

СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

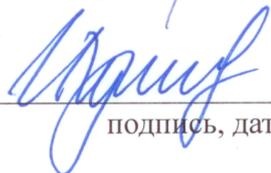
Руководитель темы
г.н.с., д.т.н.



подпись, дата

Аванесов Г.А.

Зам. Руководителя темы



подпись, дата

Чулков И.В.

Ответственные исполнители разделов темы:

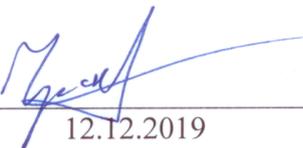
Заведующий отделом 57,
к.т.н.



12.12.2019

Бессонов Р.В.
(Раздел 1)

Научный сотрудник отдела
53



12.12.2019

Чумиков А. Е.
(Подраздел 2.1)

Заведующий лабораторией
645, д.т.н.



12.12.2019

Косов А.С.
(Подраздел 2.2)

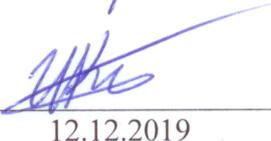
Начальник лаборатории 711



12.12.2019

Ануфрейчик К.В.
(Раздел 3)

Начальник лаборатории
712



12.12.2019

Козлов И.В.
(Раздел 4)

Начальник отдела 32



12.12.2019

Аверьянова И.Г.
(Раздел 5)

РЕФЕРАТ

Отчет содержит 79 с., 35 рисунков, 10 таблиц, 13 источников.

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

Объектом и целью исследований является разработка перспективных бортовых систем и приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов, развитие соответствующих программно-аппаратных средств, создание космических аппаратов малой размерности для проведения космических исследований, применение новейшей электронной компонентной базы для создания приборов и систем для космических исследований.

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

Результаты работ находят широкое применение при разработке и изготовлении современных космических аппаратов, отечественных и зарубежных. Новизна подтверждается публикациями в ведущих отечественных и зарубежных журналах.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
Раздел 1. Разработка перспективной оптико-физической аппаратуры для научных и прикладных космических исследований.....	7
1.1 Создание высокоточных звездных датчиков для космических аппаратов.....	7
1.2 Анализа параметров и характеристик систем автономной оптической навигации при стыковке космических аппаратов, а также навигации космических аппаратов по форме наблюдаемых береговых линий морей и океанов.....	29
Раздел 2. Создание современных детекторов, научных приборов и комплексов для проектов ФКП, находящихся в стадии ОКР: «Луна-Ресурс», «Луна-Глоб», «Спектр-РГ», «Спектр-УФ», «Резонанс», программы EchoMars и пр. Сопровождение созданной аппаратуры при проведении летно-космических испытаний.....	34
2.1 Разработка бортовых масс-спектрометров для установки на космических аппаратах.....	34
2.2 Разработка приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов.....	43
Раздел 3. Разработка и испытания высоконадежных систем управления научной аппаратурой.....	49
3.1 Концепция компактной системы управления научной аппаратурой (НА).....	49
3.2 Выбор software процессора на основе открытых IP ядер.....	51
3.3 Варианты микросхем ПЛИС для реализации компактной системы.....	52
3.4 Создание макета компактной системы на АЗРЕ3000L для отработки использования software процессора.....	56
3.5. Дальнейшее развитие системы.....	57
Раздел 4 Разработка малогабаритных космических аппаратов для научных исследований.....	58
4.1 Создание малогабаритных космических аппаратов для научных целей.....	58
Раздел 5 Работы по обновлению научно-производственного центра в ИКИ РАН для создания перспективной космической аппаратуры.....	61
5.1 Оснащение нормативно-технической документацией.....	61
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	76
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	78

ВВЕДЕНИЕ

Основные направления деятельности Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института космических исследований Российской академии наук соответствуют Программе фундаментальных исследований государственных академий наук на 2013-2020 годы, утвержденной распоряжением Правительства РФ от 3 декабря 2012 г., № 2237-р.

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 0028-2019-0018 ВЕКТОР, которая является частью государственного задания ЧАСТЬ 2: ГОСУДАРСТВЕННЫЕ РАБОТЫ, ведутся по всему содержанию работ по основному направлению 16: «Современные проблемы астрономии, астрофизики и исследования космического пространства, в том числе происхождение, строение и эволюция Вселенной, природа темной материи и темной энергии, исследование Луны и планет, Солнца и солнечно-земных связей, развитие методов и аппаратуры внеатмосферной астрономии и исследований космоса, координатно-временное обеспечение фундаментальных исследований и практических задач».

Содержание работ по направлению 16:

- Разработка методов и средств повышения точности измерения параметров ориентации летательных аппаратов звездными датчиками. Исследования составляющих погрешностей приборов звездной ориентации. Исследование путей развития приборов звездной ориентации в части повышения технических характеристик и функциональных возможностей.
- Исследование новых типов фотоприемных матриц, обладающих расширенным динамическим диапазоном, и способных обеспечить решения задач наблюдения космических тел и стыковки пилотируемого корабля нового поколения.
- Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также посадки на Луну.
- Разработка астрокорректоров атмосферного применения, способных обеспечить наблюдение звезд, в том числе и днем.
- Разработка элементов систем управления повышенной надежности: долговременной памяти большого объема (до 4 ТБ), высокоскоростных интерфейсов. Миниатюризация

узлов систем управления.

- Создание элементов систем и программного обеспечения для наземной отработки логики управления сложными комплексами научной аппаратуры.
- Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований
- Разработка систем малогабаритных космических аппаратов.
- Создание макетов узлов космической аппаратуры с применением новейшей электронной компонентной базы.

В данном отчете приведены результаты исследований, выполненные в 2019 г. по теме ВЕКТОР: «Разработка перспективных бортовых систем и приборов, программно-аппаратных средств, создание КА малой размерности для проведения космических исследований, реализации прикладных и образовательных программ». Указанная тематика является неотъемлемой частью работ, направленных на создание перспективных космических аппаратов научного и прикладного назначения.

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

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

Гос. регистрация №01.20.03 03422

Науч. рук. темы д.т.н. Аванесов Г.А.

Зам. рук. темы Чулков И.В.

Раздел 1. Разработка перспективной оптико-физической аппаратуры для научных и прикладных космических исследований

1.1 Создание высокоточных звездных датчиков для космических аппаратов

1.1.1 Оптимизация бортовых звездных каталогов. Накопленный более чем четверть века опыт разработки, исследований, испытаний и эксплуатации нескольких поколений звездных датчиков ориентации на борту многих отечественных изделий космической техники позволил не только значительно усовершенствовать приборы этого типа, но и выявить ряд направлений их дальнейшего развития. Одно из таких направлений предполагает оптимизацию бортовых звездных каталогов датчиков ориентации с целью повышения точности измерений. Постановка такой задачи связана с тем, что широко распространенные 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.

Физическая причина такого несоответствия, как правило, связана с тем, что в непосредственной близости от каталожной звезды находится еще одна, или несколько менее ярких звезд. Из-за низкого углового разрешения звездный датчик, фактически, измеряет направление не на одну звезду, а на целое звездное скопление, что и приводит к значительным ошибкам измерения. В качестве примера, на рисунке 1.1 показаны ближайшие окрестности звезды HIP 6242.

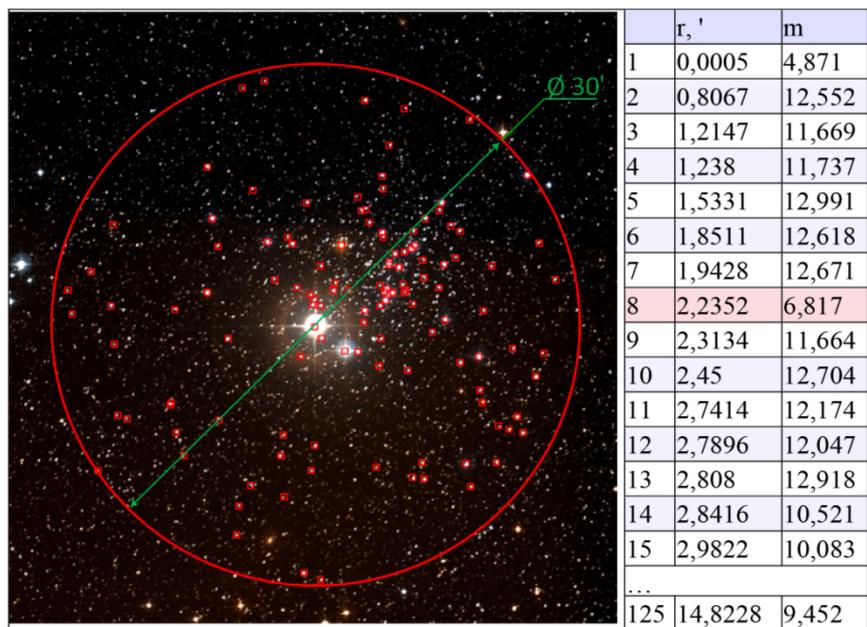


Рисунок 1.1 - Звезда HIP 6242 и ее окружение по данным Паломарского обзора и первой редакции каталога Gaia

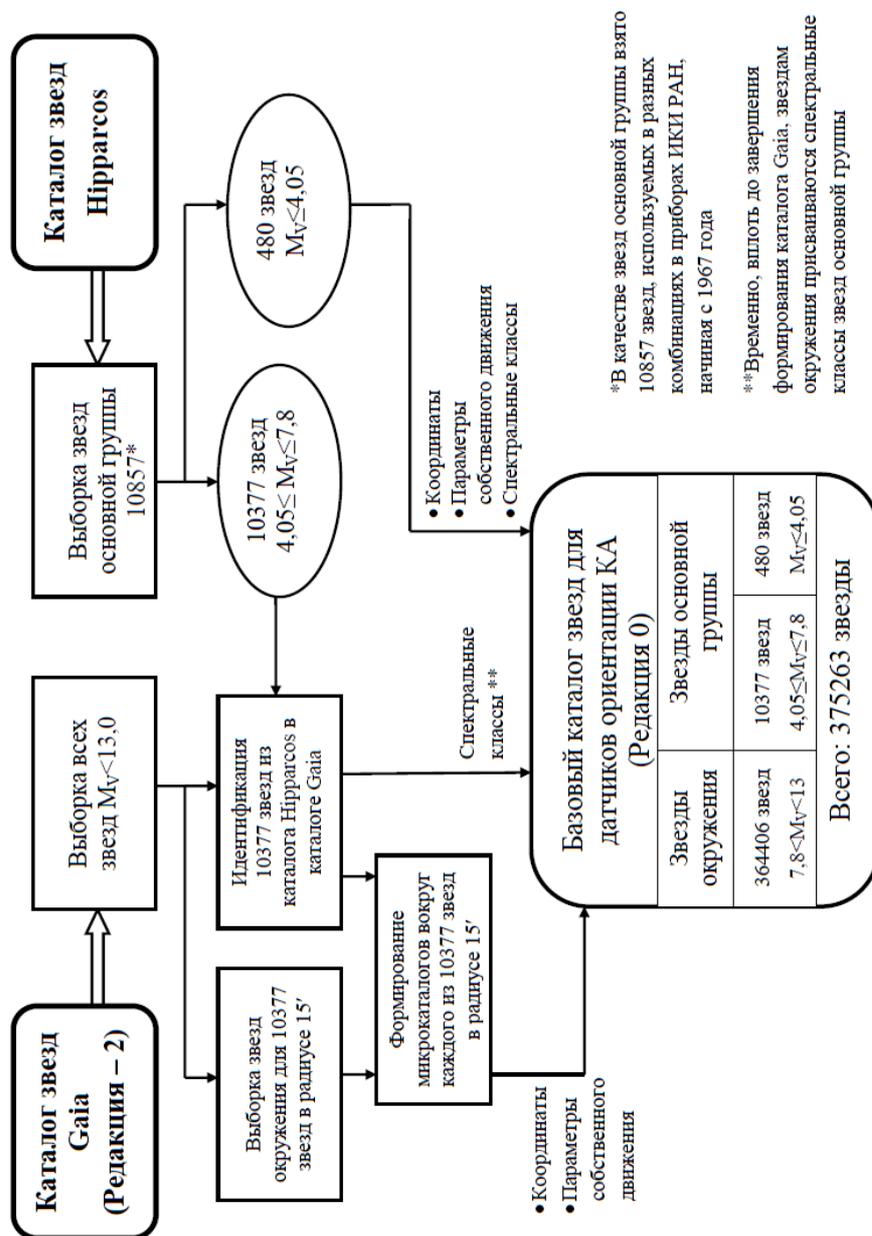
Из рисунка 1.1 видно, что в радиусе 2,5' от каталожной звезды находится еще 8 звезд. При типичном для звездных датчиков угловом разрешении порядка 1' все эти звезды будут восприняты прибором как один объект, а его координаты будут указаны с большой ошибкой.

Ошибки измерения можно избежать, если разработчик бортового каталога будет обладать необходимыми данными. В современных обстоятельствах для этого достаточно располагать каталогом Gaia или выборкой из него, содержащий микрокаталоги вокруг каталожных. Пример такого микрокаталога показан на рисунке 1.1.

Для учета особенностей строения ближайших окрестностей каталожных звезд на основе каталогов звезд Hipparcos и Gaia было составлено около 11000 микрокаталогов 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'. Микрокаталоги объединены в «Базовый каталог звезд», который в ближайшей перспективе будет использоваться для составления бортовых каталогов звезд датчиков ориентации КА семейства БОКЗ [1].

На данном этапе создана редакция «0» базового каталога, далее БК-0. Присвоение нулевого уровня редакции базового каталога в данном случае означает, что он предназначен для исследовательских целей. В первую очередь, для изучения возможностей путем совершенствования бортового каталога повысить точность измерения в звездных датчиках ориентации. Заложенные в базовый каталог принципы

иллюстрируются рисунком 1.2. В последующих редакциях базового каталога планируется его последовательное расширение, как по числу звезд основной группы и их спектральным классам, так и по звездам окружения.



*В качестве звезд основной группы взято 10857 звезд, используемых в разных комбинациях в приборах ИКИ РАН, начиная с 1967 года

**Временно, вплоть до завершения формирования каталога Gaia, звездам окружения присваиваются спектральные классы звезд основной группы

Рисунок 1.2 – Принципы формирования базового каталога БК-0

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 строения ближайших окрестностей каждой каталожной звезды.

Одна из них, 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 способом списков звезд. Составленные в программе Catalogue Guide списки, передаются в программу Star Manager.

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 и астрометрические модели звездных датчиков ориентации семейства БОКЗ, характерные для приборов модели шумов и помех, а также математический аппарат проецирования содержащихся в БК-0 звезд на матрицу прибора и обратно на небесную сферу. Кроме того, программа может применять различные способы локализации звезд на матрице, вычислять их координаты и величины случайных и систематических ошибок измерения.

Схема взаимодействия и функционалы обеих программ показаны на рисунке 1.3.

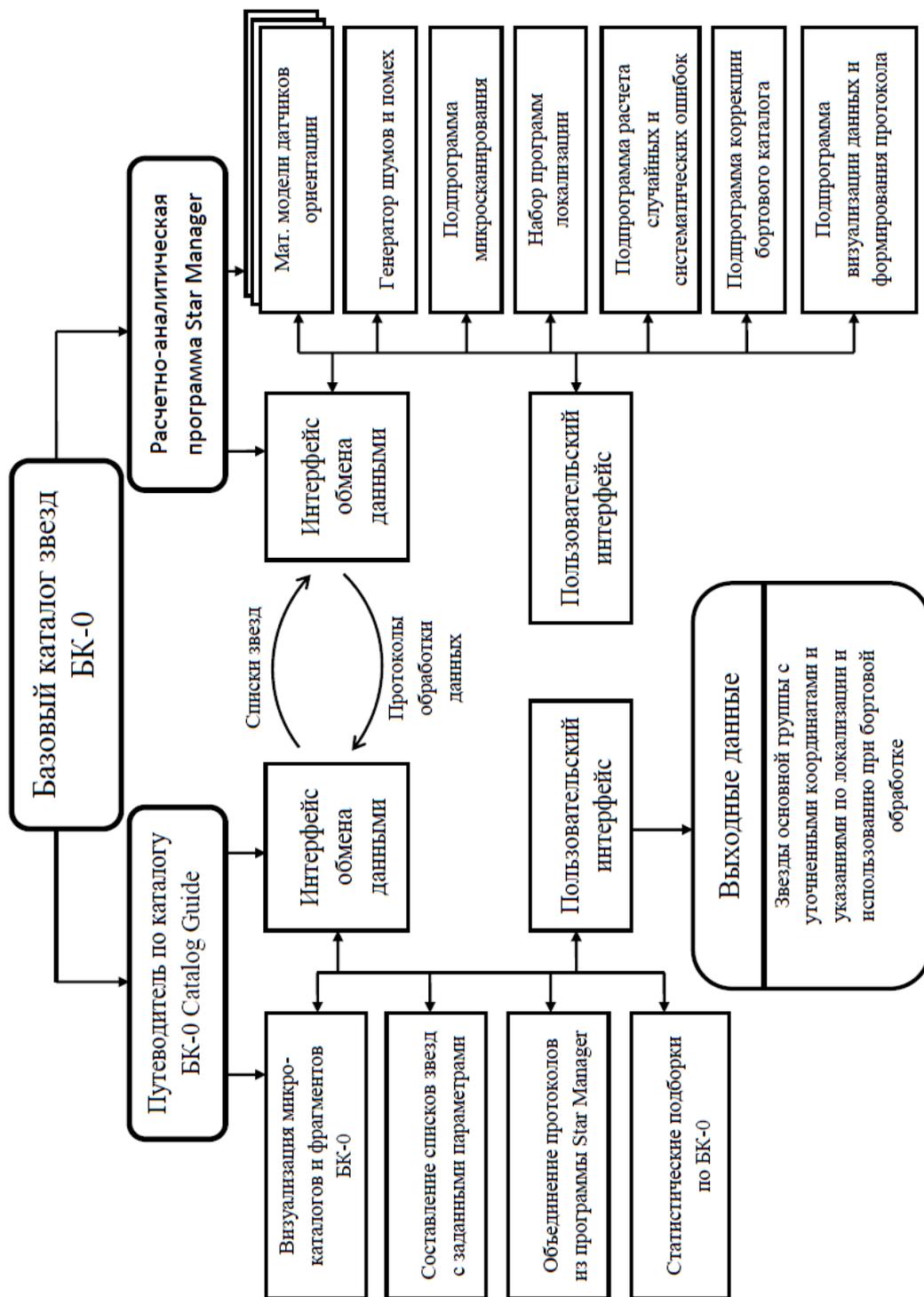


Рисунок 1.3 – Схема взаимодействия и функционалы программ Catalogue Guide и Star Manager

В составе программ Catalogue Guide и Star Manager используются фотометрическая [2] и астрометрическая [3] модели нескольких типов приборов семейства БОКЗ: БОКЗ-М60, БОКЗ-М60/1000, мБОКЗ-2, БОКЗ-МР, а также нескольких экспериментальных образцов.

Фотометрическая модель звездного датчика ориентации позволяет математически корректно перейти от приводимых в астрономических каталогах звездных величин и спектральных характеристик звезд к реально воспринимаемым приборами величинам их

интегральной яркости. Сделать это необходимо, поскольку современные звездные датчики ориентации измеряют координаты звезд небесной сферы, получая их черно-белые изображения в достаточно широком диапазоне видимой и ближней ИК области спектра электромагнитного излучения. При этом спектральная характеристика прибора определяется используемой в нем оптикой и матричным приемником излучения. Измеренная прибором интегральная яркость звезды зависит от его спектральной характеристики, а также от звездной величины и спектрального класса наблюдаемого объекта. Априорное знание отклика прибора на появление в его поле зрения звезд разной яркости и разных спектральных классов необходимо как для составления звездных каталогов, так и для получения численных оценок точности измерения их координат, в том числе, при разных уровнях шумов. Достоверность приводимой ниже фотометрической модели звездного датчика ориентации подтверждается экспериментальными данными, полученными аналогичными приборами в ходе космического полета.

При составлении модели был принят ряд допущений:

- интегральная яркость звезды рассчитывается без учета собственных шумов прибора;
- звезда проецируется на матрицу строго параллельно оптической оси прибора в центр матричного приемника излучения;
- вся поступившая от звезды энергия принимается одним пикселем матрицы с неограниченной зарядовой вместимостью.

Все перечисленные допущения приняты в интересах получения однозначного результата, который в дальнейших разделах общей модели прибора используется для оценки влияния на результат измерения шумов прибора, вариаций функции рассеяния точки, пиксельной структуры матричного приемника излучения и других особенностей приборов звездной ориентации.

Уточнение фотометрической модели в рамках используемого подхода производится путем подбора масштабного коэффициента, в качестве которого взята цена единицы младшего разряда используемого в приборе аналого-цифрового преобразователя ($K_{АЦП}$), измеренная в числе электронов.

Полученные с помощью фотометрической модели значения интегральной яркости используются в дальнейшем совместно с данными о ФРТ объектива и параметрах фокусировки для моделирования изображений звезд максимально приближенных к тому, как их воспринимает прибор. Имея в своем распоряжении близкое к реальному распределение сигнала от звезды на матрице, можно оценить вклад разного рода ошибок в

определение координат центра звезды и провести коррекцию их координат с учетом специфики конкретного прибора в случае необходимости.

Исходные данные и алгоритм расчета интегральной яркости звезд показан на рисунке 1.4.



Рисунок 1.4 – Исходные данные и алгоритм расчёта интегральной яркости звёзд

Для сопоставимого сравнения фотометрической модели, в соответствии с применяемыми при разработке допущениями, из всего объема экспериментальных данных, полученных с КА «Ресурс-П» № 3, были отобраны измерения координат звезд в центральной части поля зрения диаметром 4° . Из отобранного таким образом материала исключались измерения, сделанные приборами при скорости углового движения КА превышающей орбитальную. Минимальное число распознаваний одной звезды в выборке составляет 50 кадров с одного прибора. В среднем, координаты каждой звезды выборки, соответственно, и ее интегральная яркость, была измерена 9500 раз. Число звезд, удовлетворяющих установленным требованиям, оказалось равным 3356. Звездные величины отобранных звезд оказались в пределах от $3,85 m$ до $6,99 m$, $B-V$ в интервале от $-0,274$ до $3,332$, а средние интегральные яркости от 680 до 28314 градаций АЦП.

Результаты сопоставления расчетных и измеренных значений интегральных яркостей звезд представлены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Сопоставление расчетных и измеренных значений интегральных яркостей звезд

<i>M_v</i>	<i>B-V</i>					
	-0,2 <i>B0</i>	0,02 <i>A0</i>	0,31 <i>F0</i>	0,58 <i>G0</i>	0,93 <i>K0</i>	1,45 <i>M0</i>
4	16519/ 14084	16263/ 13464	16316/ 13582	16755/ 14016	17883/ 15071	20810/ 19183
5	6576/ 5607	6474/ 5360	6495/ 5407	6670/ 5580	7119/ 6000	8284/ 7637
6	2618/ 2448	2577/ 2134	2586/ 213	2655/ 2221	2834/ 2389	3298/ 3040
7	1042/ 889	1026/ 850	1029/ 857	1057/884	1128/ 951	1313/ 1210
8	415/ 354	408/ 338	410/341	421/ 352	449/ 379	523/ 482

Хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных позволяет считать, что принятая фотометрическая модель прибора звездной ориентации достаточно точно воспроизводит происходящие в нем процессы преобразования светового потока от звезд в цифровые сигналы и может использоваться в составе математической модели датчика ориентации.

Астрометрическая модель звездного датчика разработана и используется для исследования и прогнозирования результатов работы аппаратных и программно-математических элементов приборов в процессе решения задачи измерения направления на отдельно взятую звезду небесной сферы. В состав астрометрической модели включены: базовый каталог звезд, фотометрическая модель прибора, программы локализации звезд на фотоприемной матрице, а также аппарат статистического анализа и обобщения результатов измерения их координат. Модель позволяет априори оценить величины ожидаемых случайных и систематических ошибок измерения направления на звезды различной яркости и спектральных классов с учетом особенностей их окружения и параметров конкретных приборов, в том числе, в условиях воздействия шумов различной физической природы. Априорное знание реакции прибора на появление в его поле зрения звезд в разном окружении при различных уровнях шумов и внешних засветках позволяет оптимизировать бортовые звездные каталоги, программы локализации звезд на фотоприемной матрице, а также решить задачу снижения уровня случайных и систематических ошибок измерения, связанных с бортовым каталогом. Астрометрическая модель звездного датчика ориентации реализована в компьютерной программе Star Manager.

Ключевая задача модели заключается в оптимизации условий и параметров локализации изображений звезд на фотоприемной матрице прибора. Именно этот этап бортовой обработки данных определяет точность измерения направления на каждую конкретную звезду. В нем сосредоточен комплекс проблем и противоречий, связанных с

используемой в приборе оптикой и матричным приемником излучения, пространственной и амплитудной дискретизацией изображения, собственными шумами матрицы, а также фотонным шумом и помехами, в том числе, от ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП).

Структура астрометрической модели (АММ) звездного датчика ориентации показана на рисунке 1.5. Источником информации для ее работы служит БК-0 [1].

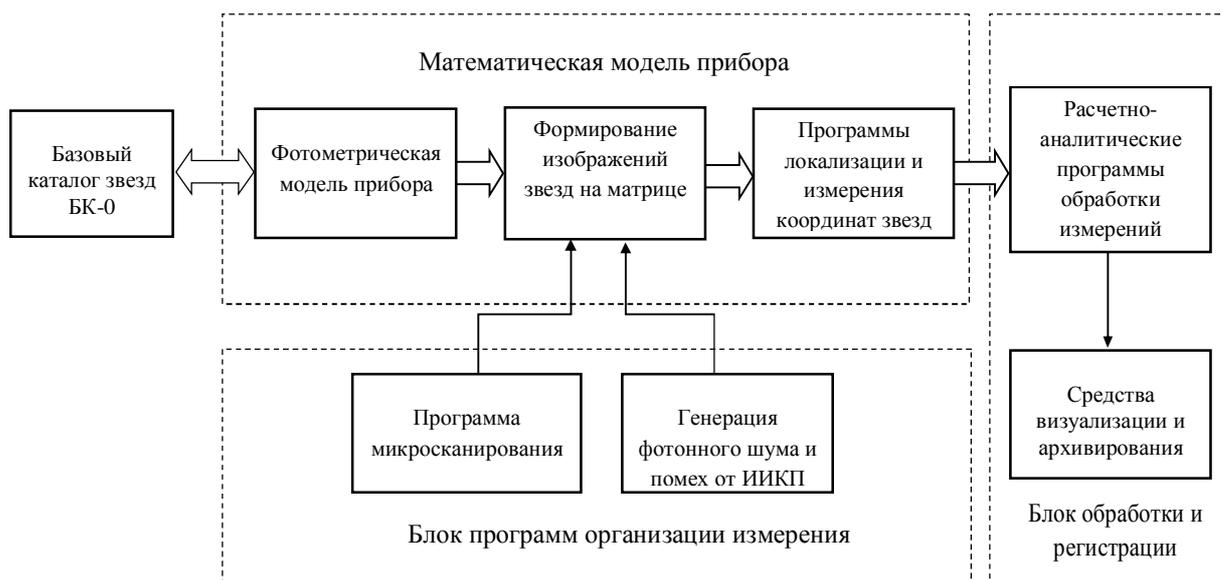


Рисунок 1.5 – Структура астрометрической модели звездного датчика ориентации

Каталог содержит 10377 звезд основной группы, взятых из каталога Hipparcos и идентифицированных 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. По внешнему запросу, содержащему номер звезды по каталогу Hipparcos, БК-0 может выдать во внешний мир любой имеющийся в нем микрокаталог. В данном случае, в роли потребителя информации выступает математическая модель прибора звездной ориентации, которая представляет собой крупный программный блок АММ.

Математическая модель звездного датчика ориентации представлена в АММ блоком из трех программных модулей: фотометрической моделью прибора [2], модулем формирования изображений звезд на фотоприемной матрице и модулем, содержащим набор программ их локализации и измерения координат центра.

Работа математической модели звездного датчика поддерживается блоком программ организации измерений. Этот блок выполняет ряд вспомогательных функций, воспроизводящих некоторые условия функционирования приборов. Он состоит из двух

модулей: программы микросканирования, имитирующей попадание центра звезды в разные участки пикселя матрицы, а также модуль генерации фотонного шума и помех, возникающих на формируемом матрицей изображении под воздействием ИИКП.

Третий блок АММ содержит набор расчетно-аналитических программ обработки измерений, а также средства их визуализации и архивирования.

На рисунке 1.6 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 .

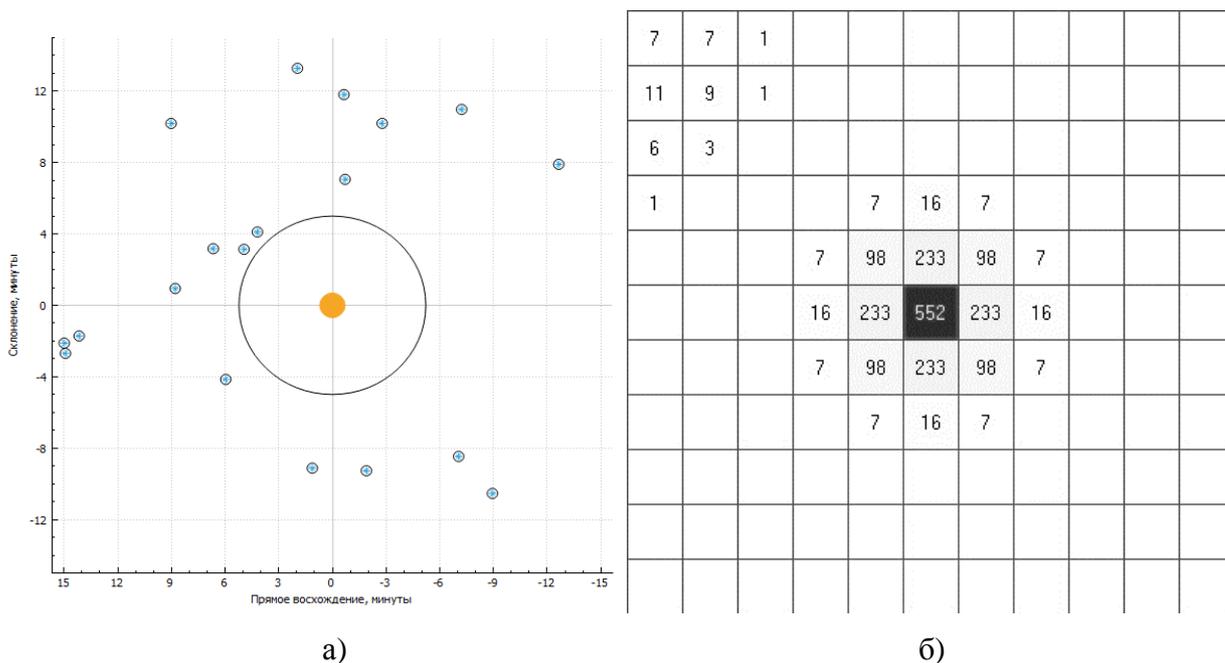


Рисунок 1.6 – а) микрокаталог звезды HIP 59895 в небесной системе координат; б) отображение центральной части микрокаталога звезды HIP 59805 дискретной структурой матрицы

Из рисунка видно, что звезда HIP 59895 отобразилась на матрице идеально симметричной фигурой распределения Гаусса, чего и следовало ожидать.

На рисунке 1.7 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.

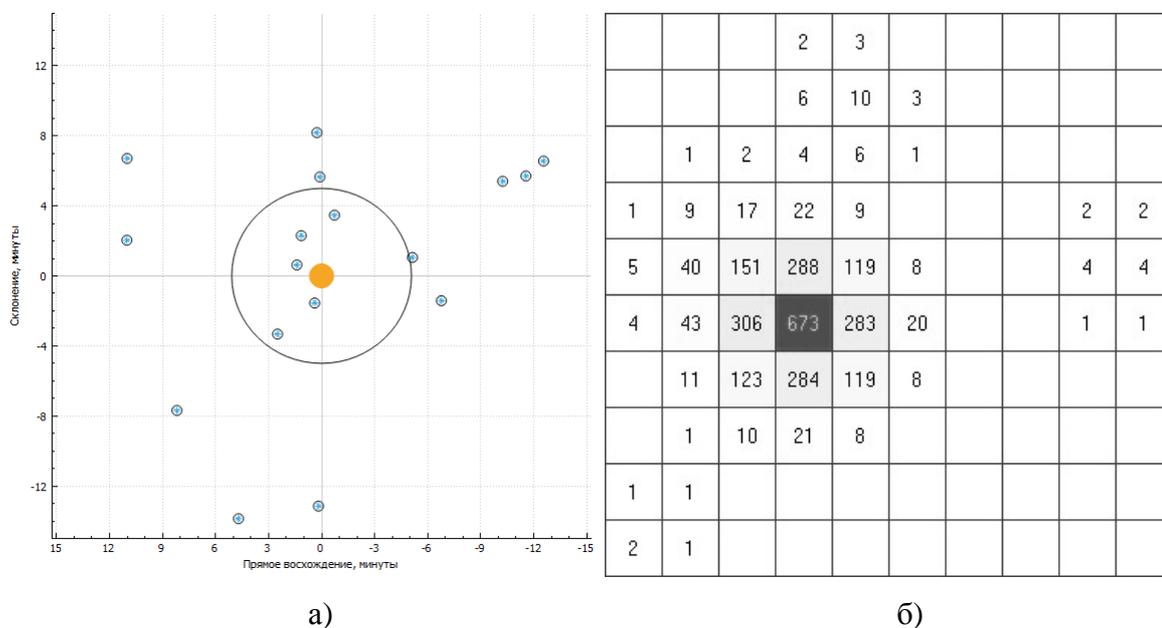


Рисунок 1.7 - а) микрокаталог звезды HIP 57587 в небесной системе координат; б) отображение центральной части микрокаталога дискретной структурой матрицы

Каждая из показанных на рисунке 1.7а звезд, отображена на рисунке 1.7б 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.

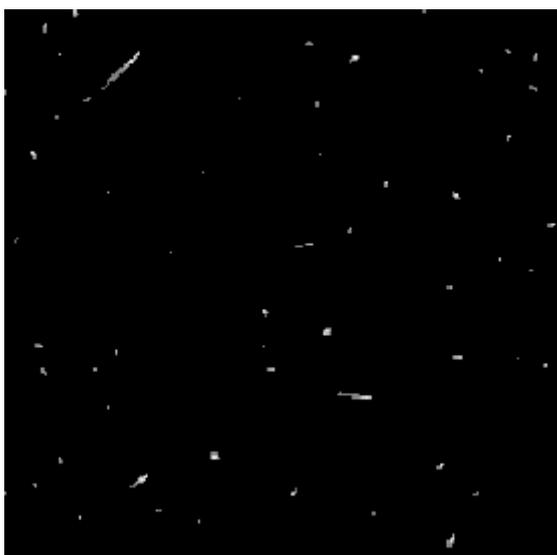
В реальности идеальная форма распределения яркости в отображении звезды на матрице нарушается по следующим основным причинам:

- наложения на распределение яркости звезды распределений яркости близко находящихся звезд соседей.
- конечного числа отсчетов при пространственной (попиксельной) дискретизации изображения звезды,
- фотонными и приборными шумами,
- помехами, возникающими, в основном, в результате воздействия ИИКП.

Примечание - В качестве допущения при построении астрометрической модели принято, что микрокаталоги проецируются в центр матрицы строго параллельно оптической оси прибора. В связи с этим aberrации в оптики не включены в число причин, ведущих к нарушению симметрии распределения яркости звезд.

Помехи от ИИКП генерируются в программе на основе экспериментальных данных.

Полученные с борта данные представляют собой цифровые изображения поля матрицы, подвергшейся бомбардировке протонами космического пространства. Матрица закрыта светозащитной крышкой. При этом она не видит звезд, но прекрасно регистрирует протонные события. По ним можно судить о числе вносимых частиц, оставленной ими энергии и направлении входа в матрицу. Пример такого изображения приведены на рисунке 1.8.



а)

14	0	0	0	0	0	0	0	0	0
16	14	0	0	0	0	0	0	0	0
0	15	17	0	0	0	0	0	0	0
0	0	15	19	21	0	0	0	0	0
0	0	0	0	20	29	22	0	0	0
0	0	0	0	0	0	26	44	15	0
0	0	0	0	0	0	0	0	40	49

б)

Рисунок 1.8 – а) фрагмент изображения, сформированного потоком высокоэнергичных протонов на матрице ПЗС на борту КА; всего на снимке локализован 231 объект; суммарный накопленный в пикселях заряд составил $2,8 \cdot 10^6 e$; б) пример цифрового отображения следа от одной из частиц, выраженный в пикселях матрицы и в числе ЕМР в каждом из них

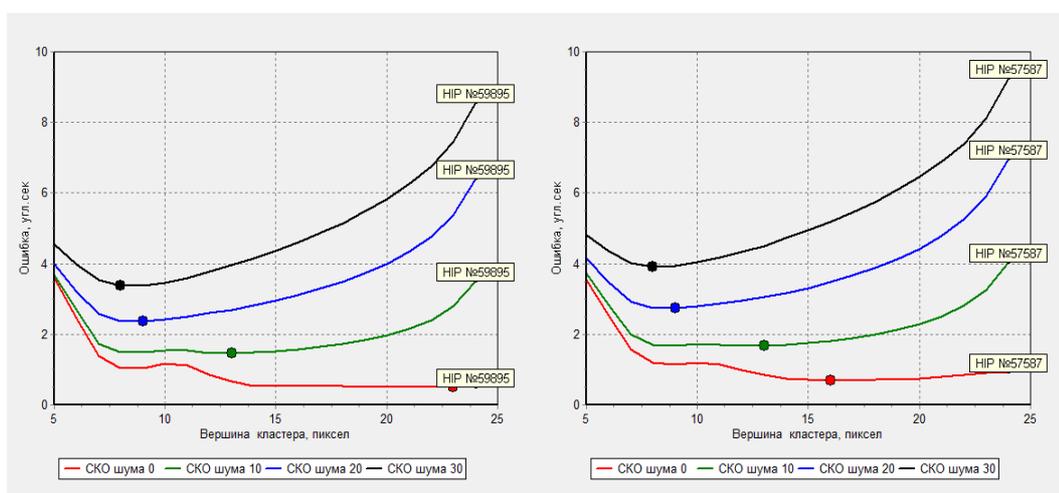
Программа генерации помех от ИИКП достаточно точно воспроизводит реальное воздействие высокоэнергичных протонов на матрицу в части соотношения точечных и трековых событий, и вносимых ими зарядов. Плотность потока может устанавливаться оператором в зависимости от типа моделируемой орбиты полета КА.

Все генерируемые программой виды шумов и помех могут вноситься в изображения звезд по отдельности или в определенных сочетаниях. Все это, в комбинации с микросканированием, моделирующим попадание центра проекции в разные части пикселя, создает вполне адекватную модель реального процесса формирования цифровых изображений звезд матрицей прибора.

Сформированное программой изображение звезд микрокаталога подвергается обработке с целью локализации находящейся в его центре звезды. Все существующие для этого варианты программ локализации предназначены для решения одной задачи:

выделения на фоне шумов и помех компактной группы принадлежащих звезде пикселей. Моделирующая программа не решает задач бортовой обработки данных. Ее задача заключается в том, чтобы выявить условия, при которых будет получен оптимальный или близкий к оптимальному результат селекции звезд на фоне шума.

На рисунке 1.9 показаны примеры графической визуализации результатов выполненных с помощью АММ расчетов. Выбранные для примера звезды отличаются друг от друга по интегральной яркости примерно на 20 %, что позволяет сравнивать их в одном масштабе графиков. Указанные на графиках уровни относятся к уровням приборного шума. В построении всех графиков участвует фотонный шум звезд. Точки на всех графиках показывают условия оптимальной локализации звезд для прибора БОКЗ-М60.



а) звезда HIP 59895

б) звезда HIP 57587

Рисунок 1.9 - Иллюстрация поиска оптимальных условий локализации звезд HIP 59895 и HIP 57587 в условиях воздействия шумов разного уровня

Нижние кривые на обоих графиках отражают идеализированную ситуацию, когда в обрабатываемом сигнале присутствует только фотонный шум звезды. Из них видно, что при малом числе локализованных пикселей в звезде, основной причиной ошибки измерения является ошибка дискретизации. Правее этой точки ограничивающим фактором становится фотонный шум звезды. При этом для более яркой звезды HIP 59895, оптимальным выбирается число локализованных пикселей 23. Для менее яркой звезды HIP 57587 оптимальным считается число локализованных пикселей 16. Далее, красная кривая слегка поднимается вверх, что указывает на преобладание фотонного шума звезды над полезным сигналом в периферийных пикселях.

Все расположенные выше кривые по смыслу повторяют нижние. По мере роста уровня приборного шума уменьшается оптимальное число целесообразно локализованных

пикселей.

Приведенные на рисунке 1.9 графики хорошо отображают процесс поиска оптимального числа локализованных пикселей по критерию минимума случайной составляющей ошибки измерения. Но это далеко не все. Значительная часть получаемых результатов лучше отображается в цифровом виде. В таблице 1.2 приведены примеры цифрового представления результатов работы АММ для визуального отображения и для архивного хранения.

Таблица 1.2 - Примеры цифрового представления результатов работы АММ для визуального отображения и для архивного хранения

HIP №	dAl	dDt	S _{Al}	S _{Dt}	Int	Pix	PixRec	Noise	PrefInd
59895	0,000000	0,000000	0,370000	0,350000	2428	21,3	23	0	0,49
59895	-0,010000	0,000000	1,060000	1,040000	2137	12,9	13	10	1,46
59895	0,000000	0,040000	1,770000	1,640000	1781	9,0	9	20	2,36
59895	0,000000	-0,050000	2,480000	2,390000	1612	7,9	8	30	3,37
57587	<u>4,310000</u>	<u>1,840000</u>	0,530000	0,440000	2067	15,8	16	0	0,68
57587	<u>3,680000</u>	<u>1,560000</u>	1,240000	1,150000	1879	12,9	13	10	1,68
57587	<u>2,660000</u>	<u>1,110000</u>	2,040000	1,850000	1526	8,9	9	20	2,73
57587	<u>2,370000</u>	<u>1,000000</u>	2,850000	2,710000	1379	7,9	8	30	3,90

Тонировкой в колонках dAl и dDt таблицы 1.2. подчеркнута наличие у звезды HIP 57587 систематической ошибки измерения, величина которой находится в зависимости от числа локализованных пикселей (PixRec)

В целом, формируемая АММ информация позволяет, зная основные параметры приборов, отбирать из базового каталога звезды для бортового каталога, корректировать его с учетом фоновой обстановки в ближайших окрестностях звезд и с достаточно высокой точностью прогнозировать ожидаемые величины ошибок измерения.

Научные публикации

1. 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.
2. 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.
3. 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. В печати.

1.1.2 Исследование возможности уменьшения случайной составляющей погрешности измерения в звездных датчиках ориентации КА. В последние годы значительно возросли возможности передачи больших объемов информации с борта КА на наземные пункты обработки данных. В результате, стала доступнее и информация, характеризующая работу звездных датчиков в реальных условиях эксплуатации. В частности, в 2016 году на борту КА «Ресурс-П» № 3 был организован комплексный эксперимент по комплексному исследованию работы четырех звездных приборов БОКЗ-М60. В ходе эксперимента было получено 52 миллиона телеметрических кадров, каждый из которых в среднем содержал по 10 «сырых» измерений координат звезд на матрицах приборов. Общая площадь наблюдения охватила на небесной сфере пояс в направлении прямого восхождения, ограниченный по склонению углами $\pm 45^\circ$, включивший в себя ~ 6000 из 8713 содержащихся в каталогах приборов БОКЗ-М60 звезд.

Полученная в ходе эксперимента информация использовалась для решения различных задач, связанных с повышением точности измерения приборов. Здесь остановимся на одной из них, связанной методической ошибкой измерения, дающей значительный вклад в случайную составляющую погрешности измерения [1].

Наличие большого числа реальных измерений дает прекрасную возможность иллюстрировать понятие случайной ошибки измерения практически полученными данными.

На рисунке 1.10 показан фрагмент карты участка небесной сферы с нанесенными на нее красными и синими точками координатами звезды SAO 98456, измеренными в разное время приборами № 31 и № 32 более чем по 1000 раз. Точки образуют облако ошибок измерения. Каталожное положение звезды обозначено крестом. Осредненные координаты центров облаков ошибок показаны на рисунке зелеными точками, которые наложились друг на друга. 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 $55''/\text{пиксель}$ – это очень неплохой результат. При этом случайная ошибка измерения составляет $3\sigma=10''$. Значительный вклад в эту величину дает методическая ошибка.

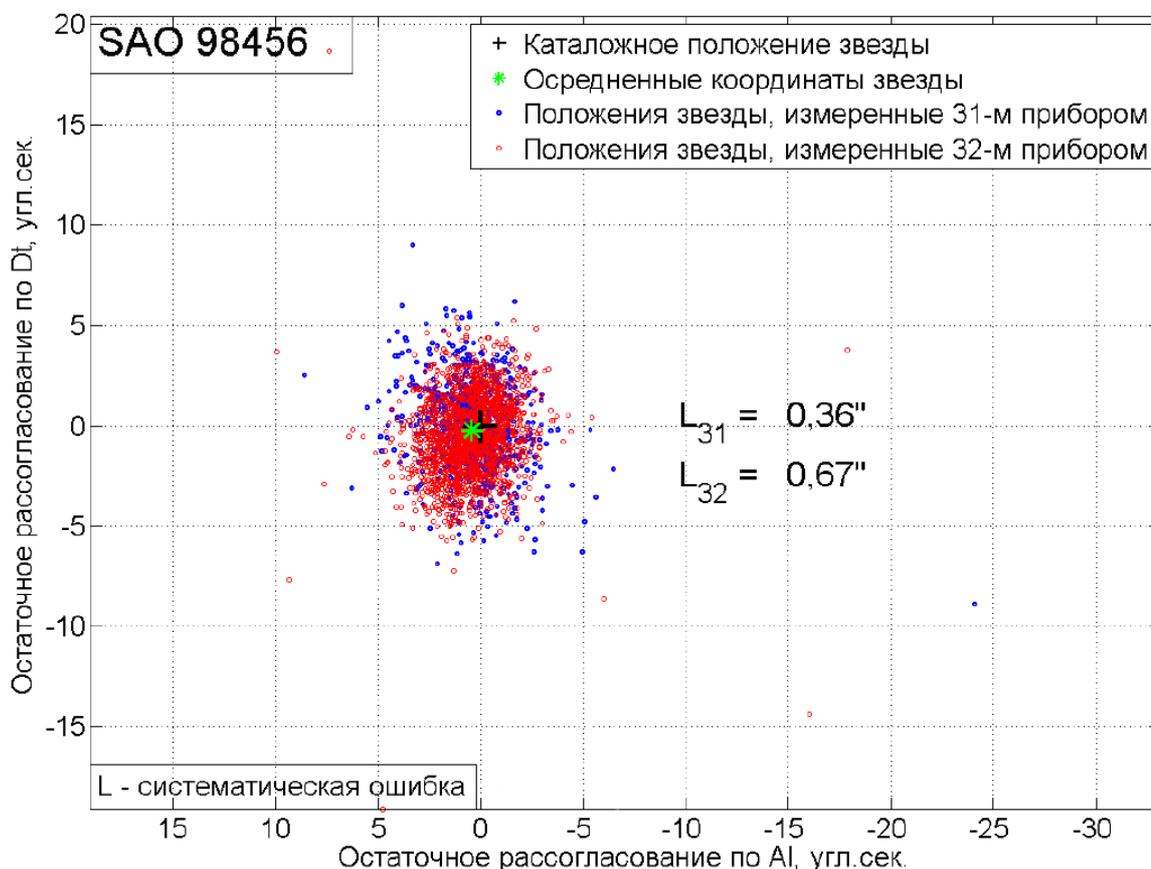


Рисунок 1.10 - Фрагмент карты небесной сферы с нанесенными на нее 2500 измерений координат звезды SAO 98456, сделанными приборами № 31 и 32

Природа методической ошибки связана с параметрами пространственной дискретизации изображения звезды матричным приемником излучения и способом вычисления координат ее центра центроидным методом.

Исследования показывают, что величина методической погрешности зависит от многих факторов, в том числе от качества фокусировки оптической системы, интегральной яркости объекта, выбранного порога отсечки шумового сигнала и довольно трудно поддается компенсации. Ее амплитуда, как правило, составляет несколько сотых долей пикселя, а при острой фокусировке может достигать и десятых долей. С учетом того, что угловой размер пикселя в приборах серии БОКЗ составляет 55 угл. с, методическая погрешность определения направления на отдельно взятую звезду измеряется в единицах угловых секунд. Таким образом, компенсация методической погрешности приборов звездной ориентации по-прежнему остается актуальной задачей.

Наглядное проявление методической ошибки получено с одного из приборов серии БОКЗ, который установлен на космическом аппарате таким образом, что изображение звезды на ПЗС-матрице при орбитальном движении перемещается практически строго вдоль столбцов. На рисунке 1.11 приведен график перемещения звезды 4,4 G5,

полученный по ~800 последовательным измерениям ее координат. При угловой скорости движения аппарата 4 угл. мин/с за один измерительный такт (250 мс) центр изображения звезды смещается в среднем на 1,02 пикселя по вертикали и на 0,007 пикселя по горизонтали. Синусоидальный характер изменения координат, который при подобной траектории звезды виден невооруженным глазом, как будет показано дальше, и вызван методической погрешностью.

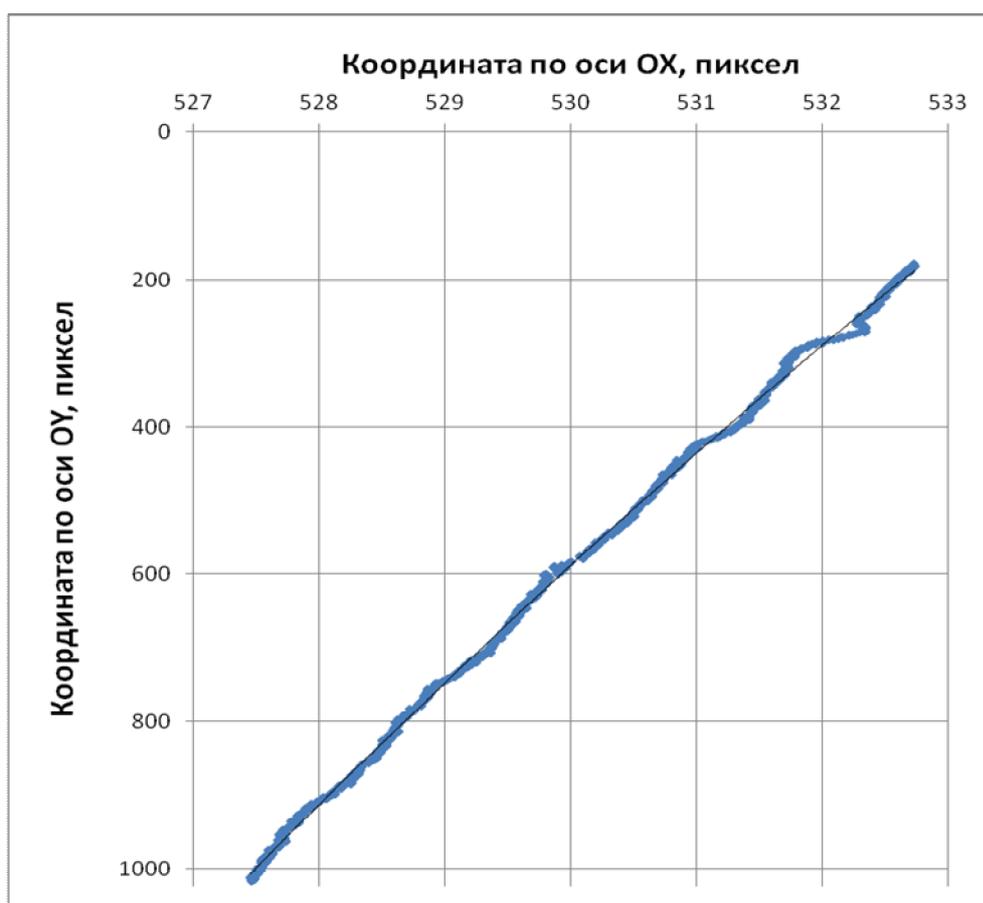


Рисунок 1.11 - Координаты энергетического центра звезды 4,4 G5, зарегистрированной на ПЗС-матрице прибора БОКЗ при орбитальном движении

Поскольку движение космического аппарата в данном примере является плавным на достаточно длительном интервале времени, то путем аппроксимации измерений координат одной звезды от времени, можно вычислить траекторию ее перемещения. На рисунке 1.12 приведены графики разности между измеренными координатами изображения звезды и расчетной траекторией в зависимости от дробной части координат ее энергетического центра.

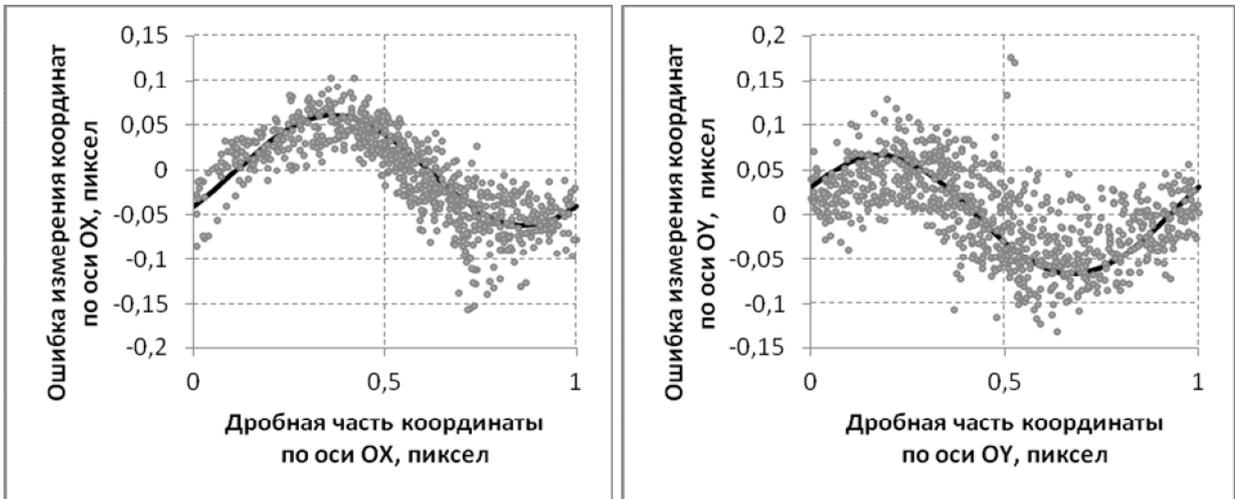


Рисунок 1.12 - Иллюстрация методической ошибки по наблюдениям звезды 4,4 G5

На графиках явно видна синусоидальная зависимость ошибки измерения координат центра звезды от дробной части пикселя, что хорошо согласуется с результатами предыдущих исследований и позволяет говорить о возможности качественного наблюдения и компенсации методической погрешности в процессе летной эксплуатации звездных датчиков серии БОКЗ.

Сам факт того, что методическая погрешность на статистическом уровне проявляет себя как упорядоченная функция, говорит о том, что ее компенсация возможна. В тоже время, из рисунка 1.12 видно, что существуют факторы, нарушающие упорядоченность методической ошибки. Важнейшим из них является неравномерность чувствительности пикселя.

Неоднородность ячейки ПЗС-матрицы можно экспериментально подтвердить, проанализировав изменение яркости звезд в процессе орбитального вращения аппарата. На рисунке 1.13 приведен график изменения интегральной яркости звезды 4,4 G5 при перемещении центра ее изображения по всей ПЗС-матрице по траектории, проходящей вдоль столбцов через всю ПЗС-матрицу разрешением 1024x1024.

На графике хорошо прослеживаются две тенденции: уменьшение яркости при удалении от центра ПЗС-матрицы, обусловленное эффектом виньетирования объектива, а также гармонические колебания, амплитуда которых достигает 20 % от яркости звезды.



Рисунок 1.13 - Изменение интегральной яркости звезды 4,4 G5 в процессе орбитального движения

Из рисунка 1.13 видно, что неоднородность чувствительности пикселей матрицы также проявляет себя как упорядоченный процесс.

Проведенные исследования говорят о том, что компенсация методической ошибки и накладывающейся на нее ошибки связанной с внутрипиксельной неоднородностью чувствительности матрицы возможна на практике на статистической основе.

Научные публикации

1. Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С. Исследование и компенсация методической погрешности измерения координат датчиков ориентации при летной эксплуатации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 1. В печати.

1.1.3 Обобщение опыта эксплуатации звездных приборов семейства БОКЗ в различных радиационных условиях. Звездные приборы семейства БОКЗ эксплуатируются на различных изделиях отечественной космической техники, начиная с 1999 года. За это время их общая наработка уже приблизилась к 3 млн часов, что позволяет сделать определенные выводы об их эксплуатационных свойствах в различных радиационных условиях [1].

Широкая номенклатура разрабатываемых и изготавливаемых ИКИ РАН приборов семейства БОКЗ позволяет им работать на самых различных орбитах, начиная от низких околоземных и кончая межпланетными. При этом копится опыт эксплуатации приборов. На его основе идет постоянное совершенствование приборов, в том числе, направленное на сохранение точности измерений в условиях длительного воздействия радиации.

Основные представители приборов семейства БОКЗ показаны на рисунке 1.14.



Рисунок 1.14 - Модификации приборов звездной ориентации семейства БОКЗ

Наиболее чувствительным к радиации элементом приборов звездной ориентации является их приемники излучения: ПЗС или КМОП матрицы. Дegradация их параметров под влиянием радиации ведет к снижению точности измерений параметров ориентации.

В работе [1] приводится обзор результатов испытаний ПЗС и КМОП матриц на воздействие радиации выполненных ИКИ РАН в кооперации со специализированными организациями. В этой же работе оценено влияние структурных повреждений в ПЗС и КМОП-матрицах на работу звездных датчиков и выполнено сравнение расчетных и экспериментальных данных по ионизационным эффектам и структурным повреждениям. Основные результаты этих исследований сведены в таблицы 1.3 и 1.4.

В таблице 1.3 и 1.4 приведены расчетные данные о темпах накопления ионизационной и структурной составляющей дозы на различных КА. Расчеты основаны на использовании программы OMERE, позволяющей рассчитывать потоки частиц за сферическими защитами на различных орбитах, и программы Щит, в которой учитывается экранирование излучения конструкцией прибора и КА. В качестве меры дозы структурных повреждений в расчетах используется значение эквивалентного флюенса

протонов с энергией 10 МэВ, когда эффект от какого-то вида излучения равен эффекту от воздействия протонов с энергией 10 МэВ при наборе соответствующего флюенса.

Как видно из таблицы 1.4 доза структурных повреждений во многом определяется высотой и наклоном орбиты. В соответствии с расчетом, темп накопления дозы структурных повреждений на КА с орбитой 920 км в 5 раз больше, чем на КА с орбитой 475 км, и в 2,5 раза больше, чем на КА орбитой 730 км. Это коррелирует с экспериментальными данными. Как было показано, СКО темновых кадров в приборах БОКЗ-М60 на КА № 6 в 4-5 раз больше, чем на КА № 1-3, и 2-2,5 раза больше, чем на КА № 4-5.

Таблица 1.3 - Расчет дозовых нагрузок на ФППЗ приборов серии БОКЗ по ионизационным эффектам

Прибор	Изделие	Параметры орбиты	Поглощенная доза за 10 лет, рад	Темп накопления, рад/сут.	Коэффициент увеличения дозы по отношению к орбите МКС
БОКЗ	МКС	415 км 51,63°	2,31E+02	6,34E-02	1
БОКЗ-М60	КА № 1-3	470км 97,28°	7,28E+02	2,00E-01	3
БОКЗ-М60	КА № 4-5	730 км	1,28E+03	3,52E-01	5,5
БОКЗ-М60	КА № 6	920 км	3,09E+03	8,47E-01	13
БОКЗ-У	Ямал-200	ГСО	4,41E+03	1,21E+00	19

Таблица 1.4 - Расчет значений эквивалентного флюенса протонов 10 МэВ для ФППЗ приборов серии БОКЗ

Прибор	Изделие	Параметры орбиты	Экв. флюенс протонов 10 МэВ за 10 лет, прот./см ²	Темп накопления, прот./((см ² ·сут.))	Коэффициент увеличения флюенса по отношению к орбите МКС
БОКЗ	МКС	415 км 51,63°	4,33E+08	1,19E+05	1
БОКЗ-М60	КА № 1-3	470км 97,28°	1,34E+09	3,67E+05	3
БОКЗ-М60	КА № 4-5	730 км	2,48E+09	6,80E+05	5,7
БОКЗ-М60	КА № 6	920 км	6,28E+09	1,72E+06	15
БОКЗ-У	Ямал-200	ГСО	5,49E+08	1050E+05	1,2

Кроме того, видно, что темп накопления дозы структурных повреждений на КА с орбитой 920 км в 13-15 раз выше, чем на МКС и спутниках «Ямал-200». Это означает, что приборы, работающие на МКС 18 лет и на КА «Ямал-200» 15 лет набрали такую же дозу структурных повреждений, какую получили приборы на КА № 6 за год. Также можно сказать, что за четыре года эксплуатации на КА № 6 приборы БОКЗ набрали такую дозу структурных повреждений, какую получили бы на МКС за 60 лет!

Кроме того, из таблицы 1.3 видно, что разница в темпе накопления ионизационной дозы в ПЗС-матрицах приборов БОКЗ-М60 на МКС и «Ямал-200» отличается в 20 раз. При этом существенных отличий в функционировании приборов не наблюдается. Это говорит о стойкости приборов к ионизационной дозе, а также еще раз подчеркивает, что именно доза структурных повреждений в большей степени влияет на деградацию приборов и ограничивает срок их активного функционирования.

Борьба со структурными повреждениями в фоточувствительных матрицах приборов идет по трем основным направлениям:

- введение локальной радиационной защиты вокруг фотоприемника, обеспечивающей снижения темпа накопления дозы;
- охлаждение кристалла фоточувствительной матрицы, что приводит к уменьшению количества и яркости «горячих» пикселей;
- развитие программно-математического обеспечения прибора, в направлении повышения помехозащищенности при работе с большим уровнем структурного шума.

Введение дополнительной массовой защиты не является эффективной мерой по снижению темпа накопления дозы структурных повреждений. Увеличение массовой толщины сферической защиты алюминия с 3 г/см^2 до 6 г/см^2 снижает эквивалентный флюенс протонов с энергией 10 МэВ только на 20-30 %, в зависимости от типа орбиты. Дальнейшее увеличение массовой толщины защиты становится еще менее эффективным. Однако снижение темпа накопления дозы структурных повреждений даже на 30 % увеличивает срок активного существования приборов на один-два года, что уже не мало. Поэтому, использование массовой радиационной защиты фоточувствительной матрицы целесообразно, и такая защита реализована во всех приборах БОКЗ.

Наиболее эффективным способом борьбы с «горячими» пикселями является охлаждение. Глубокое охлаждение кристалла фоточувствительной матрицы позволят практически полностью «погасить» структурный шум на кадрах даже при значительных структурных повреждениях. В этом отношении в сильном авангарде оказываются фоточувствительные матрицы с встроенным элементом Пельтье. Снижение температуры кристалла ПЗС-матрицы «Лев-4» с минус $18 \text{ }^\circ\text{C}$ до минус $30 \text{ }^\circ\text{C}$ потребовало увеличение

энергопотребления прибора всего на 1 Вт. Такое охлаждение достигается при температуре посадочного места прибора +45 °С. При этом количество дефектов уменьшилось практически на порядок.

Кроме того, ИКИ РАН сделал большой шаг в развитии алгоритмов работы приборов, а также методов обработки программно-математического обеспечения. В приборы введена более тонкая селекция изображений звезд от дефектных объектов по конфигурационным признакам. Для этого осуществляется контроль расфокусировки приборов при их сборке, юстировке и испытаниях, в том числе в вакууме. Реализованы алгоритмы выделения, двигающихся по кадру изображений звезд от неподвижного структурного шума. В следующих поколениях приборов будет введена кадровая память, используемая для хранения структурного шума, что позволит устранить его из кадра в темпе считывания видеоданных с КМОП-матрицы.

Совместное применение всех перечисленных мер позволяет полностью решить проблему структурных дозовых повреждений в фотоприемниках приборов звездной ориентации.

Научные публикации

1. Бессонов Р.В., Кобелева А.А., Куркина А.Н., Малков А.К., Форш А.А. Воздействие радиации космического пространства на функционирование приборов БОКЗ при их длительной эксплуатации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 85-96.

1.2 Анализа параметров и характеристик систем автономной оптической навигации при стыковке космических аппаратов, а также навигации космических аппаратов по форме наблюдаемых береговых линий морей и океанов

1.2.1 Предложена методика расчета и выполнены оценочные расчеты мощности отраженного когерентного излучения для случая стыковки с кооперирующим объектом и мишени в виде совокупности ретрорефлекторов. Известные из литературы методы расчета отраженной от ретрорефлекторов мощности базируются на формуле, справедливой для дальней зоны дифракции (дифракция Фраунгофера), что для реальных расстояний, лежащих в диапазоне от нескольких метров до нескольких сотен метров, дает очень большие ошибки. Выполнен расчет отраженной мощности для ближней зоны дифракции на основе формулы Френеля-Киргофа для разных расстояний, смещений относительно ретрорефлектора и разных апертур объектива камеры.

На рисунке 1.15 приведен пример расчета принимаемой мощности когерентного излучения для разных апертур объектива камеры при нулевом поперечном смещении:

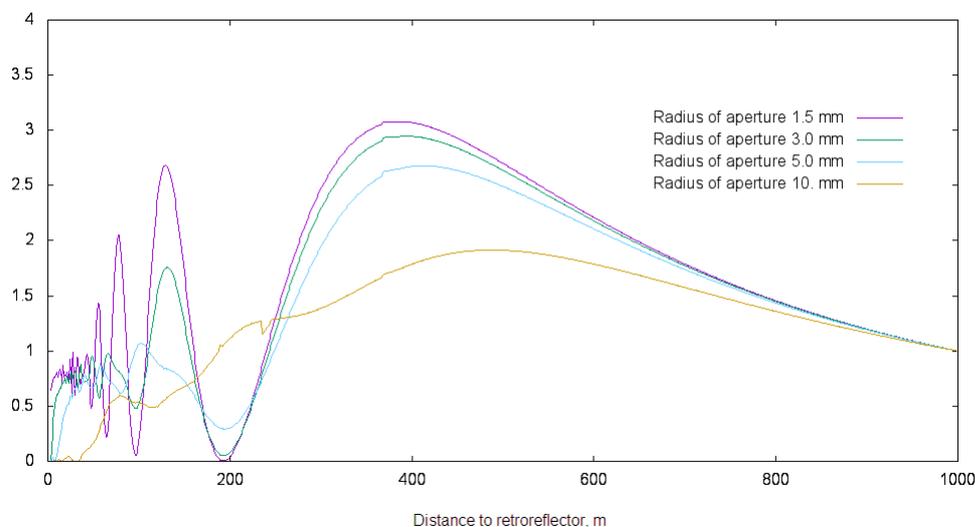


Рисунок 1.15 - Зависимость пронормированной принимаемой мощности от радиуса апертуры объектива

На графиках принимаемая мощность оптического излучения пронормирована относительно принимаемой мощности излучения на расстоянии 1000 м и закона обратных квадратов. По результатам работы опубликована статья.

1.2.2 Разработана методика оценки систематических ошибок измерения расстояния в монокулярных системах автоматической стыковки. Случайные ошибки локализации на фотоприемной матрице пятен засветки, образованных отраженным от ретрорефлекторов излучением, порождают следующие ошибки измерений (рисунок 1.16):



Рисунок 1.16 - Ошибки измерений координат мишени

Показано, что систематические ошибки измерений присутствуют только в канале измерения дальности. Величина этой ошибки зависит от расстояния, конфигурации и

размеров мишени, параметров объектива и матрицы фотоприемника. Систематические ошибки не устраняются при усреднении и могут на больших расстояниях превышать случайные ошибки измерения дальности системой технического зрения. По результатам работы опубликована статья.

1.2.3 Продолжались работы по направлению создания систем автономной оптической навигации космических аппаратов на околоземных орбитах по форме наблюдаемых береговых линий океанов и морей. Необходимость этой работы продиктована тем, что имеющиеся в настоящее время и перспективные глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС), такие как GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, BEIDOU, и др. в силу очень малой мощности излучаемого сигнала крайне уязвимы для маскирующих и имитирующих помех искусственного происхождения.

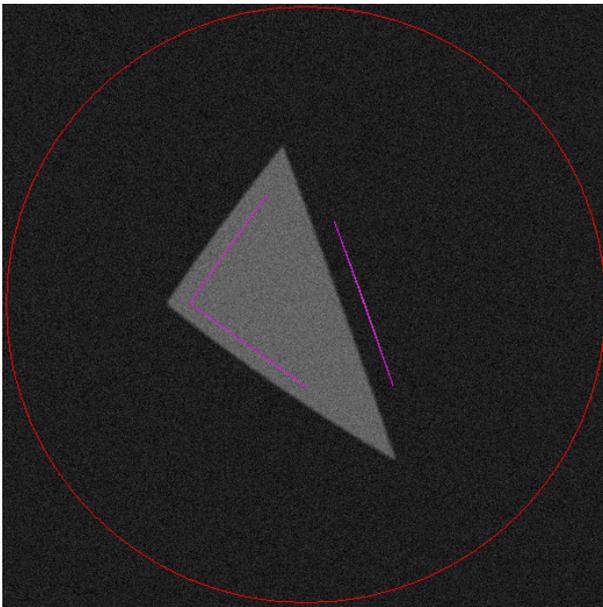
Выполненные работы:

- отработка, тестирование и верификация структурно-корреляционных алгоритмов навигации на искусственно синтезированных изображениях с точно известными параметрами,

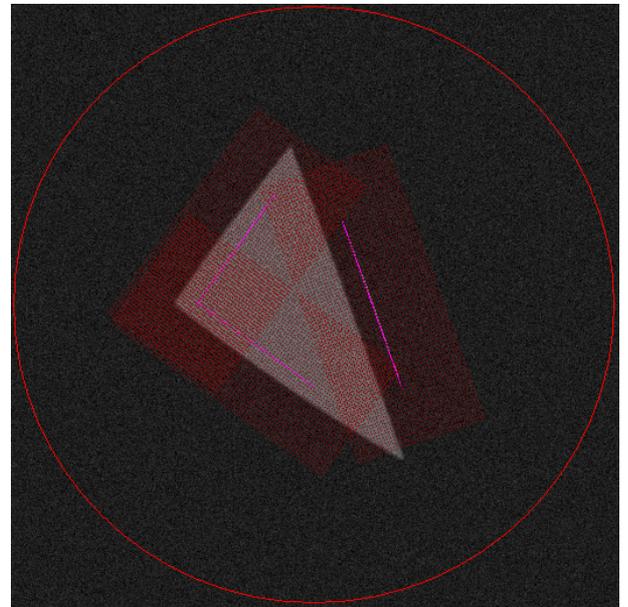
- доработка комплекса навигационных программ для работы с создаваемым моделирующим стендом,

- отработка алгоритмов динамического построения сетки гипотез для двух этапов грубого поиска, покрывающих область неопределенности по трем пространственным координатам, в зависимости от высоты наблюдения, изменяющейся в широком диапазоне.

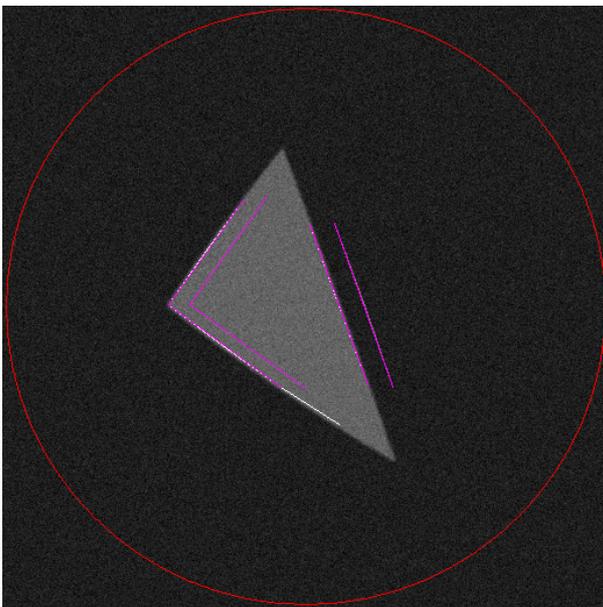
На рисунке 1.17 приведены иллюстрации двух этапов грубого структурно-корреляционного поиска для искусственно синтезированного изображения тестового объекта (треугольника). Окружность на изображениях показывает поле зрения объектива fish-eye $\pm 45^\circ$. На изображение объекта наложено изображение тех участков карты, для которых искажение геометрической формы наблюдаемого объекта объективом fish-eye не превосходит допустимой величины. Первый этап грубого поиска производится с закруглением изображения объекта приблизительно в три раза. Такое закругление позволяет приблизительно в 9 раз уменьшить количество гипотез и вычислительную сложность. На всех этапах грубого и точного поиска производится закругление векторной карты береговых линий в соответствии с текущей оценкой высоты и с той точностью, которая может быть получена на данном этапе. Закругление производится для уменьшения вычислительной сложности.



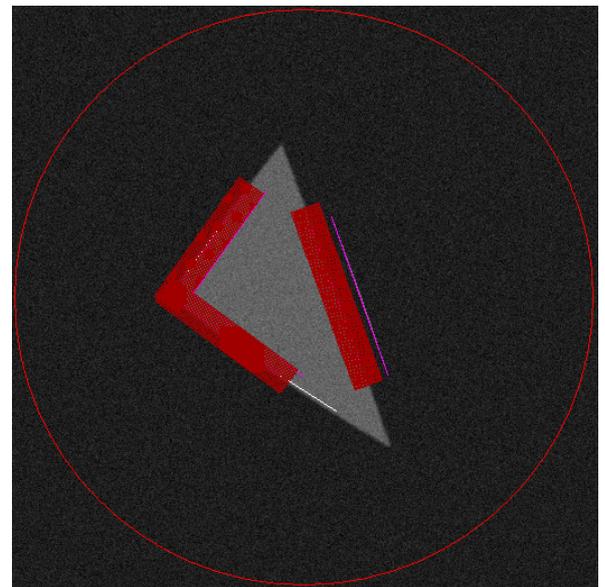
1. Начальная ошибка текущего положения космического аппарата равна 20 км по долготе. Сегменты карты смещены относительно границ наблюдаемого объекта.



2. Первый этап грубого поиска. Массивы красных точек с шагом порядка 3 пикселей представляют точки отсчета яркости при загрузлении изображения объекта



3. После первого этапа грубого поиска ошибка оценки текущего положения уменьшена до 1-6 пикселей изображения. Карта хорошо совпадает с границами объекта.



4. Второй этап грубого поиска. Массивы красных точек с шагом порядка 1 пикселя представляют отсчеты яркости изображения. Ошибка оценки текущего положения уменьшена до 0,5-1 пикселя изображения.

Рисунок 1.17 - Два этапа грубого поиска оценки текущих координат

Научные публикации

1. Grishin V. A. (2019) Corner Retroreflector in Rendezvous and Docking Systems // AIAA

- Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 56, No. 6, November-December 2019, pp. 1862-1865. <https://doi.org/10.2514/1.A34510> (IF 1.116, Q2 SJR)
2. Grishin V. A. (2019) Bias of Distance Measurement in Rendezvous and Docking // AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 56, No. 6, November-December 2019, pp. 1857-1861. <https://doi.org/10.2514/1.A34493> (IF 1.116, Q2 SJR)
 3. Grishin V. A. (2019) Estimation of Visual Shoreline Navigation Errors // The Journal of Navigation. Print publication: March 2019, Vol. 72, Issue 2, pp. 389-404. <https://doi.org/10.1017/S0373463318000875> (IF 1.58, Q2 SJR)

Раздел 2. Создание современных детекторов, научных приборов и комплексов для проектов ФКП, находящихся в стадии ОКР: «Луна-Ресурс», «Луна-Глоб», «Спектр-РГ», «Спектр-УФ», «Резонанс», программы EchoMars и пр. Сопровождение созданной аппаратуры при проведении летно-космических испытаний

2.1 Разработка бортовых масс-спектрометров для установки на космических аппаратах

Отв. исполнитель н.с. А.Е. Чумиков

2.1.1 Отработка функционирования масс-анализатора «ЛАЗМА-ЛР» в составе комплекса научной аппаратуры. Разработана методика проведения комплексных испытаний лазерно-абляционных масс-анализаторов, в частности, прибора «ЛАЗМА-ЛР», позволяющая осуществлять независимую от другой научной аппаратуры работу прибора. Методика была апробирована при проведении комплексных испытаний конструкторско-доводочного образца «ЛАЗМА-ЛР» в составе научной аппаратуры КА «Луна-Глоб». В ходе комплексных испытаний прибора были проведены его включения (в различных конфигурациях оборудования и напряжения питания) по циклограммам «Копание» и «Лунация». В результате исполнения этих циклограмм получено 28 файлов данных. Анализ всех полученных данных показал, что:

- все команды управления переданы в прибор и корректно им исполнены;
- переданные прибором данные получены в полном объеме и соответствуют исполняемым циклограммам;
- ошибки или сбои во внутренней структуре данных отсутствуют.

Таким образом, комплексные испытания прибора ЛАЗМА-ЛР были проведены успешно, замечания по исполнению циклограмм отсутствовали, что продемонстрировало работоспособность прибора в составе КНА КА и применимость разработанной методики при проведении комплексных испытаний лазерно-абляционных масс-анализаторов.

2.1.2 Разработка программного обеспечения для прибора «ЛАЗМА-ЛР» и его модификаций. Продолжается разработка программного обеспечения (ПО) под управлением операционной системы Linux для прибора «ЛАЗМА-ЛР», которое включает в себя:

- математическую модель прибора;
- ПО экспресс-оценки научных данных.

В 2019 г. завершена разработка бета-версий математической модели прибора для прибора «ЛАЗМА-ЛР» и ПО экспресс-оценки научных данных. На рисунке 2.1

представлен листинг программы экспресс-оценки научных данных.

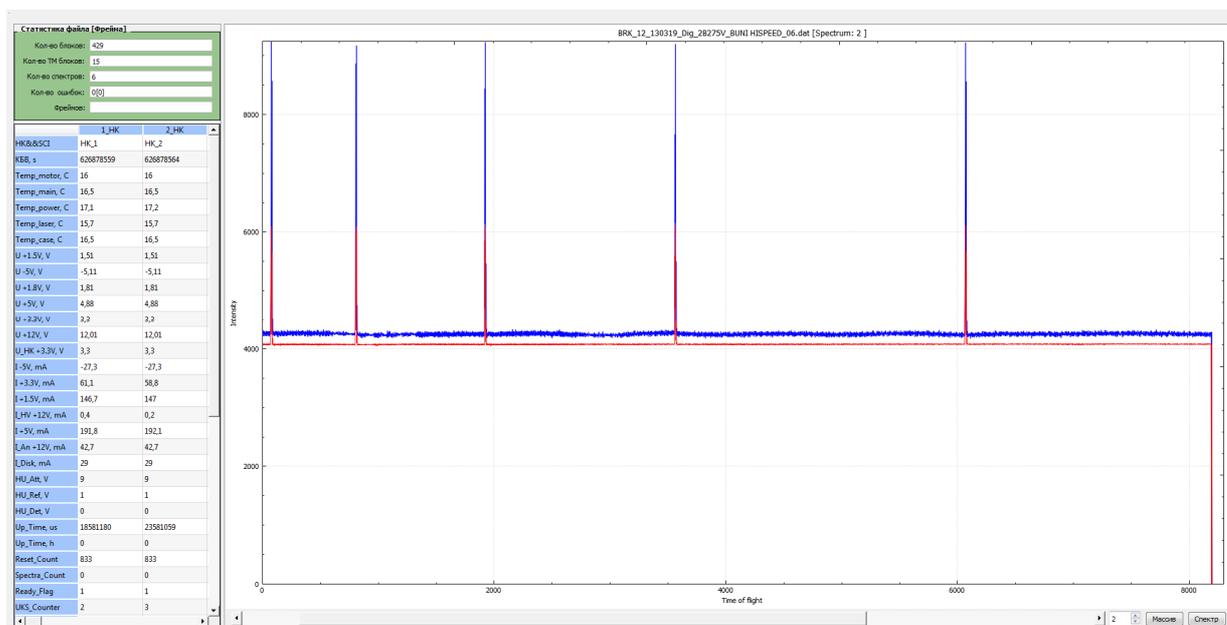


Рисунок 2.1 - Программа экспресс-оценки научных данных

Разработанное ПО прибора «ЛАЗМА-ЛР» может быть использовано в составе ПО наземных научных комплексов при осуществлении различных космических миссий.

2.1.3 Исследование точности элементного и изотопного анализа реголита масс-спектрометром «ЛАЗМА-ЛР». Точность измерений с помощью лазерно-абляционных масс-анализаторов существенно зависит от объема спектральных данных (т.е. от количества полученных спектров), что определяет необходимую длительность функционирования приборов в ходе космических экспериментов. Нами исследована точность измерений прибором «ЛАЗМА-ЛР», включенного в состав миссий «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1». Модификации этого прибора также предложены к включению в состав научной аппаратуры ряда других космических миссий. Для исследования точность измерений была снята серия спектров энстатита (минерала, входящего в состав лунного реголита и метеоритов) и проведена оценка приборной точности измерений при анализе различного количества спектров. Была определено количество спектров и длительность их получения для достижения точности измерений элементного и изотопного состава 10 % и 1 %. Показано, что:

— данная точность элементного анализа обеспечивается получением и обработкой массива из 300 спектров, что соответствует времени непрерывной работы прибора ЛАЗМА-ЛР около 4 ч (с учетом отбраковки спектров);

– точность элементного анализа, а также точность определения изотопных распределений зависит не только от числа наблюдений, но и от их концентраций элементов и изотопов;

– за аналогичный 4-х часовой период 1% точность измерения изотопных распределений достигается только для изотопов, находящихся в соотношении не более 10:1, в то время как измерение с 1% точностью изотопов с большими соотношениями требует неоправданного увеличения длительности анализа;

– предполагая однородность изотопного состава разных проб реголита, взятых с одного места посадки, для измерения изотопных распределений предлагается совместно анализировать спектральные данные, полученные с различных образцов, что частично устранил ограничения, связанные с концентрацией изотопов, и позволит охарактеризовать с 1% точностью изотопные распределения для нуклидов с отношениями 50:1 и более.

Полученные результаты позволяют определять необходимое время функционирования прибора и его аналогов в зависимости от заданной точности элементного и изотопного анализа в ходе различных космических миссий.

Результаты работы представлены в докладе на конференции The Tenth Moscow Solar System Symposium. По результатам работы подготовлена и направлена в редакцию журнала статья.

2.1.4 Использование параметров, характеризующих излучение плазмы, при обработке данных лазерной масс-спектрометрии с целью повышения точности анализа. Характеристика условий образования ионов в лазерно-абляционных времяпролетных масс-спектрометрах имеет решающее значение для точной интерпретации спектров. Эти условия сильно влияют на коэффициенты относительной чувствительности (КОЧ) прибора. Сигнал, возникающий при непрямом освещении детектора микроканальной пластины, наблюдается во время работы лазерно-абляционных масс-спектрометров. Это освещение происходит от излучения самого лазерного факела, формирующегося над исследуемой мишенью, и характеризует свойства плазмы, которая генерирует ионы, в дальнейшем разделяющиеся по времени пролета. Мы предполагаем, что этот сигнал может предоставить ценную информацию для конечной обработки спектральных данных. Это может повысить точность определения КОЧ для каждого отдельного спектра. Повышение точности определения КОЧ, в свою очередь, приведет к повышению точности анализа, а также к снижению объема выборки спектральных данных, требуемых для достижения какой-либо заданной точности, и, следовательно, к сокращению необходимого времени функционирования лазерно-абляционных масс-

спектрометров в ходе космических экспериментов, экономии ресурсов приборов и космических аппаратов. На рисунке 2.2 продемонстрирована зависимость выхода легких элементов от излучения, характеризующего интенсивность плазменного факела.

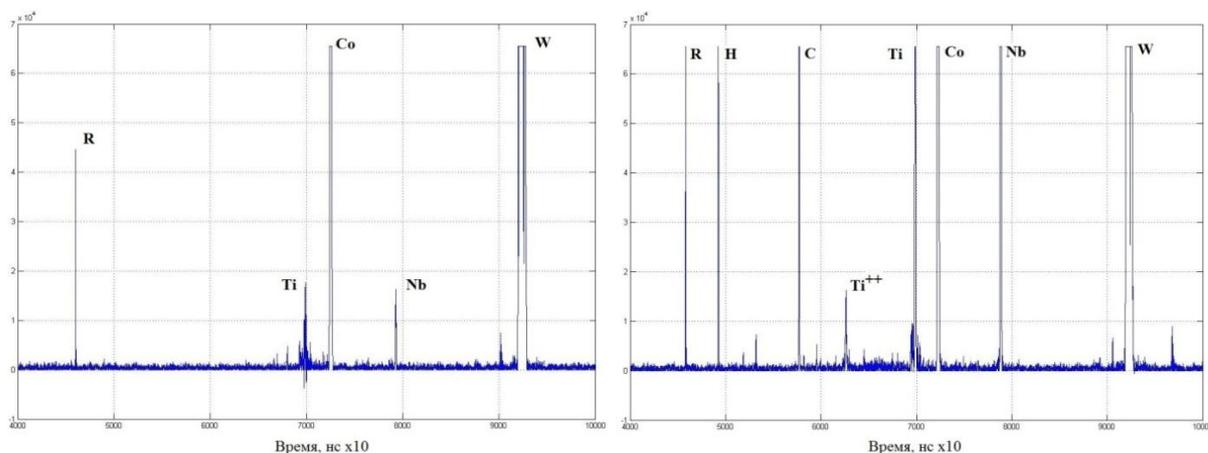


Рисунок 2.2 - Зависимость выхода легких элементов от величины непрямой засветки детектора излучением, характеризующим интенсивность плазменного факела. R – пик, отвечающий этому излучению

2.1.5 Завершение подготовки технического предложения эксперимента «ЛАВР». В 2019 г. завершена подготовка технического предложения космического эксперимента «ЛАВР» по исследованию реголита Фобоса. Нами предложено провести исследование элементного и изотопного состава реголита Фобоса с помощью лазерно-абляционного масс-спектрометра (МС) «ЛАВР», прототипами которого являются МС «ЛАЗМА» и «ЛАЗМА-ЛР».

Масс-спектрометр ЛАВР имеет осесимметричную конфигурацию относительно лазерного излучения и движения ионов плазмы, что обеспечивает высокую воспроизводимость масс-спектров и возможность анализа слоев образца на глубину 1-2 мм. Облучение образца выполняется Nd:YAG лазером с длиной волны 1.06 мм при энергии импульса 20 мДж длительностью ~7 нс с частотой импульсов до 1 Гц. Лазер может работать в широком диапазоне температур от -50 °С до +50 °С. Лазерное излучение фокусируется на поверхности мишени в пятне диаметром 30-90 мкм и плотностью энергии ~10⁹ Вт/см². Прототип МС «ЛАВР» - МС «ЛАЗМА» - позволяет определять элементный и изотопный состав пробы с чувствительностью не ниже 50 ppmA в одном спектре и 5 ppmA при анализе 100 спектров.

Данные об элементном и изотопном составе реголита внесут вклад в понимание условий формирования и эволюции Фобоса и ряда других тел Солнечной системы. Сведения о содержании и распределении редкоземельных элементов и воды в реголите

Фобоса позволят определить перспективы его промышленного освоения. Помимо исследования реголита Фобоса, предполагается проведение исследований реголита Марса, транспортированного на поверхность Фобоса при метеоритной бомбардировке Марса. Кроме решения перечисленных научных задач, предлагаемый масс-спектрометр может быть применен для предварительного анализа образцов на Фобосе, с целью отбора образцов для отправки на Землю.

2.1.6 Отработка методики космического эксперимента «ЛАЗМА» на борту посадочных космических аппаратов «Луна-Ресурс-1(ПА)» и «Луна-Глоб». Объектом отработки методики является лазерный времяпролетный масс-спектрометр «ЛАЗМА-ЛР» проекта «Луна-Глоб». Цель работы - отработка методики космического эксперимента «ЛАЗМА-ЛР» в части разработки режимов и алгоритмов автономного функционирования прибора «ЛАЗМА-ЛР». В процессе работы были разработаны режимы автономного функционирования, позволяющие реализовать программу научных измерений в автоматическом режиме при минимальном наборе управляющих кодовых слов (УКС) (рисунок 2.3). Помимо основных режимов работы прибора были разработаны вспомогательные и/или технологические алгоритмы функционирования отдельных узлов – оптического модуля, грунтоприемного устройства, системы термостабилизации. При разработке режимов автономного функционирования особое внимание было уделено возникновению нештатных ситуаций и путям выхода из них. Разработаны алгоритмы резервного автономного управления прибором. В результате режимы, предназначенные для автономного функционирования прибора «ЛАЗМА-ЛР» в условиях космического пространства в виде программных алгоритмов, были внедрены в программно-математическое обеспечение штатных образцов прибора. Работоспособность разработанных в ходе выполнения данной работы режимов автономного функционирования и алгоритмов была подтверждена экспериментально в процессе наземной отработки лазерного времяпролетного масс-спектрометра «ЛАЗМА-ЛР». Разработанные алгоритмы могут быть применены для широкого круга инструментов, использующих различные методики, которые предназначены для локального анализа образцов в твердой фазе, в том числе и при автоматизации измерений наземных коммерческих инструментов.

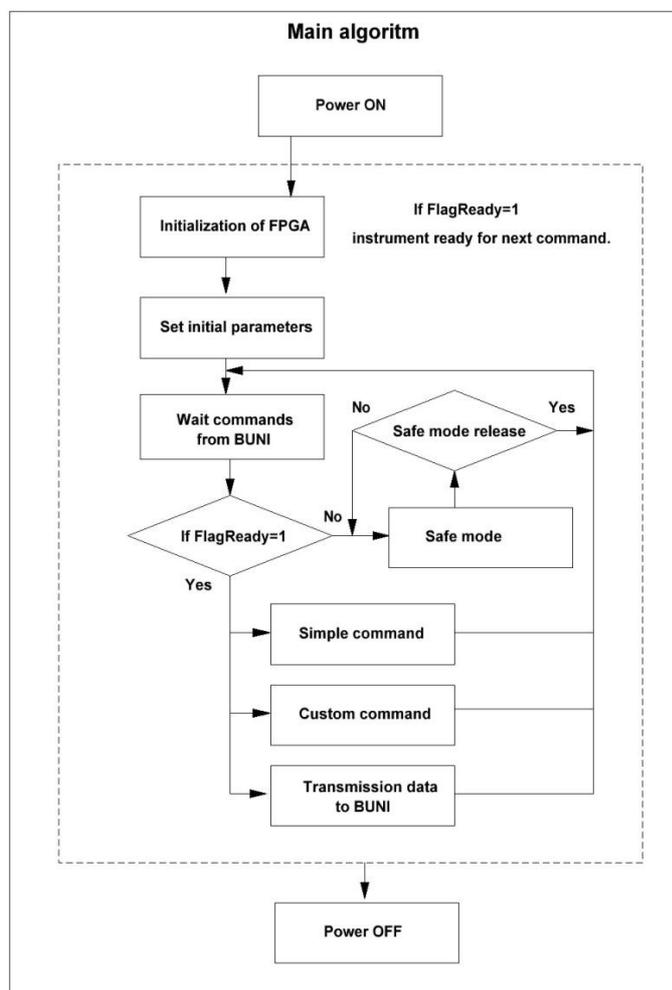


Рисунок 2.3 - Базовый алгоритм действия при включении прибора «ЛАЗМА-ЛР»

2.1.7 Исследование возможности анализа состава оксидов с помощью масс-спектрометра ЛАЗМА. Лазерный масс-анализатор ЛАЗМА был установлен на борту миссии «Фобос-Грунт», и его модификации в настоящее время включены в состав миссий «Луна-Ресурс-1» и «Луна-Глоб», а также предложены для включения в состав миссий «Луна-Грунт» и «Бумеранг». Ранее неоднократно была продемонстрирована возможность проведения высокоточного элементного и изотопного анализа твердых образцов с помощью данного прибора, и методики подобных измерений были тщательно отработаны. Мы предполагаем, что с помощью масс-анализатора ЛАЗМА возможно определение не только элементного и изотопного состава образца, но и состава оксидов и солей, из которых состоит образец, и возможно, даже минерального состава пробы. Для проверки этой гипотезы проведен анализ оксидов железа FeO и Fe₃O₄ в следующем режиме: сначала образец подвергался лазерному воздействию при энергиях около $\sim 10^9$ Вт/см², затем проводился анализ в режиме мягкой ионизации (при энергиях около $\sim 10^7$ Вт/см²) с доускорением ионов. Полученные спектры подтверждают возможность

идентификации оксидов благодаря различным соотношениям образующихся кластерных ионов (рисунки 2.4, 2.5). Обработка и применение данной методики измерений способны существенно расширить аналитические возможности масс-анализатора ЛАЗМА. Полученные результаты также могут быть применимы при разработке других лазерно-абляционных масс-спектрометров и при определении режимов их функционирования. В продолжение работы планируется исследование оксидов других химических элементов, солей и минералов для определения характерных ионов и/или их соотношений, позволяющих проводить их идентификацию.

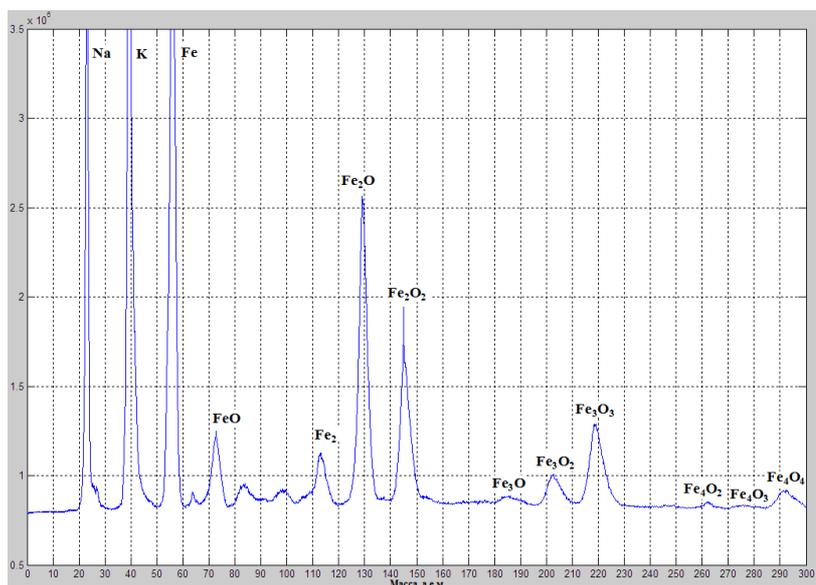


Рисунок 2.4 - Масс-спектр оксида железа (II) (FeO), полученный при анализе в режиме мягкой ионизации

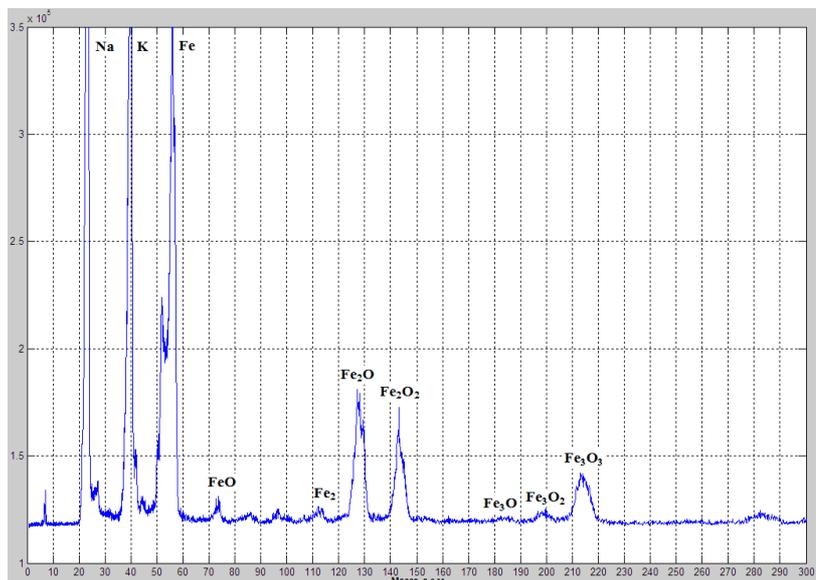


Рисунок 2.5 - Масс-спектр оксида железа (II, III) (Fe_3O_4), полученный при анализе в режиме мягкой ионизации

2.1.8 Элементный состав пыли нанометровых размеров с помощью масс-анализатора ЛАЗМА. Как упоминалось выше, масс-анализатор ЛАЗМА способен проводить элементный и изотопный анализ твердых образцов. Однако, нами было установлено, что в режиме мягкой ионизации (при энергиях около $\sim 10^7$ Вт/см²) с доускорением ионов возможно выполнение элементного и изотопного анализа определенной фракции в составе образца - пыли с размером частиц < 10 нм, в то время как остальные, более крупные гранулометрические фракции образца при этом не участвуют в анализе (их анализ возможен в ранее отработанных режимах с применением высоких энергий $\sim 10^9$ Вт/см²). Нами проведены несколько серий экспериментов для отработки режима анализа и определения размера пыли, вносящей вклад в получаемые спектры.

Изначально проводился сбор атмосферной пыли на вольфрамовые подложки, которые затем анализировались в режиме мягкой ионизации без предварительной обработки лазером в режиме высоких энергий. При этом был получен ряд спектров, в то время как при анализе крупнодисперсных или спрессованных образцов в таком режиме получение спектров, как правило, невозможно. Далее были проведены эксперименты с измельченным аналогом реголита Марса JSC Mars-1, содержащим частицы размером 10 нм и крупнее. В ходе этих экспериментов ионообразование не наблюдалось. Для получения частиц меньшего размера с помощью лазера было проведено напыление меди и минерала оливина на вольфрамовые подложки. При последующем анализе был получен ряд спектров (рисунки 2.6, 2.7), что указывает на возможность анализа мелкодисперсной пыли с помощью масс-анализатора ЛАЗМА. Вероятно, выполнение подобных анализов возможно и с помощью других лазерно-абляционных масс-спектрометров, однако подобные исследования ранее не проводились. Таким образом, полученные результаты могут способствовать существенному расширению аналитических возможностей целого ряда приборов при соответствующей отработке методик анализа. Для уточнения размеров пыли, вносящей вклад в спектр в данном режиме анализа, планируется проведение ряда дополнительных исследований, в частности, анализ напыленных лазером образцов с помощью высокоразрешающей микроскопии, а также анализ нанопорошков промышленного производства.

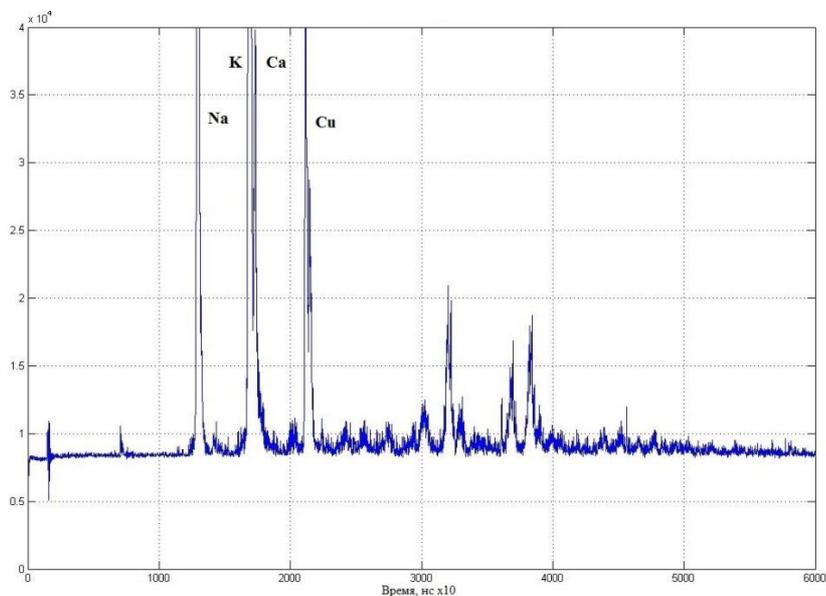


Рисунок 2.6 - Масс-спектр медной пыли, полученный при анализе в режиме мягкой ионизации

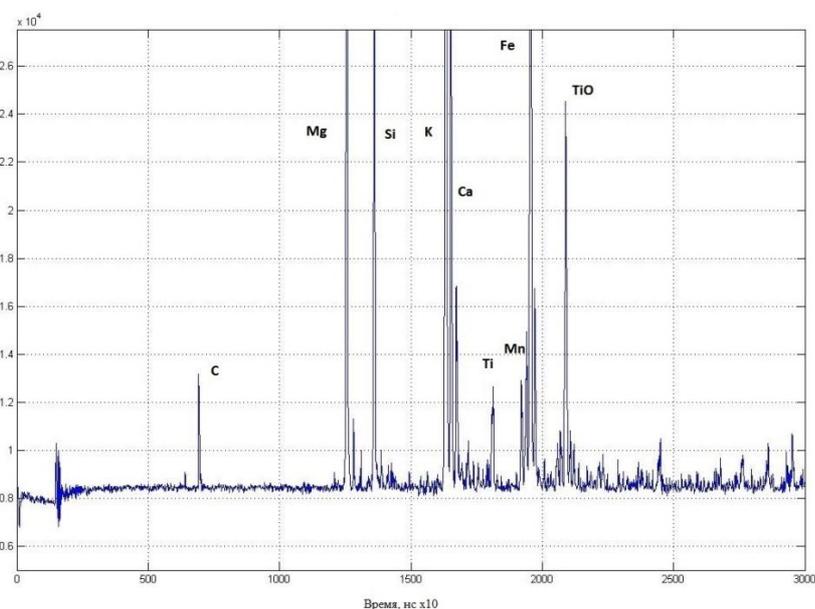


Рисунок 2.7 - Масс-спектр пыли из оливина, полученный при анализе в режиме мягкой ионизации

Научные публикации

1. V.S. Cheptsov, A.E. Chumikov, N.G. Managadze. Dependence of accuracy of elemental and isotopic composition measurement on the volume of the spectra array for the LASMA-LR instrument onboard Luna-Glob and Luna-Resource missions. In The Tenth Moscow Solar System Symposium, pp. 400–402. IKI RAS, 2019.
2. Чумиков А.Е., Чепцов В.С., Манагадзе Н.Г. Зависимость точности анализа элементного и изотопного состава реголита от объема спектрального массива прибора

ЛАЗМА-ЛР на борту миссий “Луна-Глоб” и “Луна-Ресурс-1”. Астрономический вестник. Направлено в редакцию.

2.2 Разработка приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов

Отв. исп. д.т.н. Косов А.С.

2.2.1 Введение. Радиофизический эксперимент на Марсе с использованием когерентного транспондера ЛаРа. Прибор ЛаРа является когерентным транспондером. Сигнал, принятый с Земли на частоте FUL преобразуется в сигнал на частоте FDL, который излучается обратно на Землю без потери когерентности. Отношение частот 749/880. Частоты прибора ЛаРа соответствуют каналу 24 по UTC. После приема сигнала ЛаРа на Земле можно будет определить относительную скорость движения наземной антенны и КА на Марсе с точностью не хуже 0,05 мм/сек, что позволит оперативно определить положение КА на Марсе, уточнить внутреннее строение Марса и динамику атмосферы.

2.2.2 Описание космического эксперимента с прибором ЛаРа. Научный радиофизический эксперимент планируется провести в течение одного марсианского года. Предполагается включать прибор два раза в неделю по 1-му часу [1]. Результаты измерений будут записываться наземной станцией, которая передает Up-link сигнал. В качестве наземного сегмента LaRa (то есть наземные станции, GS) предполагается использовать DSN NASA (основные) и ESTRACK ESA (резервные). Российские GS не предполагается использовать для работы с LaRa, но они могут быть использованы для сбора телеметрии LaRa (TM) или для отправки телекоманд (TC) на посадочную платформу (SP) через орбитальный ретранслятор. LaRa TM (служебные данные LaRa) передаются передатчиком посадочной платформы (SP) на Землю через ретранслятор КА TGO. Научная группа LaRa получит эти данные через IKI-NNK.

Операции по проведению эксперимента будут обсуждаться и планироваться Центром управления операциями LaRa (LOCC), расположенным в ROB, операционным центром DSN/JPL, группой IKI NNK, ответственной за научную информацию SP, командой ESOC и, возможно, NPOL SPOCC. Архитектура операционных интерфейсов LaRa приведена в ТЗ на прибор LaRa [(EXM-G2-ICD-ESC-40007)LARA] и будет доработана и проверена до посадки аппарата на Марс. NASA/JPL/DSN дало согласие

поддержать радиофизический эксперимент предоставив диспетчер интерфейса миссии (MIM) и планировщик проекта, которые будут защищать интересы радиофизического эксперимента во время проведения переговоров о временах работы DSN.

Поскольку расписание работы DSN должно быть определено по крайней мере за 4 месяца до начала работ, то заявки на работу по радиофизическому эксперименту будут предоставлены LOCC сначала группе планирования DSN, а затем выбранные интервалы работы DSN будут сообщены NNK. Время проведения эксперимента определяется в первую очередь условиями работы прибора LaRa (наведение антенны, SNR сигнала), а также его чувствительностью к измеряемым параметрам (оптимизация научных результатов). Кроме того, существуют ограничения по расписанию работы DSN, а также работами с SP и доступной мощностью потребления. Запросы научной работы по эксперименту (LSOR) будут генерироваться ROB LOCC на основе всех следующих доступных исходных данных:

- Планетные эфемериды
- Модели вращения планет
- Координаты посадочной платформы на Марсе
- Угол наклона посадочной платформы
- Предполагаемая величина сигнал/шум, SNR (на конкретном расстоянии от Земли до Марса)
- Доступные станции DSN
- Доступная мощность потребления на SP (если известно за 4-6 месяца вперед)

Ожидается, что научная фаза на SP начнется через 7-8 солов после съезда ровера, что теоретически должно занимать менее 10 солов. Прибор LaRa будет включен после отхода ровера на расстояние не менее 11 метров от SP, что должно произойти достаточно быстро, так как ровер должен находиться на расстоянии 60 метров от SP через два сола после съезда (согласно плану ввода в эксплуатацию ровера). Предполагаемый первый сеанс работа с LaRa произойдет примерно через неделю после приземления (т.е. заказ на работу DSN предполагается с конца марта 2021 года).

2.2.3 Циклограмма выполнения космического эксперимента. Циклограмма радиофизического эксперимента состоит из следующих операций:

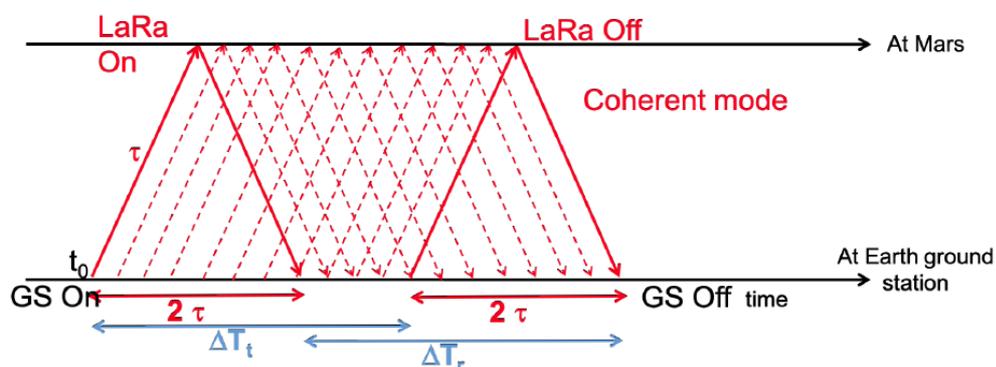
(1) Передать сигнал с компенсацией Доплеровского сдвига наземной станцией DSN в полосе синхронизации LaRa +/- 1,5 кГц; наземные станции должны быть включены заранее до включения прибора LaRa для того, чтобы учесть время прохождения сигнала до Марса (обычно 20 минут);

(2) Включить прибор LaRa за несколько минут до приема сигнала от наземной станции; прием сигнала LaRa на Земле может использоваться для определения состояния локального генератора прибора LaRa;

(3) Прибор LaRa синхронизируется принятым сигналом, преобразует частоту с коэффициентом 880/749, и когерентно передает сигнал обратно на Землю в течение часового сеанса наблюдения; та же наземная станция, что и передающая станция, должна принимать сигнал LaRa с соответствующим двусторонним сдвигом Доплера;

(4) Выключение прибора LaRa выполняется минимум через 1 час после включения.

На рисунке 2.8 графически представлена циклограмма проведения эксперимента.



GS = наземная станция

τ = время распространения сигнала от Земли до Марса

ΔT_t = время передачи сигнала наземной станцией

ΔT_r = время приема сигнала наземной станцией

$\Delta T \cong \Delta T_t \cong \Delta T_r$

t_0 = начало работы DSN

$t_0 + \tau$ = включение LaRa

$t_0 + \tau$ = прием сигнала с Земли

$t_0 + 2\tau$ = начало прием сигнала LaRa на Земле

$t_0 + \Delta T$ = окончание передачи сигнала с Земли

$t_0 + \Delta T + 2\tau$ = окончание приема сигнала на Земле

Рисунок 2.8 - Циклограмма проведение эксперимента LaRa

2.2.4 Основные требования к выполнению космического эксперимента.

2.2.4.1 Наземные станции должны использовать UTC канал 24 (Uplink 7,173871143 ГГц, Downlink 8,428580248 ГГц, отношение частот 880/749) и передавать предварительно компенсированный по частоте сигнал правой круговой поляризацией (RHCP) в направлении посадочной платформы на Марсе. LaRa имеет одну приемную антенну RX и две передающие антенны TX1 и TX2, установленные на SP.

2.2.4.2 Условия проведения эксперимента:

- два включения в неделю: одно в первую половину марсианского дня, и второе во вторую половину марсианского дня;
- продолжительность каждого включения ≥ 1 час;

- Марс виден наземной станцией, предпочтительно на углах $> 20^\circ$;
- Земля видна с LP на углах между 30° и 45° ;
- наличие наземной станции: основной вариант - DSN-70 м, но возможно работать и с DSN-34 м, если обеспечен порог -140 дБм на приемной антенне LaRa, необходимый для захвата сигнала, посылаемого с Земли;
- наличие на SP необходимой мощности для работы прибора LaRa (44 Вт);
- отсутствие электромагнитных помех от других приборов посадочной платформы и ровера.

2.2.5 Краткое описание прибора LaRa.

2.2.5.1 Блок-схема LaRa представлена на рисунке 2.9. Приемная антенна RX принимает сигнал синхронизации с Земли на частоте F_{UL} в канале 24 по UTC. После усиления и двойного преобразования частоты синхросигнал поступает на петлю фазового захвата частоты (PLL). Происходит захват частоты управляемого кварцевого генератора. Номинальная частота кварцевого генератора $F_{REF} = 47889660,5$ Гц. Сигнал F_{REF} используется для формирования сигнала передающего канала на частоте F_{DL} . Для увеличения надежности в передающем канале установлены основной и резервированный усилители мощности и передающие антенны, TX1 и TX2. Все три антенны: TX1, TX2 и RX выполнены с правой круговой поляризацией и имеют около 120 градусов ширину диаграммы направленности.

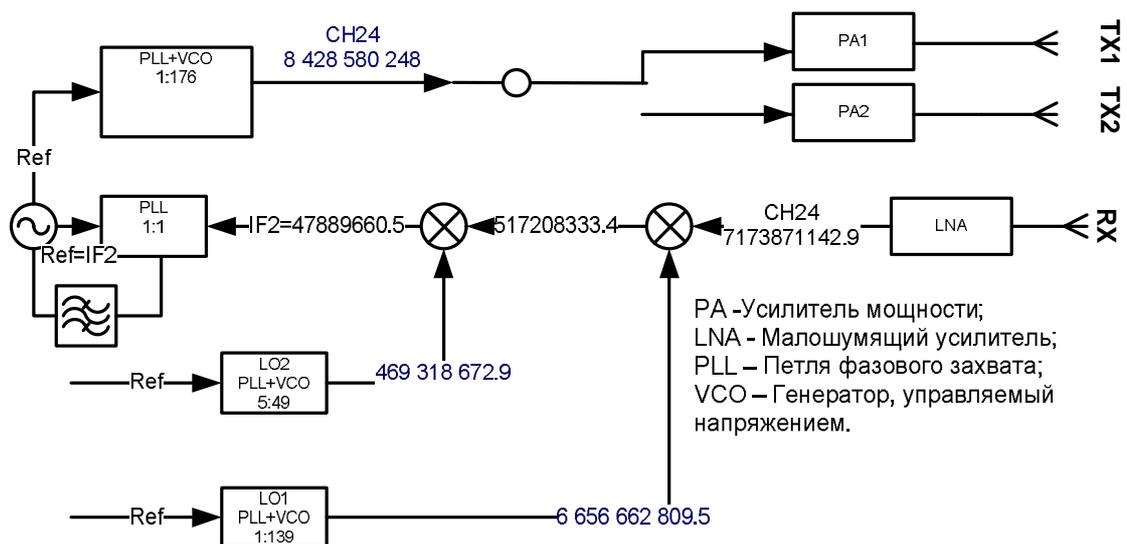


Рисунок 2.9 - Блок-схема прибора LaRa

2.2.5.2 Основные характеристики прибора LaRa приведены в таблице 2.1:

Таблица 2.1 – Основные характеристики прибора ЛаРа

F_{UL} , канал 24, Гц	F_{DL} , канал 24, Гц	Мощность TX1, TX2	Шумы приемника	Рпотребл./Масса
7172871142,9	8428580248,0	5 Вт	300 К	40 Вт/2 кг

Прибор ЛаРа состоит из блока электроники и трех антенн: TX1, TX2 и RX. На рисунке 2.10 приведена фотография прибора ЛаРа.

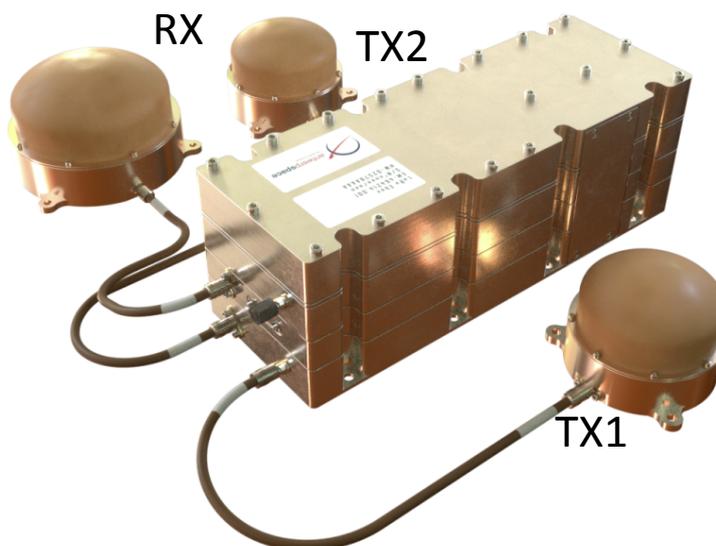


Рисунок 2.10 - Фотография прибора ЛаРа

Научные публикации

1. Veronique Dehant, Sebastien Le Maistre, Rose-Marie Baland, Nicolas Bergeot, Ozgür Karatekin, Marie-Julie Peters, Attilio Rivoldini, Luca Ruiz Lozano, Orkun Temel, Tim Van Hoolst, Marie Yseboodt, Michel Mitrovic, Alexander S. Kosov, Vaclav Valenta, Lieven Thomassen, Sumit Karki, Khaldoun Al Khalifeh, Christophe Craeye, Leonid I. Gurvits, Jean-Charles Marty, Sami W. Asmar, William M. Folkner. THE RADIOSCIENCE LARA INSTRUMENT ONBOARD EXOMARS 2020 TO INVESTIGATE THE ROTATION AND INTERIOR OF MARS. Planetary and Space Science, ISSN: 0032-0633, принята к публикации.
2. V. Dehant, S. Le Maistre, R.M. Baland, O. Karatekin, M. Mitrovic, M.J. Péters, A. Rivoldini, T. Van Hoolst, M. Yseboodt, A. Kosov, W. Folkner, S. Asmar, B. Banerdt, Lander Radioscience - Rotation of Mars and Positioning of the lander - Geophysical Research Abstracts Vol. 21, EGU2019-10772-1, 2019 EGU General Assembly 2019
3. Vladimir Gromov and Alexander.Kosov, A model of microwave absorption of atmospheric gases for the radiometric experiment in the Venera-D mission - The Tenth Moscow Solar

System Symposium (10M-S3), IKI RAS, 7-11 October 2019.

4. Alexander Kosov et al. LaRa (Lander Radioscience) on the ExoMars 2020 Kazachok lander -
The Tenth Moscow Solar System Symposium (10M-S3), IKI RAS, 7-11 October 2019.

Раздел 3. Разработка и испытания высоконадежных систем управления научной аппаратурой

Отв. исп. К.В. Ануфрейчик, Н.С. Дятлов

3.1 Концепция компактной системы управления научной аппаратурой (НА)

В настоящее время всё сильнее развивается направление малых космических аппаратов (МКА) для использования в интересах научных космических экспериментах. Основное накладываемое МКА ограничение для научной аппаратуры – это масса, габариты и малое энергопотребление. Современный уровень миниатюризации электро-радиоизделий (ЭРИ) позволяет спроектировать перспективные компактные высоконадежные системы управления научной аппаратурой. Ниже изложены результаты работы 2019 года.

К перспективной системе сформированы следующие требования:

- управление малым количеством научных приборов (до 3-4);
- минимальные габариты и потребляемая мощность (до 4 Вт);
- интерфейс с бортом (МКО, CAN и др.);
- большой объем энергонезависимой памяти для телеметрии с научной аппаратуры (НА);
- включение в состав процессора для реализации сложных алгоритмов управления и возможности предварительной обработки телеметрии.

Для этой цели на первом этапе была сформулирована концепция перспективной системы (рисунок 3.1):

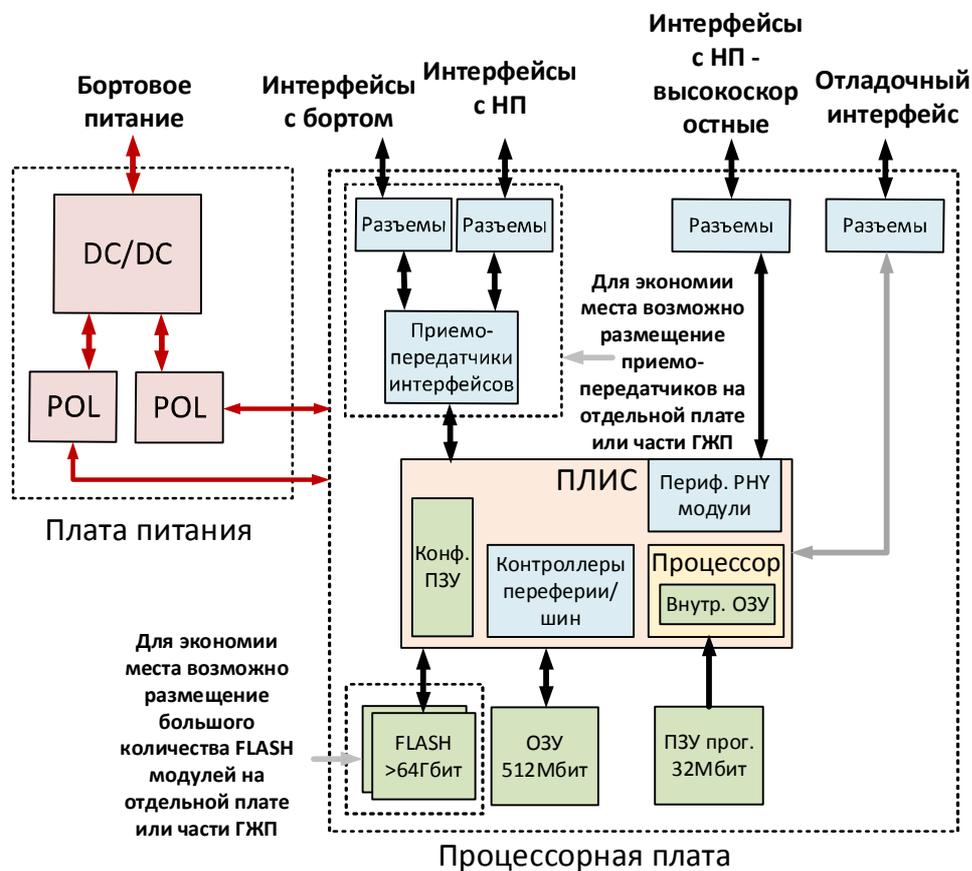


Рисунок. 3.1 - Структурная схема перспективной компактной системы управления НА

Система имеет следующие отличия от используемых решений в проектах «Экзомарс2020», «Странник», «Луна-Глоб», «Резонанс» (блоки СУСПИ-С, БИП и др.):

- на программируемых логических интегральных схемах (ПЛИС) реализован software процессор с использованием IP ядер;
- все приемопередатчики интерфейсов, а также FLASH накопители размещаются на процессорной плате. При необходимости увеличить площадь процессорной платы (при незначительном увеличении размера прибора возможно размещение некоторых компонентов на части гибко-жесткой печатной платы (ГЖП));
- для минимизации габаритов также предполагается использование компактных разъемов серии Micro-D.

С учетом наличия опыта использования разъемов Micro-D в проектах отдела 71 для работы над концепцией потребовалось рассмотреть следующие вопросы:

- выбор software процессора;
- выбор ПЛИС, на которых возможна реализация процессора (с учетом использования части ПЛИС для стандартных задач);

- рассмотрение конфигурации систем, построенных на базе выбранных микросхем ПЛИС, оценка стоимости и габаритов полученной системы;
- создание прототипа.

3.2 Выбор software процессора на основе открытых IP ядер

Был произведен обзор существующих вариантов открытых библиотек IP ядер. Наиболее подходящей для использования на сегодняшний день является библиотека GRLIB компании Gaisler Research, которая включает в себя как процессорное ядро Leon 3, так и весь стандартный набор периферии (в том числе, контроллер высокоскоростной шины AMBA). При этом большинство IP ядер распространяются по лицензии GPL (бесплатно для научных и исследовательских задач). Также доступно приобретение коммерческой лицензии с расширенным набором ядер.

В прототипе компактной системы планируется использование следующих основных ядер (по лицензии GPL) из библиотеки GRLIB:

- LEON3 – процессорное ядро;
- DSU3 – модуль отладки процессорного ядра;
- GPTIMER – таймер;
- MCTRL – контроллер памяти;
- AHBCTRL – контроллер шины АНВ;
- APBCTRL – мост АНВ/АРВ;
- АНВJTAG – JTAG интерфейс;
- АНВUART – UART интерфейс;
- GRGPIO – I/O порт общего назначения.

Предварительная конфигурация процессора приведена на рисунке 3.2:

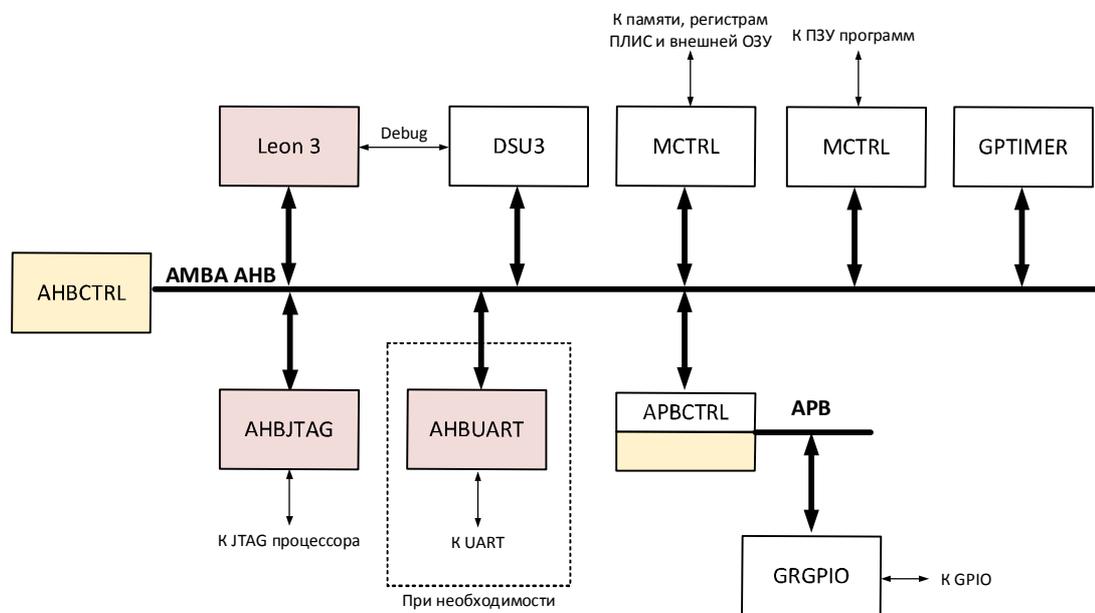


Рисунок. 3.2 - Предварительная конфигурация процессора для макета компактной системы. Желтым отмечены контроллеры шин, красным – мастера на шине

3.3 Варианты микросхем ПЛИС для реализации компактной системы

Была произведена упрощенная оценка необходимых ресурсов ПЛИС (количество системных вентиляй и объема внутренней памяти) для реализации процессора на основе данных Gaisler Research. Данные анализа приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Оценка необходимых ресурсов ПЛИС

IP ядро	Приблизительное количество системных вентиляй, тыс.	Объем внутренней памяти, Кбит
LEON3	550	1
DSU3	20	
GPTIMER	35	
MCTRLx2	60	
AHBCTRL	120	0
APBCTRL	60	0
AHBJTAG	40	0
AHBUART	50	0

Продолжение таблицы 3.1

GRGPIO	10	0
Контроллеры интерфейсов и прочее	1000	126
Суммарно, примерное количество	~2000	~130

Был проведен обзор микросхем ПЛИС и выбраны следующие варианты, позволяющие построить вышеприведенный вариант системы:

А. Система, построенная на базе модуля FUSIO RT (произв. 3D-Plus)

ПЛИС:

- ~4,4 млн системных вентиляей,
- 2,856 Мбит внутренней памяти;
- 264 пользовательских ввода\вывода.

Данный модуль содержит в себе ПЛИС NG-Medium (произв. NanoXplore), конфигурационную память, а также ОЗУ ёмкостью 2 Гбит и FLASH ёмкостью 64 Гбит, что позволяет, в общем случае, не использовать внешних микросхем памяти (рисунок 3.3):

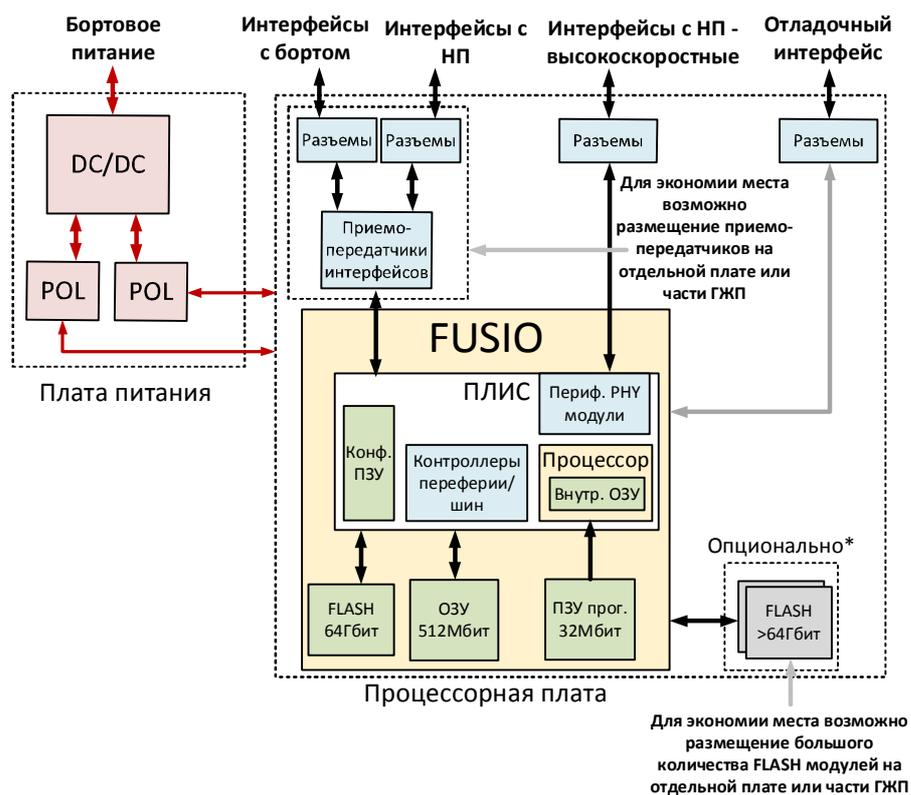


Рисунок 3.3 - Структурная схема компактной системы управления на базе FUSIO RT

Решение на базе модуля FUSIO RT предлагается к использованию для высоконадежных систем сбора данных.

Для данного решения оценены ожидаемые габариты, масса одного полукомплекта компактной системы на базе модуля FUSIO RT, а также стоимость при необходимости управлении двумя научными приборами (при связи с бортом по двум каналам интерфейса SpaceWire).

Два варианта предлагаемой конфигурации системы приведены на рисунке 3.4. Характеристики полученной системы приведены в таблице 3.2.

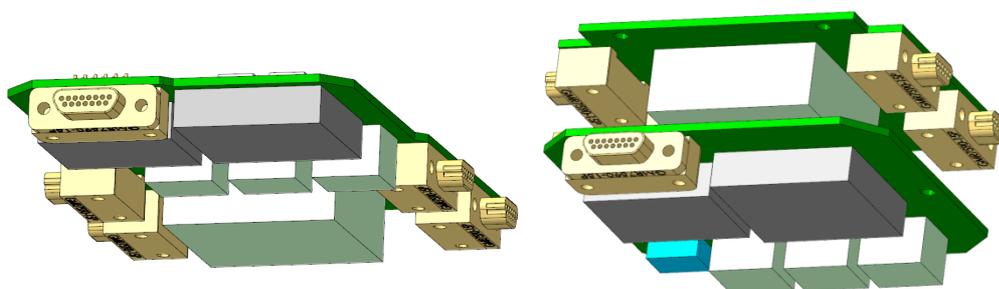


Рисунок 3.4 - Модели вариантов конфигурации системы на базе FUSIO RT

Таблица 3.2 - Предполагаемые характеристики системы на базе FUSIO RT

Параметры	Одноплатное	Двухплатное
Габариты с корпусом	96x68x31 мм	72x72x49 мм
Масса с корпусом (стенки – 4 мм)	350 г	345 г
Габариты без корпуса	92x68x23 мм	68x72x41 мм
Масса без корпуса	118 г	125 г
Потребляемая мощность	~2 Вт	
Стоимость компонентов на 1 блок	~2,5 млн руб.	
Стоимость компонентов на 3 блока + тех запас	~9 млн руб.	

Б. Система, построенная на базе ПЛИС фирмы Actel (A3PE3000L)

ПЛИС:

- ~3 млн системных вентиляей;
- 504 Кбит внутренней памяти;

- 147 пользовательских ввода\вывода.

Данная ПЛИС выпускается в исполнении Industrial, однако, по данным производителя микросхема имеет тот же кристалл, что и Rad Tolerant версия ProAsic 3L. Данное решение предлагается к использованию для относительно бюджетных систем сбора данных.

Для данного решения оценены ожидаемые габариты, масса одного полукомплекта компактной системы на базе ПЛИС АЗРЕ3000L, а также стоимость при необходимости управлении двумя научными приборами (при связи с бортом по двум каналам интерфейса SpaceWire).

Предлагаемая конфигурация системы приведена на рисунке 3.5. Характеристики полученной системы приведены в таблице 3.3.

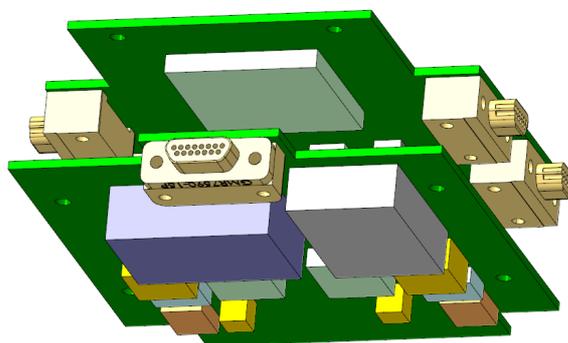


Рисунок 3.5 - Модели конфигурации системы на базе АЗРЕ3000L

Таблица 3.3 - Предполагаемые характеристики системы на базе АЗРЕ3000L

Габариты с корпусом	98x84x48 мм
Масса с корпусом (стенки – 4 мм)	470 г
Габариты без корпуса	94x84x34 мм
Масса без корпуса	140 г
Потребляемая мощность	~2 Вт
Стоимость компонентов на 1 блок	0,6 млн руб.
Стоимость компонентов на 3 блока + тех запас	2,2 млн руб.

3.4 Создание макета компактной системы на АЗРЕ3000L для отработки использования software процессора

Одной из ключевых задач для реализации компактной системы управления НА является отработка использования software процессора. Для этих целей был спроектирован макет компактной системы на ПЛИС АЗРЕ3000L, включающий в себя множество различных интерфейсов. Блок-схема макета приведена на рисунке 3.6:

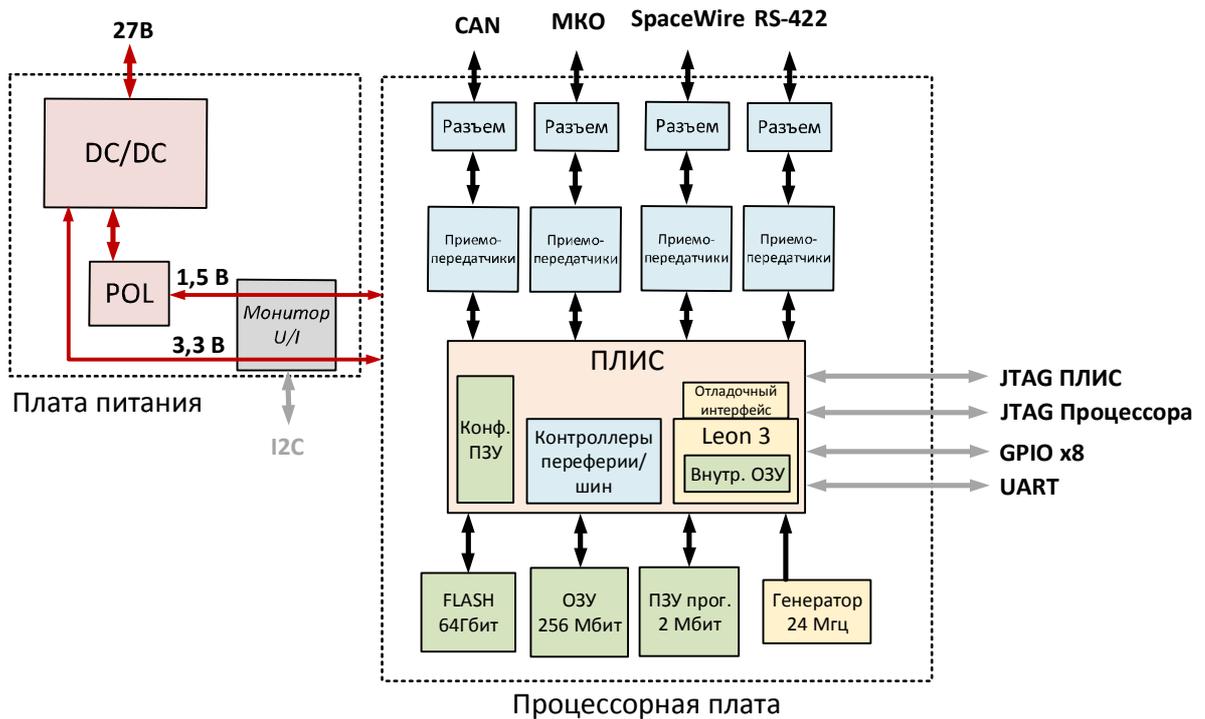


Рисунок 3.6 - Структурная схема макета компактной системы управления НА

Была разработаны принципиальные электрические схемы и на основе их печатные платы. Модели спроектированных печатных плат представлены на рисунке 3.7.

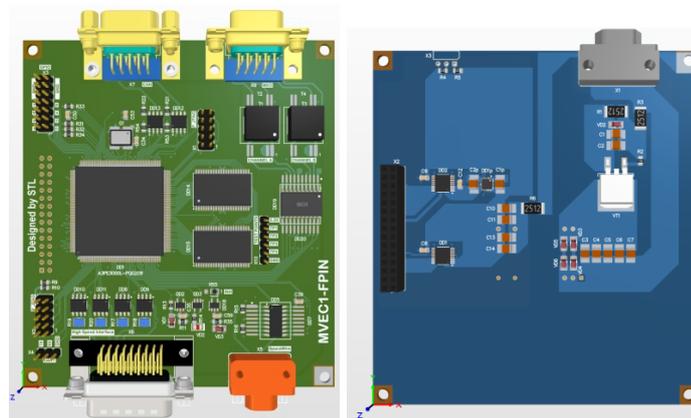


Рисунок 3.7 - Процессорные платы макета для АЗРЕ3000L

3.5. Дальнейшее развитие системы

В 2020 году планируется создание и отработка тестовой процессорной системы с ядром Leon 3 на разработанном макете. Работа с интерфейсами будет производиться с использованием КИА приборов, спроектированных в 71 отделе (КИА БКУСНИ, КИА СУСПИ-С и др.). Критерием работоспособности системы будет являться способность макета принимать и исполнять команды по бортовым интерфейсам (МКО, CAN), опрашивать приборы, а также сохранять и при необходимости обрабатывать тестовые данные имитаторов приборов.

Раздел 4 Разработка малогабаритных космических аппаратов для научных исследований

Отв. исп. Козлов И.В.

4.1 Создание малогабаритных космических аппаратов для научных целей

4.1.1 В настоящее время интерес к созданию и эксплуатации малогабаритных спутников продолжает расти во всем мире. В основном этот интерес связан с возможностью снижения стоимости запуска за счет использования возможности запуска попутным грузом или использования конверсионных баллистических ракет.

4.1.2 На сегодняшний день разработка, создание и практическое использование малых космических аппаратов (МКА) — одно из основных направлений развития мировой и отечественной космонавтики. Благодаря их успешному функционированию на орбите в настоящее время решается широкий спектр научно-исследовательских, социально-экономических, научно-образовательных задач.

4.1.3 Несмотря на отсутствие в настоящее время финансирования и договоров по данной тематике в ИКИ РАН в 2019 году были продолжены организационно-методические работы по созданию в перспективе малогабаритного космического аппарата для исследования атмосферы и ионосферы Земли. Выполнение данных работ предполагает создание в ближайшее время нового задела и дальнейшее развитие выполненных ранее работ по теме «Мониторинг окружающей космической среды электромагнитно-чистыми микроспутниками, интегрированными в инфраструктуру МКС».

4.1.4 На основе данных, полученных в ходе более ранних космических экспериментов с использованием микроспутников (Колибри-2000, Чибис-М) были разработаны предварительные технические требования к перспективным микроспутникам:

- масса общая..... ~ (40 – 50) кг;
- масса научных приборов.....~ (12 -14) кг;
- масса служебной аппаратуры.....~ (12 – 14) кг;
- конструкция и система терморегулирования.....~ (16 – 18) кг;
- орбита круговая, высотой..... ~ 500 км;
- время активного существования.....не менее 2 лет;
- скорость сброса радиолинии борт-Земля1 Мбит/с – 10 Мбит/с;
- объем энергонезависимой памяти \geq 16 Гбайт;
- командная радиолиния Земля – борт на частоте..... 145 МГц;

- телеметрическая радиоперехватная линия борт – Земля на частоте.....435 МГц;
- мощность системы СЭС.....100 Вт (средневытянутая);
- первичное бортовое напряжение.....12 ± 3 В;

4.1.5 В целях снижения весовых характеристик малых космических аппаратов за счет снижения массы научной аппаратуры были разработаны на перспективу рабочие материалы по перечням электронной компонентной базы (ЭКБ) как отечественного, так и импортного производства для комплектования НА и КИА с учетом импортозамещения.

4.1.6 Также был разработан на перспективу проект «Сквозного план-графика подготовки и проведения космического эксперимента в атмосфере и ионосфере Земли с использованием микроспутника», предусматривающий новые сроки работ в период с 2019 по 2025 годы.

4.1.7 В связи с планируемым участием венгерских специалистов в ряде будущих космических экспериментов с использованием российских микроспутников, был разработан и согласован с венгерской стороной «Протокол о намерении проведения совместного российско-венгерского космического эксперимента на РС МКС». Наличие данного протокола может в будущем позволить присвоить данному эксперименту статуса «международный».

4.1.8 Состояние дел на сегодня и перспективы начала работ по космическим экспериментам с использованием микроспутников в будущем были доложены на заседании секции №4 «Солнечная система» КНТС Федерального космического агентства». (13.12.2019 г., ИКИ РАН).

4.1.9 Необходимо также отметить, что в текущем году специалисты ИКИ РАН продолжали поддерживать деловые и творческие связи со специалистами космической промышленности, обеспечивающими выведение микроспутников на орбиту в качестве попутной нагрузки, и участие в наземной отработке и подготовке микроспутников к запуску.

4.1.10 В 2020 году планируется, наконец, продолжение работ по созданию и развитию микроспутников и микроспутниковых систем, что позволит в дальнейшем активно развивать различные технические и научные направления науки и техники в их тесной взаимосвязи между собой, рисунок 1.

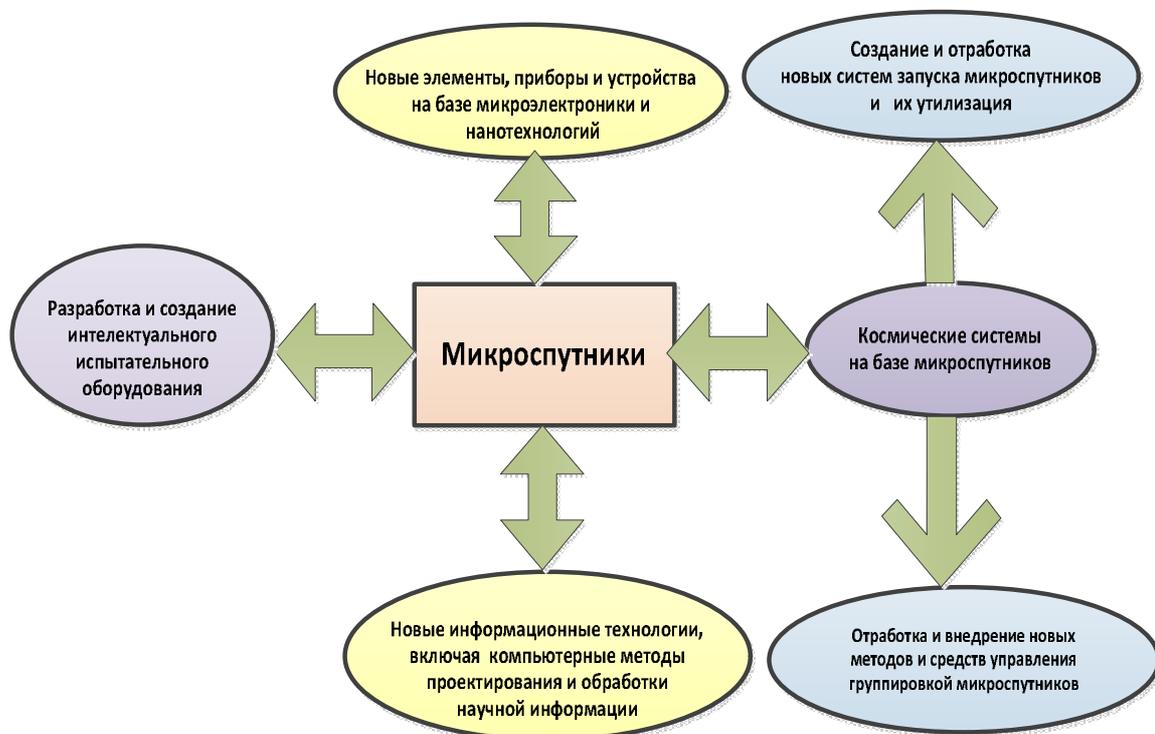


Рисунок 4.1 - Основные направления работ и их взаимосвязи при создании МС

Раздел 5 Работы по обновлению научно-производственного центра в ИКИ РАН для создания перспективной космической аппаратуры

Отв. исп. Аверьянова И.Г.

5.1 Оснащение нормативно-технической документацией

Сведения о разработке документации по проектам, экспериментам, темам в ИКИ РАН за период январь – ноябрь 2019 года представлены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Сведения о разработке документации.

Документация	Количество документов	Количество листов по форматам					Проект, тема, эксперимент
		A4	A3	A2	A1	A0	
Конструкторская, программная, технологическая, техническая	5 165	18 720	1 643	345	122	1	БТН-Нейтрон 2 ГАММА-400 Дриада Ионозонд Конвергенция Луна-Глоб, Луна-Грунт, Луна-Ресурс-1 (ПА), Луна-Ресурс-1 (ОА) МВН Метеор-М МСП ПТК Резонанс-МКА Сирена-ВКО-ИКИ СПЕКТР-РГ СПЕКТР-УФ Трабант ЭкзоМарс-2016, 2020 Экспедиция-М ГОЗ

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

За период январь–ноябрь 2019 года было разработано 5165 документов, из них листов формата А4 – 18720, А3 – 1643, А2 – 345, А1 – 122, А0 – 1. В таблице 5.2 приведены выдержки из инвентарной книги для нескольких изделий.

Таблица 5.2 – Выдержки из инвентарной книги

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
1	Конструкторская	НА "Дриада"	НРДК.201152.017	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
2	Конструкторская	НА "Дриада". Перечень элементов	НРДК.201152.017ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
3	Конструкторская	НА "Дриада". Технические условия	НРДК.201152.017ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
4	Конструкторская	НА "Дриада". Схема электрическая подключения	НРДК.201152.017Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
5	Конструкторская	СВР. Габаритный чертеж	НРДК.201152.019ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
6	Конструкторская	СВР. Расчет тепловой	НРДК.201152.019РР1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
7	Конструкторская	СВР. Расчет надежности	НРДК.201152.019РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
8	Конструкторская	СВР. Расчет радиационной стойкости	НРДК.201152.019РР3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
9	Конструкторская	СВР. Технические условия	НРДК.201152.019ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
10	Конструкторская	Комплекс научной аппаратуры для посадочной платформы "ЭкзоМарс-2020"	НРДК.201229.060	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
11	Конструкторская	КНА "Луна-Ресурс-1" (ОА)	НРДК.201229.075	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
12	Конструкторская	КНА "Луна-Ресурс-1" (ОА). Перечень элементов	НРДК.201229.075ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
13	Конструкторская	КНА "Луна-Ресурс-1" (ОА). Схема электрическая соединений	НРДК.201229.075Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
14	Конструкторская	КНА "Луна-Ресурс-1" (ОА). Схема электрическая подключения	НРДК.201229.075Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
15	Конструкторская	СТС-Л. Расчет радиационной стойкости	НРДК.201231.055РР3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
16	Конструкторская	МБОКЗ-2Р. Ведомость эксплуатационных документов	НРДК.201231.218ВЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
17	Конструкторская	МБОКЗ-2Р. Руководство по эксплуатации	НРДК.201231.218РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
18	Конструкторская	МБОКЗ-2Р. Технические условия	НРДК.201231.218ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
19	Конструкторская	ОСД-В	НРДК.201231.232	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
20	Конструкторская	ОСД-В. Ведомость эксплуатационных документов	НРДК.201231.232ВЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
21	Конструкторская	ОСД-В. Габаритный чертеж	НРДК.201231.232ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
22	Конструкторская	ОСД-В. Схема деления структурная	НРДК.201231.232Е1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
23	Конструкторская	ОСД-В. Сборочный чертеж	НРДК.201231.232СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
24	Конструкторская	ОСД-В. Технические условия	НРДК.201231.232ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
25	Конструкторская	ОСД-В. Формуляр	НРДК.201231.232ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
26	Конструкторская	ОСД-В. Схема электрическая соединений	НРДК.201231.232Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
27	Конструкторская	ОСД-В. Схема электрическая подключения	НРДК.201231.232Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
28	Конструкторская	ИЗН-МЛ-40. Инструкция по входному контролю	НРДК.203711.034И1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
29	Конструкторская	Оснастка транспортная М-ДЛС	НРДК.301241.034	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
30	Конструкторская	Оснастка транспортная М-ДЛС. Сборочный чертеж	НРДК.301241.034СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
31	Конструкторская	Пылевой комплекс	НРДК.411739.020	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
32	Конструкторская	Пылевой комплекс. Программа и методика конструкторско-доводочных испытаний	НРДК.411739.020ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
33	Конструкторская	Пылевой комплекс. Программа и методики функциональных испытаний	НРДК.411739.020ПМ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
34	Конструкторская	Пылевой комплекс. Программа и методика проведения испытаний на электромагнитную совместимость	НРДК.411739.020ПМ8	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
35	Конструкторская	Пылевой комплекс. Формуляр	НРДК.411739.020ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
36	Конструкторская	Пылевой комплекс. Схема электрическая подключения	НРДК.411739.020Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
37	Конструкторская	ГХМ. Комплект карт для оценки правильности применения ЭРИ	НРДК.415338.012Д8	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
38	Конструкторская	МТК	НРДК.416358.004	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
39	Конструкторская	МТК. Схема деления структурная	НРДК.416358.004Е1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
40	Конструкторская	МТК. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.416358.004ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
41	Конструкторская	МТК. Программа и методики конструкторско-доводочных испытаний	НРДК.416358.004ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
42	Конструкторская	МТК. Перечень элементов	НРДК.416358.004ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
43	Конструкторская	МТК. Формуляр	НРДК.416358.004ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
44	Конструкторская	МТК. Схема электрическая соединений	НРДК.416358.004Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
45	Конструкторская	Блок хромотографический. Комплект карт для оценки правильности применения ЭРИ	НРДК.418456.002Д8	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
46	Конструкторская	Наземный научный комплекс в составе космического комплекса "Луна-Глоб"	НРДК.421413.014	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
47	Конструкторская	Наземный научный комплекс в составе космического комплекса "Луна-Глоб". Ведомость эксплуатационных документов	НРДК.421413.014ВЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
48	Конструкторская	Наземный научный комплекс в составе космического комплекса "Луна-Глоб". Программа и методика автономных испытаний	НРДК.421413.014ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
49	Конструкторская	КИА КСКП	НРДК.421417.155	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
50	Конструкторская	КИА КСКП. Перечень элементов	НРДК.421417.155ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
51	Конструкторская	КИА КСКП. Перечень элементов	НРДК.421417.155ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
52	Конструкторская	КИА КСКП. Схема электрическая соединений	НРДК.421417.155Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
53	Конструкторская	КИА КСКП. Схема электрическая подключения	НРДК.421417.155Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
54	Конструкторская	КИА БУКП	НРДК.421417.156	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
55	Конструкторская	КИА БУКП. Перечень элементов	НРДК.421417.156ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
56	Конструкторская	КИА БУКП. Перечень элементов	НРДК.421417.156ПЭ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
57	Конструкторская	КИА БУКП. Схема электрическая соединений	НРДК.421417.156Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
58	Конструкторская	КИА БУКП. Схема электрическая подключения	НРДК.421417.156Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
59	Конструкторская	КПА ОСД-В	НРДК.421417.161	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
60	Конструкторская	КПА ОСД-В. Перечень элементов	НРДК.421417.161ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
61	Конструкторская	КПА ОСД-В. Технические условия	НРДК.421417.161ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
62	Конструкторская	КПА ОСД-В. Формуляр	НРДК.421417.161ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
63	Конструкторская	КПА ОСД-В. Схема электрическая общая	НРДК.421417.161Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
64	Конструкторская	БИП. Расчет надежности	НРДК.424349.028РР2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
65	Конструкторская	БУКП	НРДК.424349.067	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
66	Конструкторская	БУКП. Габаритный чертеж	НРДК.424349.067ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
67	Конструкторская	БУКП. Сборочный чертеж	НРДК.424349.067СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
68	Конструкторская	БУКП. Схема электрическая соединений	НРДК.424349.067Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
69	Конструкторская	БУИМ. Габаритный чертеж	НРДК.424349.068ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
70	Конструкторская	КСКП. Габаритный чертеж	НРДК.424349.077ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
71	Конструкторская	БЭКП. Перечень (комплектность) конструкторской документации	НРДК.424349.078Д1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
72	Конструкторская	БЭКП. Схема деления структурная	НРДК.424349.078Е1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
73	Конструкторская	БИ РЕЗОЛОГ	НРДК.426419.057	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
74	Конструкторская	БИ РЕЗОЛОГ. Сборочный чертеж	НРДК.426419.057СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
75	Конструкторская	БИ РЕЗОЛОГ. Схема электрическая соединений	НРДК.426419.057Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
76	Конструкторская	БУНИ-ЛР НГВМ. Инструкция по входному контролю	НРДК.441372.070И1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
77	Конструкторская	БУНИ-ЛР ТЭ. Инструкция по входному контролю	НРДК.441372.071И1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
78	Конструкторская	М-КНА-ЭМ. Инструкция по входному контролю	НРДК.441372.105И4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
79	Конструкторская	М-КНА-ЭМ. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.441372.105ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
80	Конструкторская	Макет БИП	НРДК.441372.118	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
81	Конструкторская	Макет БИП. Сборочный чертеж	НРДК.441372.118СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
82	Конструкторская	РАТ-М. Программа и методика приемо-сдаточных испытаний	НРДК.464213.050ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
83	Конструкторская	РАТ-М. Программа и методика конструкторско-доводочных испытаний	НРДК.464213.050ПМ2	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
84	Конструкторская	РАТ-М. Программа и методика функциональных испытаний	НРДК.464213.050ПМ5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
85	Конструкторская	РАТ-М. Программа и методика ресурсных испытаний	НРДК.464213.050ПМ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
86	Конструкторская	РАТ-М. Руководство по эксплуатации	НРДК.464213.050РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
87	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Перечень элементов	НРДК.468212.125-01ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
88	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Формуляр	НРДК.468212.125-01ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
89	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Схема электрическая общая	НРДК.468212.125-01Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
90	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Перечень элементов	НРДК.468212.125-02ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
91	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Формуляр	НРДК.468212.125-02ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
92	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Схема электрическая общая	НРДК.468212.125-02Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
93	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Руководство по эксплуатации	НРДК.468212.125РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
94	Конструкторская	КПА МБОКЗ-2Р. Технические условия	НРДК.468212.125ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
95	Конструкторская	Панель ГМК. Комплект карт для оценки правильности применения ЭРИ	НРДК.468383.006Д8	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
96	Конструкторская	Кабель К1 ТСПП. Этикетка	НРДК.685631.224ЭТ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
97	Конструкторская	Кабель К2 ТСПП. Этикетка	НРДК.685631.225ЭТ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
98	Конструкторская	Кабель К3 ТСПП. Этикетка	НРДК.685631.226ЭТ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
99	Конструкторская	Кабель К4 ТСПП. Этикетка	НРДК.685631.227ЭТ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
100	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.110	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
101	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.110СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
102	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.110ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
103	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.111	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
104	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.111СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
105	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.111ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
106	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.112	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
107	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.112СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
108	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.112ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
109	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.113	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
110	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.113СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
111	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.113ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
112	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.114	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
113	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.114СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
114	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.114ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
115	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.115	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
116	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.115СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
117	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.115ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
118	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.116	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
119	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.116СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
120	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.116ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
121	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.117	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
122	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.117СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
123	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.117ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
124	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.118	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
125	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.118СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
126	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.118ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
127	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.119	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
128	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.119СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
129	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.119ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
130	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.120	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
131	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.120СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
132	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.120ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
133	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.214	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
134	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.214СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
135	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.214ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
136	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.215	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
137	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.215СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
138	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.215ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
139	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.216	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
140	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.216СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
141	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.216ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
142	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.217	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
143	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.217СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
144	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.217ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
145	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.218	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
146	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.218СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
147	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.218ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
148	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.219	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
149	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.219СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
150	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.219ЭЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
151	Конструкторская	ДКК КНА-ЭМ. Инструкция по входному контролю	НРДК.685695.013И5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
152	Конструкторская	КВС-ГЗУ. Ведомость эксплуатационных документов	НРДК.702311.001ВЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
153	Конструкторская	КВС-ГЗУ. Ведомость ЗИП	НРДК.702311.001ЗИ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
154	Конструкторская	КВС-ГЗУ. Программа и методика приемо-сдаточных испытаний	НРДК.702311.001ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
155	Конструкторская	КВС-ГЗУ. Руководство по эксплуатации	НРДК.702311.001РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
156	Конструкторская	КВС-ГЗУ. Формуляр	НРДК.702311.001ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
157	Конструкторская	Чашка	НРДК.711342.016	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
158	Конструкторская	Изолятор	НРДК.711342.017	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
159	Конструкторская	Стойка	НРДК.713523.030	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
160	Конструкторская	Стойка	НРДК.713523.031	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
161	Конструкторская	Стойка	НРДК.713523.032	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
162	Конструкторская	Втулка	НРДК.715111.068	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
163	Конструкторская	Стойка	НРДК.715131.044	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
164	Конструкторская	Стойка	НРДК.715211.109	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
165	Конструкторская	Скоба	НРДК.741128.701	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
166	Конструкторская	Заглушка	НРДК.741128.725	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
167	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.726	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
168	Конструкторская	Корпус	НРДК.741128.727	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
169	Конструкторская	Планка 1	НРДК.741128.736	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
170	Конструкторская	Планка 2	НРДК.741128.737	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
171	Конструкторская	Планка 3	НРДК.741128.738	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
172	Конструкторская	Крышка защитная	НРДК.741128.739	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
173	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.740	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
174	Конструкторская	Планка 1	НРДК.741128.741	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
175	Конструкторская	Планка 2	НРДК.741128.742	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
176	Конструкторская	Планка 3	НРДК.741128.743	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
177	Конструкторская	Стакан	НРДК.741128.744	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
178	Конструкторская	Панель 1	НРДК.741128.754	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
179	Конструкторская	Панель 2	НРДК.741128.755	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
180	Конструкторская	Панель 3	НРДК.741128.756	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
181	Конструкторская	Панель 4	НРДК.741128.757	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
182	Конструкторская	Крышка	НРДК.741134.534	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
183	Конструкторская	Пластина	НРДК.741228.024	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
184	Конструкторская	Стенка	НРДК.741274.220	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
185	Конструкторская	Упор	НРДК.741274.222	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
186	Конструкторская	Панель передняя	НРДК.741474.855	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
187	Конструкторская	Панель задняя	НРДК.741474.856	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
188	Конструкторская	Корпус нижний	НРДК.741474.858	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
189	Конструкторская	Корпус средний	НРДК.741474.859	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
190	Конструкторская	Корпус верхний	НРДК.741474.860	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
191	Конструкторская	Основание	НРДК.741478.016	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
192	Конструкторская	Крышка	НРДК.741478.017	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
193	Конструкторская	Клемма	НРДК.745422.310	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
194	Конструкторская	Хомут	НРДК.745422.311	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
195	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754411.179	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
196	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754469.365	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
197	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754469.367	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
198	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754469.373	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
199	Конструкторская	Шильдик	НРДК.754469.380	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
200	Конструкторская	Шпилька	НРДК.758271.055	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном отчете кратко приведены результаты исследований, проведенных в 2019 г. по теме ВЕКТОР «Разработка перспективных бортовых систем и приборов, программно-аппаратных средств, создание КА малой размерности для проведения космических исследований, реализации прикладных и образовательных программ».

Результаты работ имеют как научно-теоретическое, так и прикладное значение и активно используются в создаваемых в России космических аппаратах, а также в совместных исследовательских проектах с зарубежными странами, что является признаком высокого уровня проводимых теоретических, экспериментальных и технических работ.

Наиболее важные результаты:

1. Авторы: Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Воронков С.В., Куркина А.Н., Куделин М.И., Никитин А.В., Форш А.А.

Одной из важнейших характеристик спутниковых данных ДЗЗ является точность их геопривязки. Этот вопрос долгое время был недооценен в нашей стране, хотя без его решения не удастся обеспечить составление карт местности. Обеспечение точности геопривязки во многом определяется точностью измерения ориентации бортовыми средствами КА и точностью измерений приборов звездной ориентации. Решение этих вопросов носит комплексный характер. Необходимо бороться со случайной составляющей погрешности определения ориентации звездных датчиков, использовать несколько звездных приборов для построения равноточной ориентации и бороться с медленно меняющимися и низкочастотными ошибками, в том числе вызванными термоупругими деформациями конструкции приборов и КА. Разработанный комплекс мер позволяет создавать приборы звездной ориентации нового поколения и обеспечивать геопривязку с точностью единиц метров. Основа перечисленных методов борьбы с медленно меняющимися и низкочастотными измерениями ориентации заключается в летной фотограмметрической калибровке приборов звездной ориентации по звездам и построение термостабильной конструкции приборов и КА.

Публикации:

1. Аванесов Г.А. Звездные датчики ориентации. Еще одна профессия современного телевидения // Вопросы радиоэлектроники. Серия: Техника телевидения. 2019. Т. 1. № S3. С. 5-14

2. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В, Куркина А.Н., Никитин А.В., Форш А.А. Вопросы обеспечения географической привязки снимков дистанционного зондирования Земли // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 59-64.
3. 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.
4. 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.
5. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С. Исследование и компенсация методической погрешности измерения координат звезд датчиков ориентации при летной эксплуатации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 1. В печати.

Направление ПФНИ ГАН: II. Физические науки, 16, III. Технические науки, 21

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Публикации по теме ВЕКТОР

Всего научных публикаций в 2019 г. – 13, в т.ч. статьи в зарубежных изданиях – 4, статьи в отечественных научных рецензируемых журналах – 5, статей в сборниках материалов и трудов конференций – 4. Число публикаций, подготовленных в соавторстве с зарубежными учёными – 3.

Статьи в зарубежных изданиях

1. Grishin V. A. (2019) Corner Retroreflector in Rendezvous and Docking Systems // AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 56, No. 6, November-December 2019, pp. 1862-1865. <https://doi.org/10.2514/1.A34510> (IF 1.116, Q2 SJR)
2. Grishin V. A. (2019) Bias of Distance Measurement in Rendezvous and Docking // AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 56, No. 6, November-December 2019, pp. 1857-1861. <https://doi.org/10.2514/1.A34493> (IF 1.116, Q2 SJR)
3. Grishin V. A. (2019) Estimation of Visual Shoreline Navigation Errors // The Journal of Navigation. Print publication: March 2019, Vol. 72, Issue 2, pp. 389-404. <https://doi.org/10.1017/S0373463318000875> (IF 1.58, Q2 SJR)
4. Veronique Dehant, Sebastien Le Maistre, Rose-Marie Baland, Nicolas Bergeot, Ozgür Karatekin, Marie-Julie Peters, Attilio Rivoldini, Luca Ruiz Lozano, Orkun Temel, Tim Van Hoolst, Marie Yseboodt, Michel Mitrovic, Alexander S. Kosov, Vaclav Valenta, Lieven Thomassen, Sumit Karki, Khaldoun Al Khalifeh, Christophe Craeye, Leonid I. Gurvits, Jean-Charles Marty, Sami W. Asmar, William M. Folkner. The radioscience LaRa instrument onboard ExoMars 2020 to investigate the rotation and interior of mars. Planetary and Space Science, ISSN: 0032-0633.

Статьи в отечественных научных рецензируемых журналах

1. 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.
2. 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.
3. 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.

4. Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С. Исследование и компенсация методической погрешности измерения координат датчиков ориентации при летной эксплуатации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 1.
5. Бессонов Р.В., Кобелева А.А., Куркина А.Н., Малков А.К., Форш А.А. Воздействие радиации космического пространства на функционирование приборов БОКЗ при их длительной эксплуатации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 85-96.

Статьи в сборниках материалов и трудов конференций

1. V.S. Cheptsov, A.E. Chumikov, N.G. Managadze. Dependence of accuracy of elemental and isotopic composition measurement on the volume of the spectra array for the LASMA-LR instrument onboard Luna-Glob and Luna-Resource missions. In The Tenth Moscow Solar System Symposium, pp. 400–402. IKI RAS, 2019. Ссылка на сайт конференции: <http://ms2019.cosmos.ru/>
2. V. Dehant, S. Le Maistre, R.M. Baland, O. Karatekin, M. Mitrovic, M.J. Péters, A. Rivoldini, T. Van Hoolst, M. Yseboodt, A. Kosov, W. Folkner, S. Asmar, B. Banerdt, Lander Radioscience - Rotation of Mars and Positioning of the lander - Geophysical Research Abstracts Vol. 21, EGU2019-10772-1, 2019 EGU General Assembly 2019
3. Vladimir Gromov and Alexander.Kosov, A model of microwave absorption of atmospheric gases for the radiometric experiment in the Venera-D mission - The Tenth Moscow Solar System Symposium (10M-S3), IKI RAS, 7-11 October 2019.
4. Alexander Kosov et al. LaRa (Lander Radioscience) on the ExoMars 2020 Kazachok lander - The Tenth Moscow Solar System Symposium (10M-S3), IKI RAS, 7-11 October 2019.