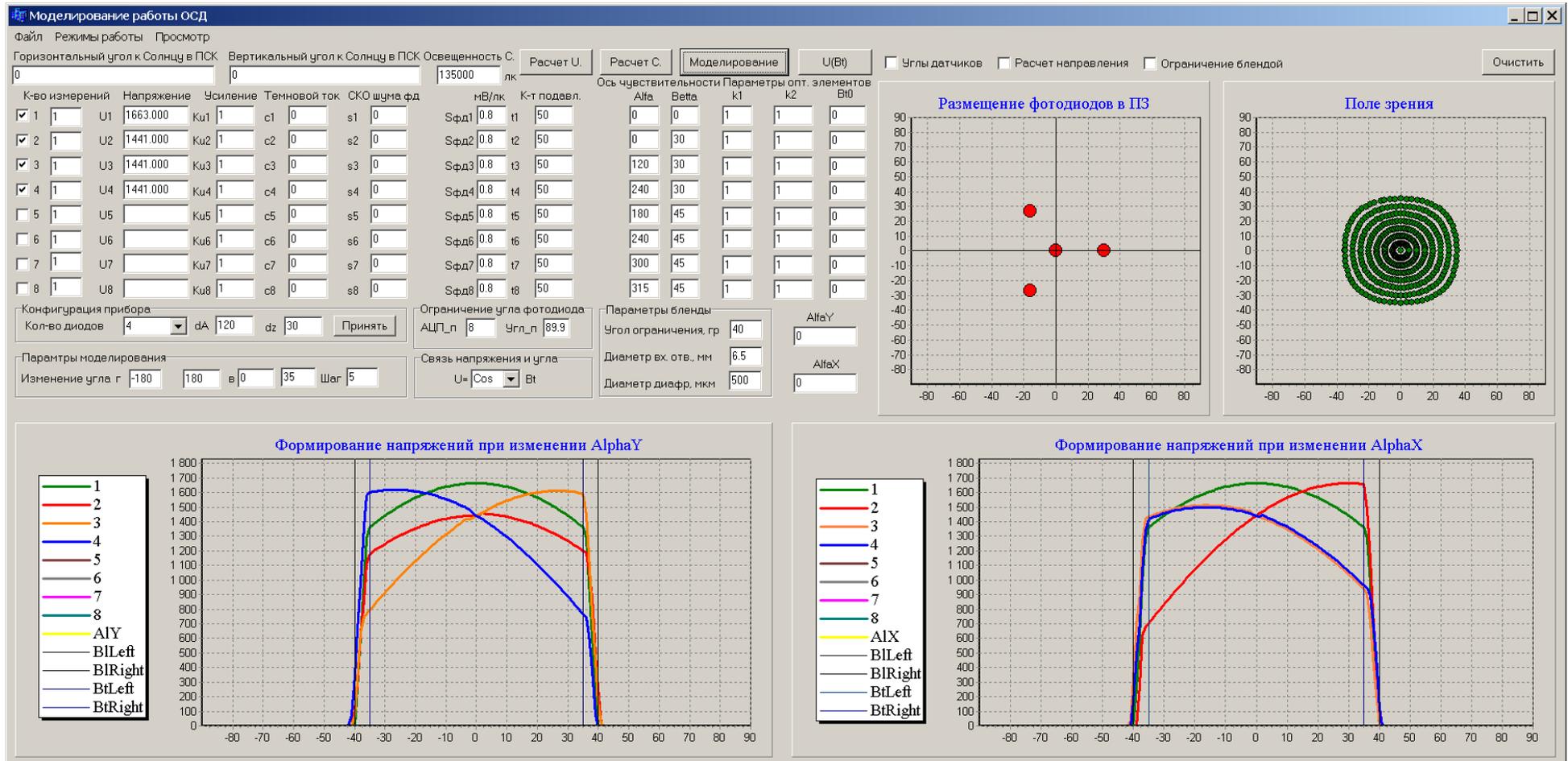


Рисунок 6.54 - Результаты моделирования схемы размещения из 4 элементов ($dA=120$; $dz=30$) в диапазоне $70^\circ \times 70^\circ$

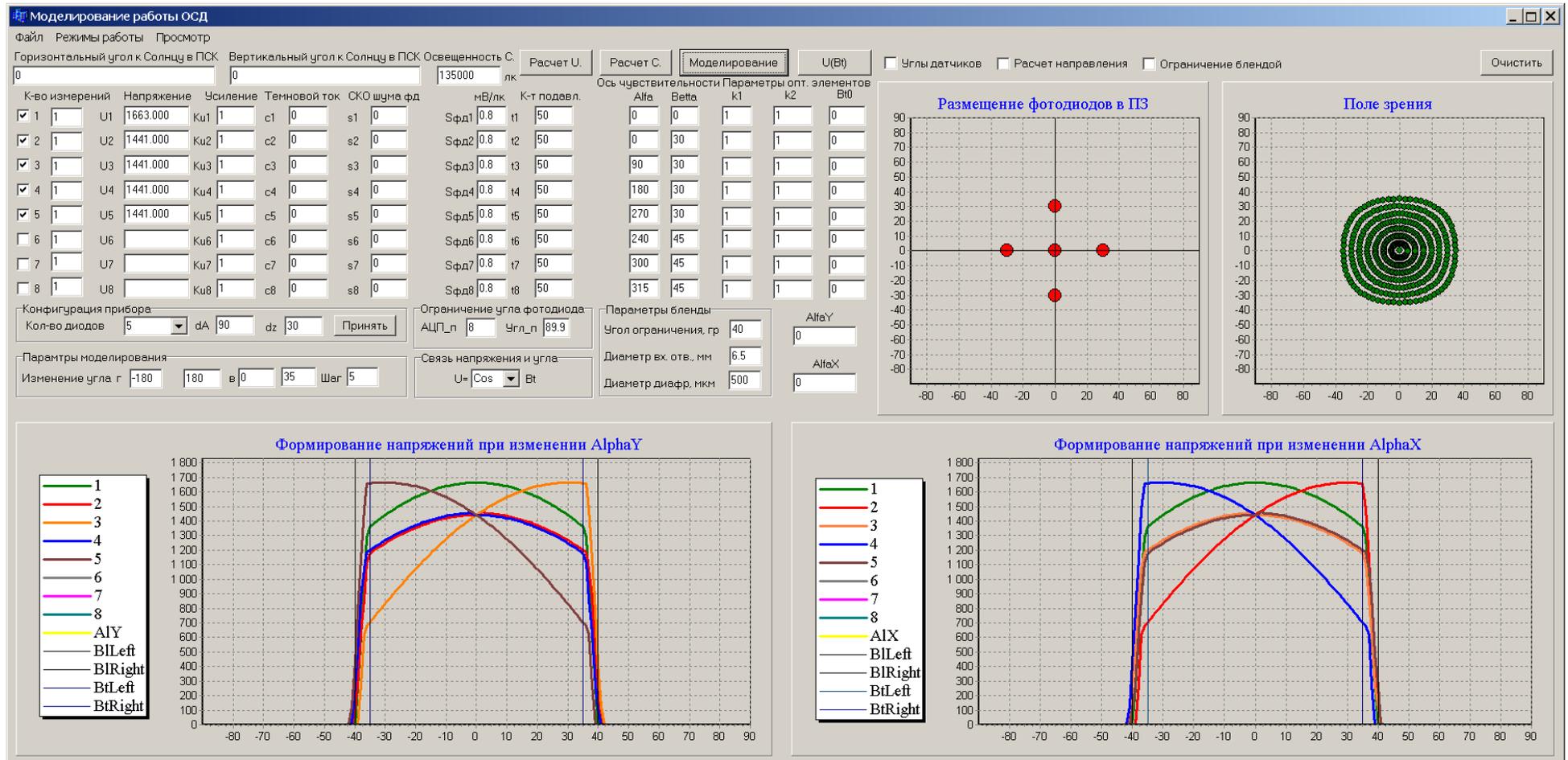


Рисунок 6.55 - Результаты моделирования схемы размещения из 5 элементов (dA=90; dz=30) в диапазоне 70° x 70°

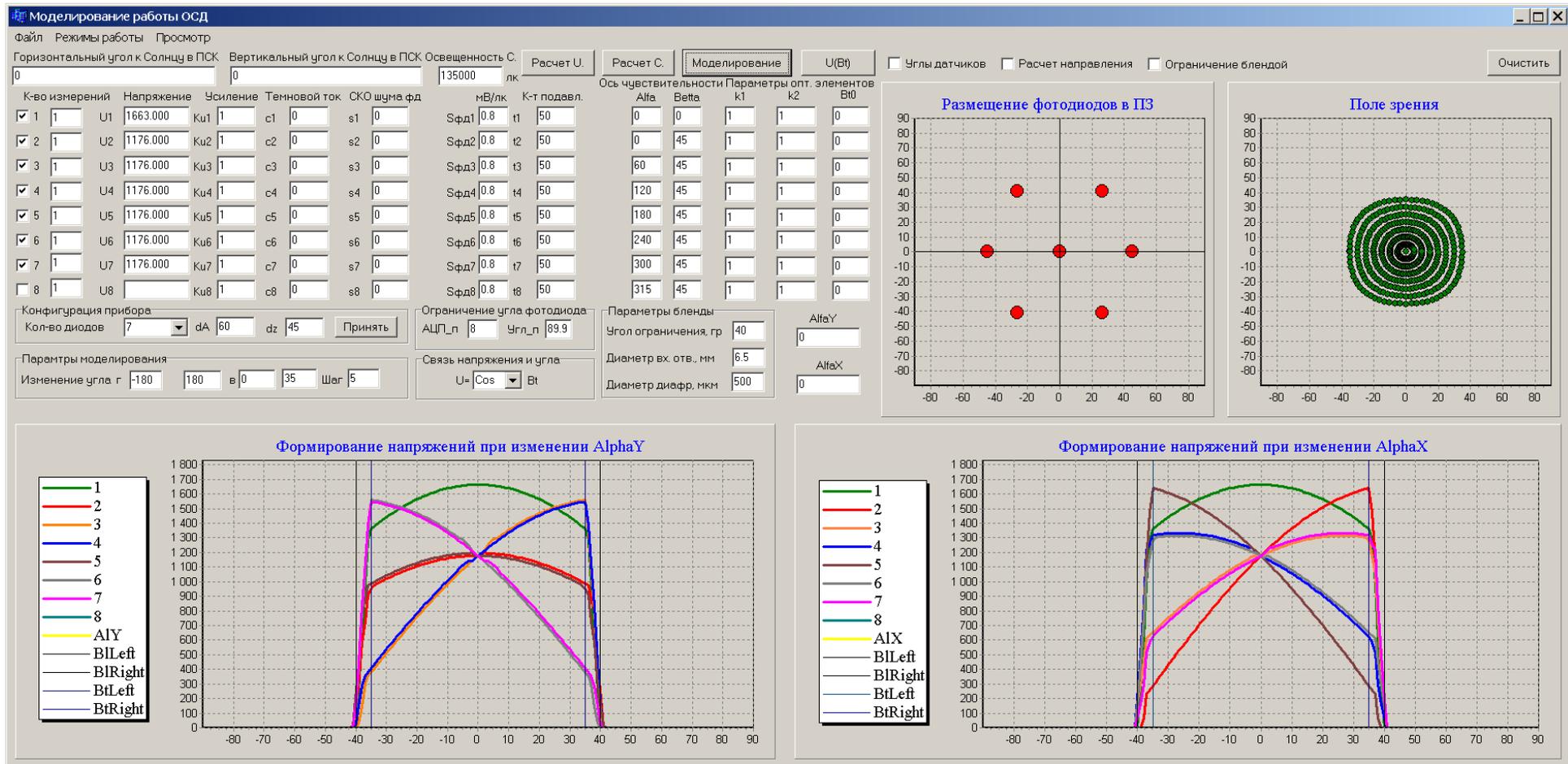


Рисунок 6.56 - Результаты моделирования схемы размещения из 7 элементов (dA=60; dz=45) в диапазоне 70° x 70°

Итоговые результаты моделирования, учитывающие шумы квантования, сведены в таблицу 6.6.

Таблица 6.6 – Итоговые результаты моделирования

	Число элементов	Поле зрения	с.к.о., °	Δ_{\max} , °
1	3	60 x 60	1,1'	2,4'
2	5	70 x 70	1,1'	3,9'
3	7	70 x 70	1,8'	15,5'

Из результатов моделирования следует, что для обеспечения поля зрения прибора в $70^\circ \times 70^\circ$ оптимальным является использование 5 оптических элементов, размещенных со следующими углами $dA=90^\circ$ и $dz=30^\circ$. Оптимальная конфигурация с учетом случайных шумов характеризуется величиной с.к.о. 26,1' и максимальной ошибкой 70,2'. Используя цифровое накопление в 16 шагов, ошибка определения направления в данной конфигурации сводится к величине 6,7' и максимальной ошибке 18,0'. Улучшение точности в 4 раза объясняется влиянием цифрового накопления. Проведены расчеты ошибок определения углов Солнца в зависимости от числа шагов цифрового накопления. Результаты расчетов представлены на рисунках 6.57 и 6.58.

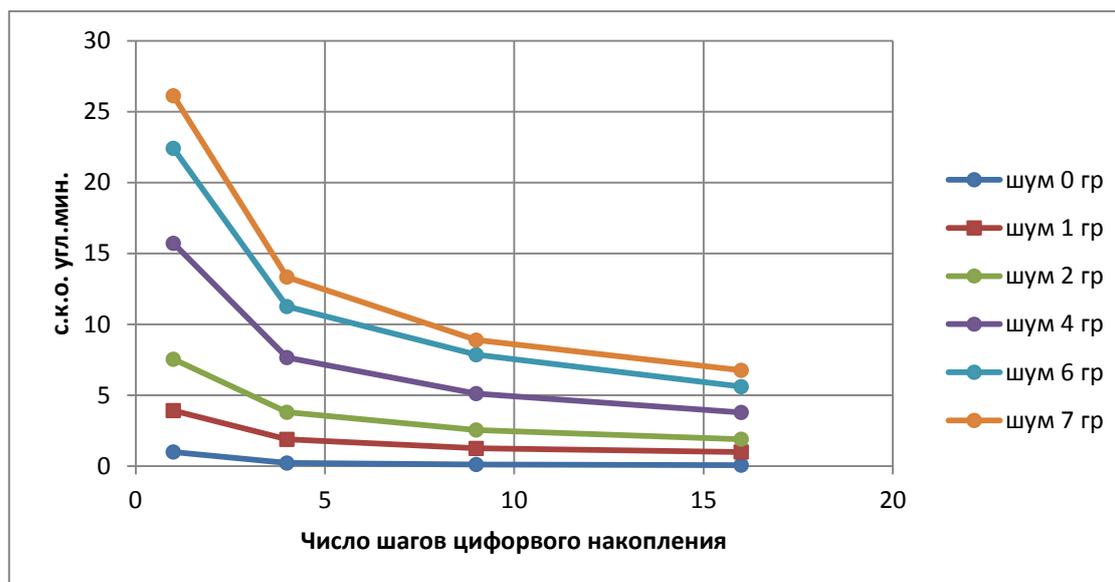


Рисунок 6.57 - Ошибка определения направления на Солнце от цифрового накопления для различных уровней случайных шумов

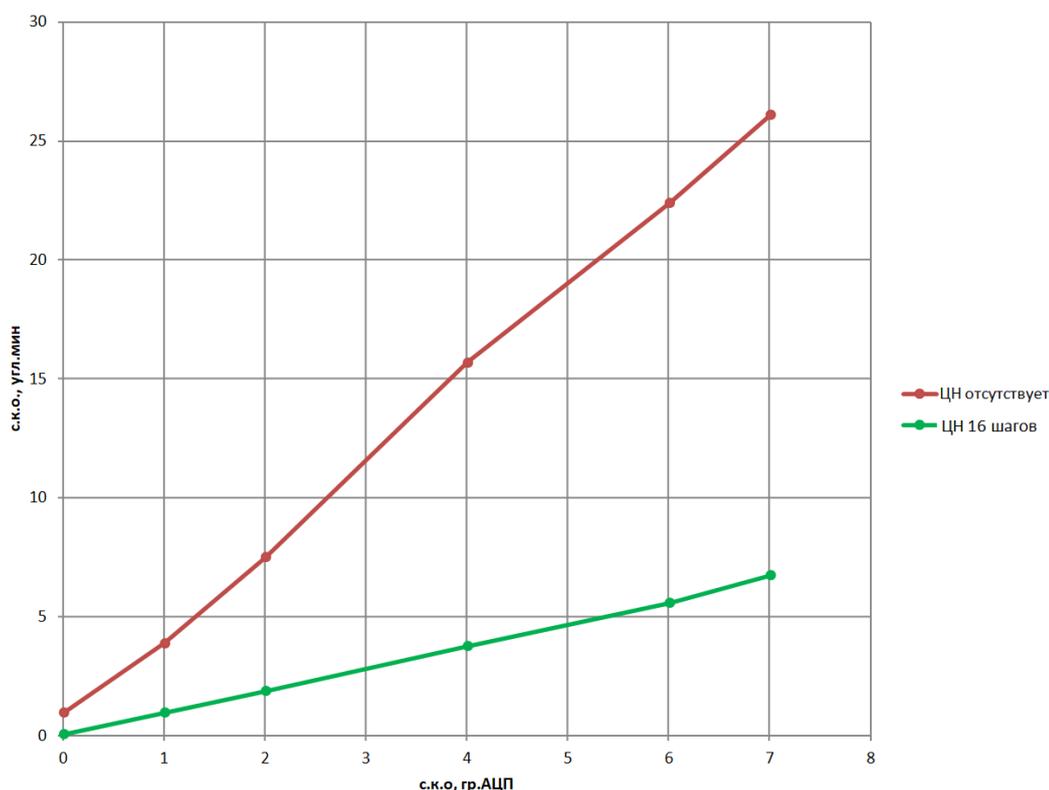


Рисунок 6.58 - Ошибка определения углов направления на Солнце в зависимости от уровня шума при отсутствии цифрового накопления и при 16-ти шагах цифрового накопления

При цифровом накоплении в 16 шагов наблюдается изменения уровня ошибки направления на Солнце до значений с.к.о. шума в 4 градации.

Для получения больших значений углов поля зрения можно увеличить количество оптических элементов, сокращая горизонтальный угол между элементами до 45° и задавая несколько значений вертикальных углов 0° , 30° и 60° .

Результаты моделирования различных параметров прибора приведены в таблице 6.7.

Таблица 6.7 - Результаты моделирования при заданных параметрах

Число фд	Угол наклона фд	Диаметр бленды, мм	Угол бленды	Диаметр диафрагмы, мкм	скоУ, гр.АЦП	Число шагов ЦН	Поле зрения	Ошибка измерения ско
5	30°	6,5	40°	500	0	1	$70 \times 70^\circ$	1,5'
5	30°	6,5	40°	500	0	16	$70 \times 70^\circ$	1,2'
5	30°	6,5	40°	500	5	1	$70 \times 70^\circ$	19,6'
5	30°	6,5	40°	500	5	16	$70 \times 70^\circ$	10,0'
4	30°	6,5	40°	500	0	1	$70 \times 70^\circ$	1,1'
4	30°	6,5	40°	500	0	16	$70 \times 70^\circ$	0,4'
4	30°	6,5	40°	500	5	1	$70 \times 70^\circ$	19,8'
4	30°	6,5	40°	500	5	16	$70 \times 70^\circ$	5,6'
7	45°	6,5	40°	500	0	1	$70 \times 70^\circ$	1,8'
7	45°	6,5	40°	500	0	16	$70 \times 70^\circ$	0,8'
7	45°	6,5	40°	500	5	1	$70 \times 70^\circ$	15,6'
7	45°	6,5	40°	500	5	16	$70 \times 70^\circ$	11,6'

Число фд	Угол наклона фд	Диаметр бленды, мм	Угол бленды	Диаметр диафрагмы, мкм	скоU, гр.АЦП	Число шагов ЦН	Поле зрения	Ошибка измерения ско
6	45°	6,5	40°	500	0	1	70x70°	1,8'
6	45°	6,5	40°	500	0	16	70x70°	0,3'
6	45°	6,5	40°	500	5	1	70x70°	12,0'
6	45°	6,5	40°	500	5	16	70x70°	3,2'

6.4.3 Макетирование элементов прибора и стенда для его отработки

Для предварительной отработки ОСД-Фд была разработана и изготовлена лабораторная установка, блок-схема которой показана на рисунке 6.58.

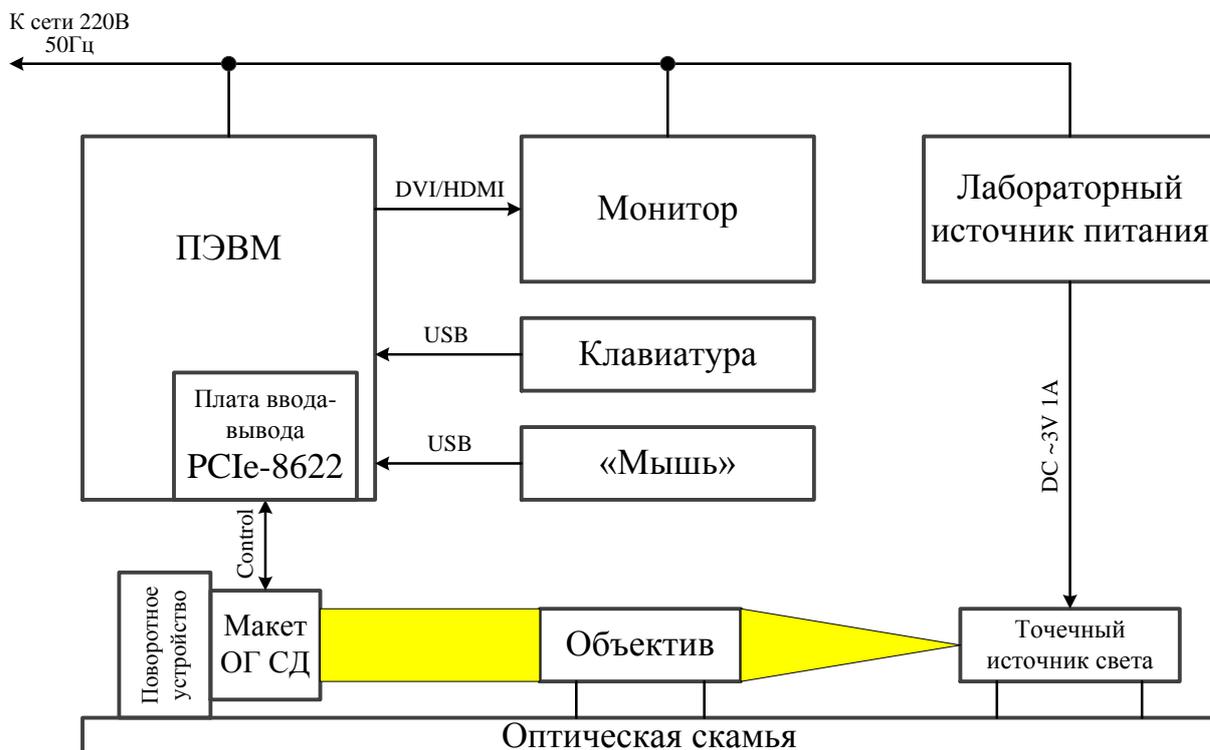


Рисунок 6.58 – Блок схема лабораторной установки для предварительной отработки ОСД-Фд

Внешний вид установки показан на рисунке 6.59.

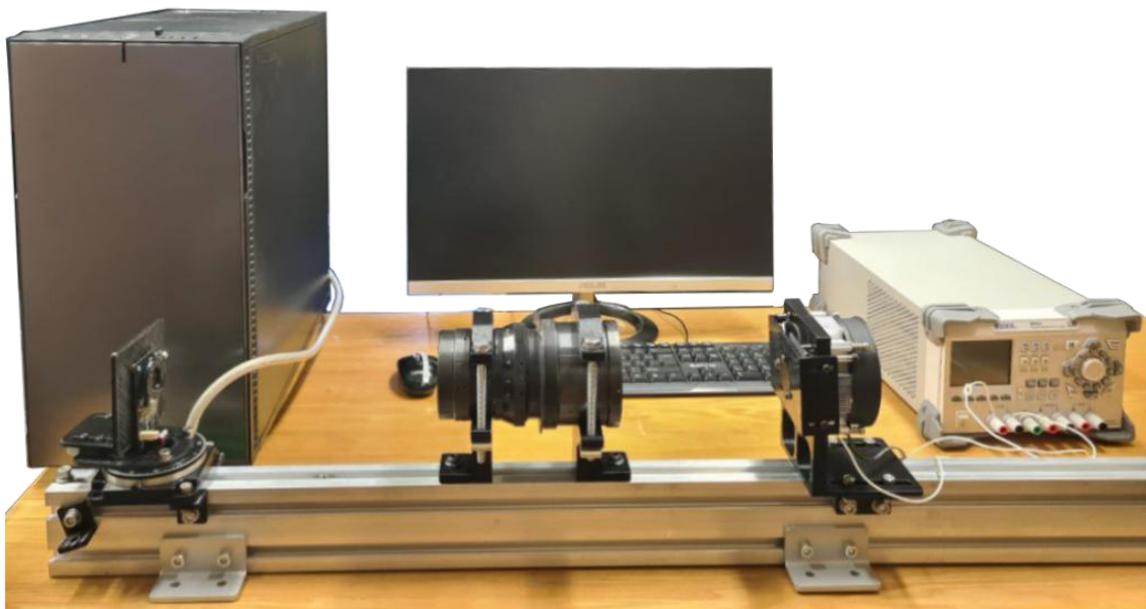


Рисунок 6.59 – Внешний вид лабораторной установки для предварительной отработки ОСД-Фд

ПЭВМ обеспечивает функционирование управляющей программы, которая в свою очередь, через плату цифро-аналогового ввода/вывода (ПЦАВВ) обеспечивает взаимодействие с макетом оптической головки. ПЦАВВ формирует управляющие сигналы для синхронизации процесса опроса фотодиодов, преобразует аналоговый сигнал в цифровую форму и передает данные в управляющую программу. ПЭВМ используется также для обработки получаемых от оптической головки данных.

На рисунке 6.60 показана принципиальная схема оптической головки. Она содержит: дешифратор цифровых кодов, схему последовательной выборки фотодиодов, накопления и хранения сигналов на общем для них конденсаторе, а также выходное устройство.

Фотодиоды VD1 – VD-4 через ключи DA1.1 – VD1.4 последовательно подключаются к конденсатору C1 на время накопления T_H . За это время конденсатор заряжается до некоторого напряжения, пропорционального освещенности подключенного к нему фотодиода. Напряжение на конденсаторе хранится до прихода импульса «Сброс», который открывает транзистор VT1. Во время хранения $T_{ХР}$ напряжение на конденсаторе может считываться через выходное устройство DA2. Последовательность подключения фотодиодов определяется дешифратором DO2.1 по поступающим на него внешним сигналам.

Сигналы управления формируются ПЭВМ при участии платы ПЦАВВ в соответствии с циклограммой, показанной на рисунке 6.61. Сформированный под ее управлением полезный сигнал с выходного устройства схемы поступает на плату ПЦАВВ, и через нее в ПЭВМ.

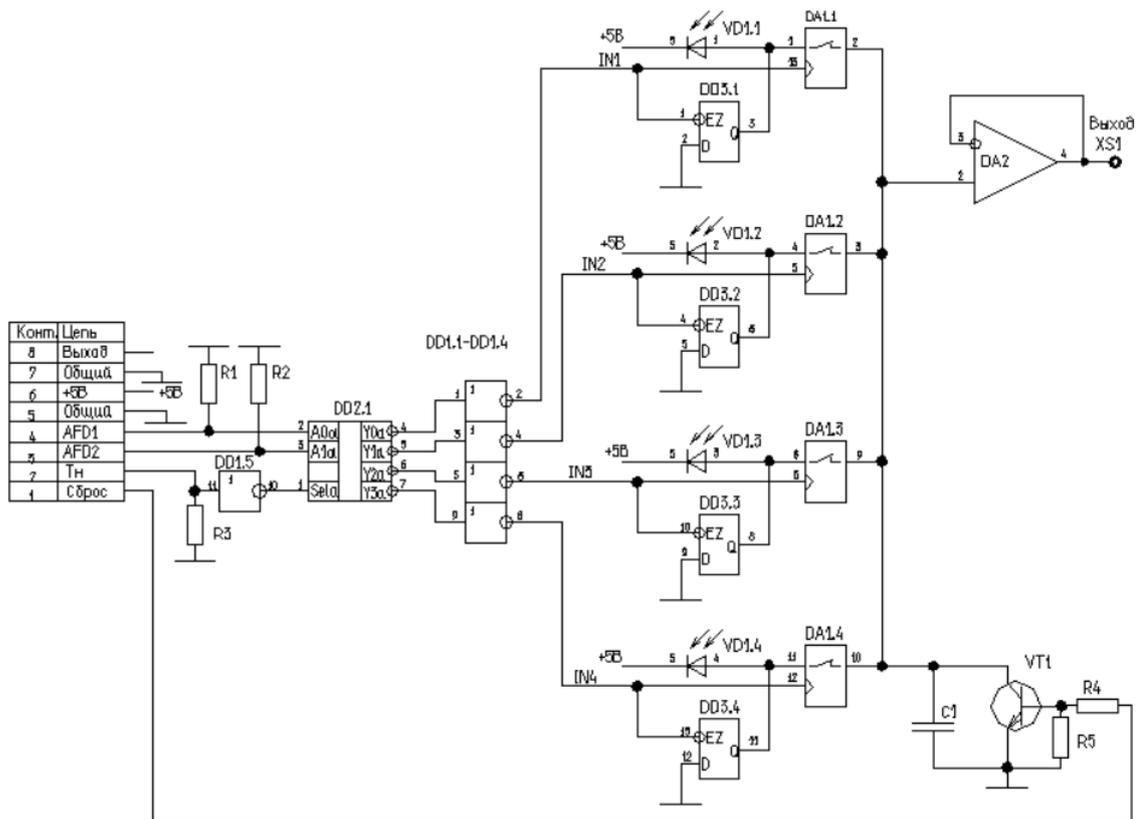


Рисунок 6.60 – Схема принципиальная оптической головки

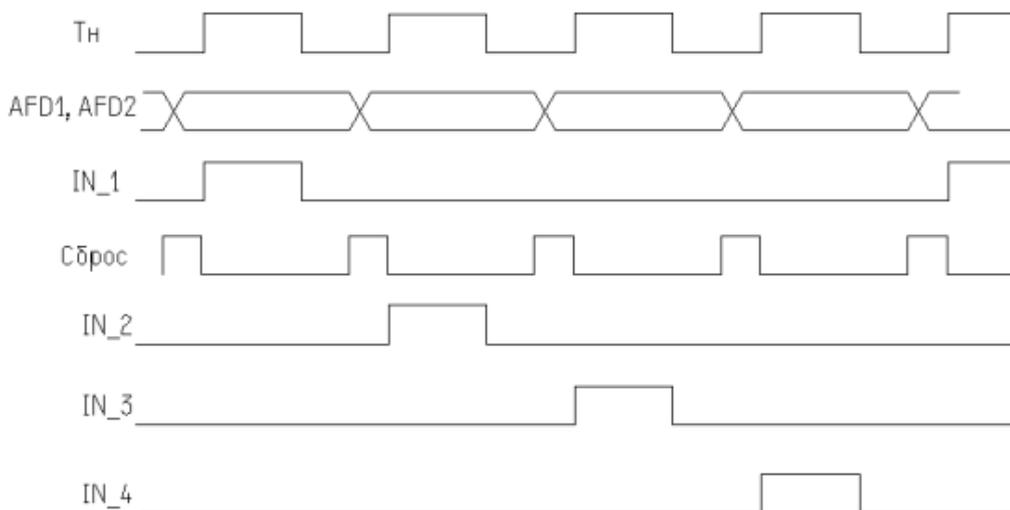


Рисунок 6.61 – Циклограмма управления оптической головкой

Оптическая часть установки смонтирована на оптической скамье. С левой стороны на одноосном поворотном устройстве установлен макет оптической головки ОСД-Фд. Справа на оптической скамье установлен источник света. Он построен на базе однокристалльного

светодиода, размещенного на радиаторе с активным охлаждением. Перед светодиодом размещается диафрагма диаметром 3 мм. Светодиод получает электропитание от лабораторного источника. Для формирования параллельного светового пучка используется объектив Телемар 17 с фокусным расстоянием 400 мм и относительным отверстием 6,3.

Оптическая система установки позволяет создать на поверхности макета ОГ СД освещенность 1300 лк при подведенной мощности на светодиод 10 Вт с расходимостью пучка порядка 30 угловых минут.

Заключение по разделу 6

1. Приведенные в разделе материалы показывают, что в разработке солнечного датчика ориентации на основе фотодиодов, удовлетворяющего потребности современной космической техники по точности измерений, массогабаритным характеристикам и энергопотреблению, нет принципиальных проблем.

2. Из множества известных вариантов построения солнечных датчиков ориентации на фотодиодах выбраны два наиболее обеспеченных отечественным промышленным производством: одиночными и четырех площадочными фотодиодами на основе кремния.

3. Оба выбранных варианта имеют свои преимущества и недостатки. Вариант на основе одиночных фотодиодов потенциально обладает более высокой точностью измерений, но сложен в изготовлении. Оптическая головка на его основе имеет объем в 5,5 раз больший, чем оптическая головка на основе четырех площадочного фотодиода. В свою очередь, вариант на основе четырех площадочного фотодиода проигрывает первому варианту по точности измерений.

4. Несмотря на отмеченные недостатки, разработчики прибора отдают предпочтение второму варианту, на основе четырех площадочном фотодиоде, считая, что недостаток в точности измерений удастся компенсировать с помощью аналоговых и цифровых методов обработки сигналов.

5. Независимо от варианта исполнения в приборе предполагается использовать аналоговое и цифровое накопление сигналов от фотодиодов. Известные схемотехнические решения позволяют обеспечивать динамический диапазон регулирования времени накопления в пределах 100 и более, что необходимо в данном случае для наземной отработки приборов без использования мощных источников света. Цифровое накопление сигналов легко реализуется в вычислительном устройстве прибора.

6. В ходе наземной отработки прибор должен проходить фотометрическую и геометрическую калибровку. Фотометрическая калибровка необходима для исключения

ложных срабатываний в случае разворота прибора в сторону освещенной Солнцем земной поверхности. Результаты геометрической калибровки должны использоваться на борту для повышения точности измерений.

7. В полете солнечный датчик ориентации должен измерять направление на Солнце в приборной системе координат, когда объект поднимается над горизонтом на несколько градусов. При этом нельзя исключить возможность того, что в ходе полета в поле зрения прибора одновременно будут находиться два объекта: Солнце и освещенная им часть земной поверхности. В зависимости от их взаимного положения, будет возникать медленно изменяющаяся систематическая ошибка измерения направления на Солнце. В случае если оптическая головка солнечного прибора будет иметь поле зрения $60^\circ \times 60^\circ$, величина ошибки будет около 1° . С увеличением поля зрения оптической головки ошибка измерения будет расти.

8. Солнечный датчик ориентации, в зависимости от условий его размещения на борту КА, может иметь от одной до трех оптических головок, вместе перекрывающих поле зрения от $60^\circ \times 60^\circ$ до $60^\circ \times 180^\circ$. При этом случайная составляющая ошибки измерения 3σ не превысит $3\sigma = 5' - 10'$.

9. Солнечный датчик ОСД-Фд может быть создан исключительно на отечественной элементной базе. Ожидается, что габариты прибора, включая две оптические головки на основе четырех площадочного фотодиода, узел процессора и узел ВИП, составят $60 \times 60 \times 80$ мм, масса – 300 г и энергопотребление около 3 Вт. При этом масса оптической головки, включая схему выборки, накопления и хранения сигнала составит не более 20 % от массы прибора. Для наземной отработки прибора будет использовано имеющееся в ИКИ РАН оборудование.

Научные публикации

1. Сведе-Швец А.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А., Эльяшев Я.Д. Разработка алгоритма работы широкоугольного солнечного датчика на основе матричного фотоприемника // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. Т 20. № 4. С. 60-68. DOI: 10.212046/2070-7401-202320-4-60-68.

2. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Никитин А.В. Математическая модель солнечного датчика ориентации на основе фотодиодов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. Т 20. № 4. С. 89-97. DOI: 10.212046/2070-7401-202320-4-89-97.

Литература

1. Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Тарнопольский В.И. и др. Телевизионная съемка кометы Галлея / отв. ред. Р.З. Сагдеев. М.: Наука, 1989. 295 с.
2. Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Зарецкая Е.В., Куделин М.И., Никитин А.В., Форш А.А. Оптический солнечный датчик. Особенности конструкции и испытательного оборудования // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» г. Таруса 22-25 сентября 2008 г. Сборник трудов. ИКИ РАН. 2009 г. С. 78-89.
3. Дунаев Б.С., Зиман Я.Л., Чесноков Ю.М. Солнечный датчик // Авторское свидетельство SU 1779931 A1, 07.12.1992. Заявка № 4845515 от 29.06.1990.
4. Аванесов Г.А., Дунаев Б.С., Зарецкая Е.В., Зиман Я.Л., Куделин М.И., Никитин А.В., Форш А.А. Система определения ориентации космического аппарата по Солнцу // Патент на полезную модель RU 23980 U1, 20.07.2002. Заявка № 2001130598/20 от 19.11.2001
5. Аванесов Г.А., Никитин А.В., Форш А.А. Оптический солнечный датчик // Известия вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 70-73.
6. Аванесов Г.А., Дроздова Т.Ю., Куделин М.И., Никитин А.В., Форш А.А. Оптический солнечный датчик // 14-ая Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. ФГУП РФ ГНЦ ЦНИИ «Электронприбор». 2007. С. 185-188.
7. Воронков С.В., Дроздова Т.Ю. Испытания солнечного датчика на протонном ускорителе // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» г. Таруса 22-25 сентября 2008 г. Сборник трудов. ИКИ РАН. 2009 г. С. 471-478
8. Дроздова Т.Ю., Катасонов И.Ю., Никитин А.В. Программно-алгоритмическое обеспечение оптического солнечного датчика // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» г. Таруса 22-25 сентября 2008 г. Сборник трудов. ИКИ РАН. 2009 г. С. 90-103.
9. Дроздова Т.Ю., Никитин А.В. Методика и результаты отработки программно-алгоритмического обеспечения оптических солнечных датчиков // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» г. Таруса 22-25 сентября 2008 г. Сборник трудов. ИКИ РАН. 2009 г. С. 409-420.
10. Drozdova T.Yu., Zaretskaya Ye.V., Kudelin M.I., Nikitin A.V., Forsh A.A. Optical Solar Sensor // The first Moscow Solar System Symposium. 11-15 October 2010, Space Research Institute, Moscow, IMS³-PS-45. 2010. p. 146.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В отчетном году по теме «Вектор» продолжались работы по шести самостоятельным направлениям, рассмотренным в соответствующих разделах отчета. Каждый из них содержит свое развернутое заключение. Заключение по отчету в целом содержит концентрированную информацию о результатах работы по каждому разделу.

Раздел 1 – Оптимизация звездных каталогов датчиков ориентации космических аппаратов. В рамках направления практически завершены работы по созданию «Базового звездного каталога» БК-0, для датчиков ориентации КА. Созданный на основе астрономических каталогов SAO, Hipparcos и Gaia, он полностью удовлетворяет современные потребности звездных датчиков на основе существующей оптики и матричных приемников излучения. Потребность в обновлении базового каталога, несомненно, возникнет в обозримом будущем, когда появится возможность существенно повысить угловое разрешение звездных приборов. Тогда потребуются дополнить входящие в базовый каталог микрокаталоги звездами 14 и 15 звездной величины. При этом список звезд основной группы может претерпеть некоторые изменения, а радиус микрокаталогов вокруг них может быть уменьшен от существующих 15' до 3' – 5'.

Раздел 2 – Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также для посадки на Луну. В рамках направления продолжались работы по разработке методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов, включая задачи посадки на Луну и задачи стыковки с другими космическими аппаратами.

За отчетный период были реализованы и отработаны методы и алгоритмы обработки видеоинформации применительно к задаче навигации в процессе посадки на поверхность Луны. Путем имитационного моделирования на специально разработанном стенде были получены оценки точности навигации для разных высот над поверхностью Луны.

В результате обработки снимка лунной поверхности, выполненного СТС-Л с борта КА «Луна-25», получено подтверждение уверенного распознавания контрольных точек из разработанного каталога, а также подтверждена точность измерений. Таким образом, в целом подтверждена правильность используемых при наземной отработке методик исследований и испытаний оптической системы припланетной навигации.

Для навигационных камер с сверхширокоугольными объективами предложена методика объективной оценки качества изображений в сравнении с обычными камерами.

Для оптических датчиков, формирующих 3D изображение, разработан метод расчета нижней (т.е. предельно достижимой) границы Крамера–Рао дисперсии ошибок относительной

навигации.

Раздел 3 – Разработка теплового макета телескопа космического базирования и средств для его исследований и испытаний. В рамках направления был разработан тепловой макет перспективной съемочной системы космического базирования и комплекс методов и средств для ее термовакуумных испытаний. Тепловой макет необходим для анализа воздействия тепловых потоков идущих от земной поверхности на тепловые деформации элементов телескопа и на точность проводимых измерений. Отработана технология создания теплоаккумулирующих элементов на основе фазового перехода цетана. Теплоаккумулирующие элементы входят в состав бленды телескопа. Собран макет СОТР, стабилизирующей температурный режим компонентов теплового макета телескопа.

Разработана тепловая математическая модель телескопа, позволяющая переносить результаты экспериментальных исследований теплового макета телескопа на разрабатываемый телескоп. По результатам моделирования получены величины стабильности поддержания температуры в различных компонентах телескопа.

Разработана установка для проведения экспериментальных исследований теплового макета телескопа в условиях вакуума и криотемператур, включающая, помимо имеющегося в ИКИ термовакуумного оборудования, специально изготовленные тепловой имитатор Земли и имитатор посадочного места. Разработаны соответствующие методики экспериментальных исследований.

Раздел 4 – Разработка элементов систем управления повышенной надежности долговременной памяти большого объема (до 4 ТБ), высокоскоростных интерфейсов. В рамках направления проведена работа по двум направлениям. Во-первых, с учетом санкционных ограничений, наложенных на Россию, и сложностей с отечественным производством по целому ряду позиций был проведен сравнительный анализа совокупности характеристик радиационно-стойких отечественных процессоров 1892BM206 фирмы «Элвис» и 5023BC016 фирмы «Цифровые решения» применительно к задаче создания малогабаритного процессорного модуля в высоконадежных системах управления научной аппаратуры. Процессор 1892BM206 целесообразно применять при высоких требованиях к производительности, особенно с учетом двух встроенных в него процессоров цифровой обработки сигналов. Процессор 5023BC016 при меньшей производительности имеет встроенный ШИМ блок управления электродвигателями и встроенный контроллер радиоканала по стандарту CCSDS, что для некоторых задач может иметь решающее значение.

Второе направление включает в себя унификацию модулей стандартных интерфейсов

для контрольно-испытательной аппаратуры, что позволяет существенно сократить затраты времени и средств на её создание для широкой номенклатуры бортовых приборов, а также оптимизацию самого процесса испытаний.

Раздел 5 – Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. В рамках направления проведенные разработки и исследования технологического образца передатчика научной информации КА «Чибис-АИ» показали возможность создания каналов передачи данных на базе технологии SDR. Для реализации требуемой скорости передачи были разработаны и исследованы специализированные программные блоки в дополнение к используемому пакету GNU Radio 3.10. Измеренные зависимости скорости ошибок от отношения E_b/N_0 соответствуют теоретическим, что подтверждает перспективность использования технологии SDR для создания каналов передачи информации КА. Для создания технологического образца передатчика КА «Чибис-АИ» были использованы коммерческие, широкодоступные (off-the-shelf) электронные компоненты, а также свободно распространяемое некоммерческое программное обеспечение. При создании бортовой аппаратуры должны быть использованы высоконадежные электронные компоненты космического уровня качества, которые производятся в Китае и могут быть поставлены в Россию.

Раздел 6 – Разработка оптического солнечного датчика ориентации на основе фотодиодов (ОСД-Фд). В рамках направления был проведен анализ вариантов построения солнечного датчика и сделан выбор в пользу прибора на основе 4-х площадочного фотодиода.

Сделаны оценки ошибок измерения направления на Солнце, в том числе и для случая, когда в поле зрения прибора одновременно будут находиться два объекта: Солнце и освещенная им часть земной поверхности. В случае если оптическая головка солнечного прибора будет иметь поле зрения $60^\circ \times 60^\circ$, величина ошибки будет около 1° .

В зависимости от количества оптических головок (от одной до трех) в составе солнечного датчика ориентации он будет иметь поле зрения от $60^\circ \times 60^\circ$ до $60^\circ \times 180^\circ$. При этом случайная составляющая ошибки измерения 3σ не превысит значения $3\sigma=5'-10'$.

Солнечный датчик ОСД-Фд может быть создан исключительно на отечественной элементной базе. Ожидается, что габариты прибора, включая две оптические головки на основе четырех площадочного фотодиода, узел процессора и узел ВИП, составят $60 \times 60 \times 80$ мм, масса – 300 г и энергопотребление около 3 Вт.

Решение всех поставленных задач отличается полнотой на данном отрезке времени.

Следует, однако, отметить, что при изменении требований, условий, характера задач вполне возможно, что потребуются адаптация результатов исследований под эти новые требования, условия и задачи. Более того, такая задача как создание и совершенствование звездных каталогов не может быть решена раз и навсегда, а требует постоянной работы по уточнению, коррекции и дополнению каталогов для поддержания их в актуальном состоянии.

Результаты НИР могут быть рекомендованы для использования (и будут использоваться) при создании перспективных систем навигации, наблюдения, передачи информации и создании иных бортовых приборов КА.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Публикации по теме ВЕКТОР

Всего научных публикаций в 2023 г. – 17, в т.ч. статьи в зарубежных изданиях – 1, статьи в отечественных научных рецензируемых журналах – 13, статей в сборниках материалов и трудов конференций – 1, тезисов конференций – 2.

Статьи в зарубежных научных рецензируемых журналах

1. Grishin V. A. Accuracy of Relative Navigation Using Time-of-Flight Cameras // Journal of Spacecraft and Rockets. 2023. Vol. 60, No. 2. pp. 471-480. Бумажная публикация в журнале: Pub Date: March 2023. Электронная публикация в журнале: 23 December 2022 <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.A35079> <https://doi.org/10.2514/1.A35079>

Статьи в отечественных научных рецензируемых журналах

1. Аванесов Г.А., Эльяшев Я.Д. Особенности проектирования звездных каталогов для датчиков ориентации КА // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы* – принята к печати.
2. Жуков Б.С., Аванесов Г.А., Лискив А.С., Сметанин П.С. Стендовая и натурная отработка оптической системы автономной припланетной навигации на окололунных орбитах // *Космические исследования*. – принята к публикации.
3. Гришин В. А., Строилов Н. А. Трансформация изображений, формируемых сверхширокоугольными объективами // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2023. Т. 20. № 4. С. 45–59. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2709>
DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-4-45-59
4. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Брысин Н.Н., Зайцев М.А. Стабилизация теплового режима съемочной системы в условиях космического полета // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2023.
5. Матюхин А.А., Коновалов А.А., Пузанова Д.А., Ануфрейчик К.В., Тимонин Д.Г., Буторкин А.С., Никифоров А.В. Разработка контрольно-измерительной аппаратуры с модульной архитектурой для наземной отработки научной аппаратуры космического применения // *Современные технологии автоматизации (Журнал «СТА»)*. 2023. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)
6. Кишко М.В., Ануфрейчик К.В., Корчагина А.А., Стрельников Д.В., Семенов А.В. Особенности наземной экспериментальной отработки интерфейсов информационного обмена комплексов целевой и научной аппаратуры // *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2023. Т. 195. № 4. (статья подготовлена, находится в процессе рассмотрения)

7. Косов А.С., Рожков В.С., Рожков Л.С., Скулачев Д.П. Цифровые каналы приема/передачи данных космических аппаратов // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 3. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.3.4>
8. Скулачев Д.П., Косов А.С. Моделирование лунного реголита на СВЧ // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 2. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.2.9>
9. Скулачев Д.П., Косов А.С. Быстродействие АЦП в СВЧ радиометре // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 2. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.2.8>
10. Д.П., Косов А.С. Особенности применения металлизированной ткани для экранирования безэховой камеры // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 4. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.4.1>
11. Косов А.С., Рожков В.С., Рожков Л.С. Каналы передачи научной информации космического аппарата «Чибис–АИ» // Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2023. № 8. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.8.4>
12. Сведе-Швец А.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А., Эльяшев Я.Д. Разработка алгоритма работы широкоугольного солнечного датчика на основе матричного фотоприемника // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. Т 20. № 4. С. 60-68. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2710> DOI: 10.212046/2070-7401-202320-4-60-68.
13. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Никитин А.В. Математическая модель солнечного датчика ориентации на основе фотодиодов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. Т 20. № 4. С. 89-97. <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=2698> DOI: 10.212046/2070-7401-202320-4-89-97.

Статьи в сборниках материалов и трудов конференций

1. Дементьев В.Ю. Высокоточный звездный датчик ориентации нового поколения. Особенности конструкции и алгоритма работы // XX Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования». Сборник трудов, 12-14 апреля 2023г. ИКИ РАН. – принята к печати.

Тезисы конференций

1. Kosov A.S., Gusev A.V., Ping J.S., Roshkov L. S., Roshkov V. S. Luna-27 lander and Luna-26 orbiter navigation by means of Radio Beacon deployed on the Luna-27 lander // The fourteenth Moscow solar system symposium (14M-S3). IKI RAS. 9-13 October 2023.
2. Ping J.S., Kosov A.S, Xiao L.W., Gusev A.V., Sun J., Chen L., Wang Z.R., Jin H.B. To promote a joint space-time reference datum on the moon //The fourteenth Moscow solar system symposium (14M-S3), IKI RAS, 9-13 October 2023.