

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

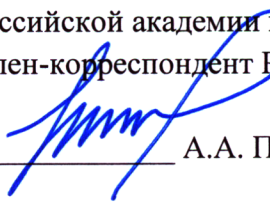
УДК 520 681.3 681.7

Номер государственной регистрации 01.20.03 03422

УТВЕРЖДАЮ

Директор

Федерального государственного
бюджетного учреждения науки
Института космических исследований
Российской академии наук
Член-корреспондент РАН


_____ А.А. Петрукович

« 11 » _____ декабря _____ 2020 г.

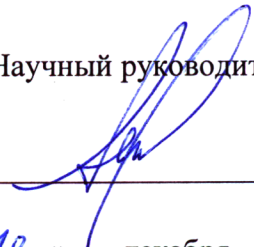
ОТЧЕТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

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

Тема ВЕКТОР

0028-2019-0018

Научный руководитель

д.т.н.  _____ Г.А. Аванесов

« 10 » _____ декабря _____ 2020 г.

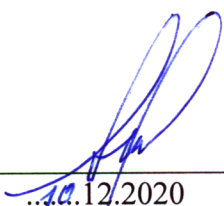
Москва

2020



СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

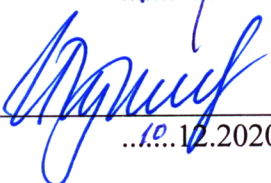
Руководитель темы
г.н.с., д.т.н.



...10.12.2020

Аванесов Г.А.

Зам. Руководителя темы

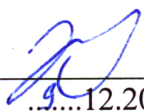


...10.12.2020

Чулков И.В.

Ответственные исполнители разделов темы:

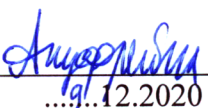
Заведующий отделом 57,
д.т.н.



...9.12.2020

Бессонов Р.В.
(Раздел 1,2,3)

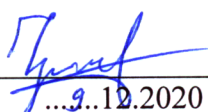
Начальник лаборатории
711



...9.12.2020

Ануфрейчик К.В.
(Раздел 4)

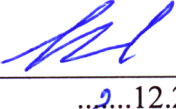
Научный сотрудник отдела
53



...9.12.2020

Чумиков А. Е.
(Подраздел 5.1)

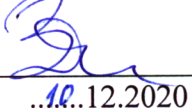
Заведующий лабораторией
645, д.т.н.



...9.12.2020

Косов А.С.
(Подраздел 5.2)

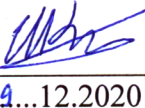
Ведущий научный
сотрудник отдела 71, д.т.н.



...10.12.2020

Золотарев В.В.
(Подраздел 5.3)

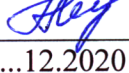
Начальник лаборатории
712



...9.12.2020

Козлов И.В.
(Раздел 6)

Начальник отдела 32



...9.12.2020

Аверьянова И.Г.
(Раздел 7)



РЕФЕРАТ

Отчет содержит 69 с., 18 рисунков, 12 таблиц, 12 источников.

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

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	6
Раздел 1. 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	8
1.1 Разработка и совершенствование высокоточных звездных датчиков ориентации для космических аппаратов	8
Раздел 2. Исследование новых типов фотоприемных матриц, обладающих расширенным динамическим диапазоном, и способных обеспечить решения задач наблюдения космических тел и стыковки пилотируемого корабля нового поколения	15
2.1. Исследование радиационной стойкости матричных приемников излучения	15
Раздел 3. Разработка методов и средств автономной оптической навигации для космических аппаратов на околоземной и лунной орбитах, а также посадки на Луну	17
3.1 Разработка методов и средств автономной оптической навигации. Эксперимент «Планета» на МКС	17
3.2. Разработка методов и средств стыковки КА	20
3.3. Исследования действующих и перспективных съёмочных систем	28
Раздел 4. Разработка элементов систем управления повышенной надежности: долговременной памяти большого объема (до 4 ТБ), высокоскоростных интерфейсов. Миниатюризация узлов систем управления. Создание макетов узлов космической аппаратуры с применением новейшей электронной компонентной базы	31
4.1 Отладочные платы для запуска процессора Leon 3	31
4.2 Программное обеспечение	34
4.3 Первичная отладка на макете для ПЛИС Cyclone III	34
4.4 Работа с Leon 3 на макете компактной системе сбора данных на ПЛИС PROASIC3	35
4.5. Перспективы использования Leon 3	37
Раздел 5. Разработка радиофизических приборов навигационного, связного и научного назначения для космических аппаратов. Разработка лабораторных прототипов приборов для планетных исследований	39

5.1 Методика анализа данных и описание прибора «ЛАЗМА-ЛР» на борту посадочных космических аппаратов «Луна-Ресурс-1(ПА)» и «Луна-Глоб»	39
5.2 Конечно – элементная динамическая модель прибора БУСНИ-ТГК	43
5.3 Разработка приборов, блоков и устройств для сбора обработки и передачи информации в составе научных и служебных комплексов КА аппаратуры. Разработка и исследование методов повышения ее достоверности	47
Раздел 6. Разработка систем малогабаритных космических аппаратов	50
6.1 Создание бортовых систем для малогабаритных космических аппаратов	50
Раздел 7. Работы по обновлению научно-производственного центра в ИКИ РАН для создания перспективной космической аппаратуры	57
7.1. Сведения о полученной нормативно-технической документации ИКИ РАН	57
7.2 Оснащение нормативно-технической документацией	57
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	66
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	68

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 2020 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 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

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

1.1. Разработка и совершенствование высокоточных звездных датчиков ориентации для космических аппаратов.

В 2017 году в рамках темы «Вектор» была начата разработка технологии оптимизации звездных каталогов датчиков ориентации КА. В настоящее время эта работа подходит к завершению. Всего по этой работе планировалось выпустить восемь публикаций. Семь из них уже вышли из печати. Восьмая работа будет опубликована в декабре этого года [1].

Решаемая в этой разработке задача носит прикладной характер. Каталоги звезд датчиков ориентации составляются путем специально организуемой выборки из фундаментальных звездных каталогов. Вначале, в качестве основы для проектирования бортовых каталогов звезд датчиков ориентации КА использовался астрономический каталог SAO (Smithsonian Astrophysical Observatory). Опубликованный в 1966 г. каталог SAO содержит 258997 звезд до 9,5 звездной величины. Это не первый в мире каталог звезд, который охватывает всю небесную сферу, но именно в нем впервые с относительно высокой точностью были указаны параметры собственного движения звезд, что замедлило процесс его старения. Каталог SAO был составлен по результатам наземных астрономических наблюдений выполненных многими обсерваториями мира.

Новая эпоха звездных каталогов началась с запуска в 1989 г. астрометрического космического аппарата Hipparcos (The Hipparcos Space Astrometry Mission,

<https://www.cosmos.esa.int/web/hipparcos>). Результатом этой миссии стал каталог Hipparcos, содержащий данные о 118218 звездах с точностью положений и параллаксов на уровне 0,001". Впервые в истории астрономии координаты звезд и их спектральные характеристики были измерены с помощью одного инструмента, причем находящегося за пределами земной атмосферы, что принципиально важно.

Следующим крупным шагом в развитии звездных каталогов, несомненно, станет новый каталог, который будет составлен по данным, получаемым с борта запущенного в декабре 2013 г. космического аппарата Gaia (Global Astrometric Interferometer for Astrophysics). Главная задача проекта — составление подробной карты звезд нашей Галактики с точностью в 40 раз выше, чем это было возможно в миссии Hipparcos. Каталог, составленный по результатам миссии Gaia (Gaia Archive, <http://gea.esac.esa.int/archive/>), вероятно, станет основным инструментом для астрономов на многие годы. Свободный доступ к уже накопленным материалам этого проекта, представленный в виде «Редакции № 1 каталога», открыт уже с конца 2016 г.

Появление первой редакции каталога Gaia позволило увидеть то, что большинство звезд, угловые расстояния между которыми используются в качестве метрологической основы в датчиках ориентации КА, в действительности находятся в окружении весьма большого числа менее ярких звезд, вносящих свой вклад в результат измерения. Эффект присоединения соседних звезд, возникающий из-за низкой угловой разрешающей способности датчиков ориентации, и используемого в них центроидного метода измерения координат, был известен давно, на основе исследования экспериментальных данных. Однако именно каталог Gaia показал масштабность этого явления и указал пути ликвидации возникающей при этом ошибки измерения: зная окружение каждой каталожной звезды, можно заранее выбрать оптимальный способ ее локализации, определить величину систематической ошибки вычисления координат и внести соответствующую поправку в ее координаты в бортовой каталог.

Таким образом, для решения задачи устранения ошибок измерения координат звезд, вызванных близким соседством других звезд, необходимо иметь подробное описание ближайших окрестностей каждой из них. Это значит, что для каждой каталожной звезды необходимо создать свой микрокаталог. Совокупность микрокаталогов для всех звезд, имеющих перспективу включения в бортовые каталоги различных звездных приборов, образует «базовый каталог звезд для датчиков ориентации КА» [2].

В настоящее время базовый каталог уже составлен. Включенные в него звезды условно разделены на основную группу и группу звезд окружения. В основную группу

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

Базовому каталогу присвоен нулевой уровень редакции. В данном случае это означает, что он предназначен для исследовательских целей. В первую очередь, для изучения возможности повышения точности измерения параметров ориентации в звездных датчиках путем совершенствования их бортовых каталогов. В полном объеме завершить работу над базовым каталогом удастся лишь тогда, когда завершится разработка фундаментального каталога Gaia. На данный момент в нем частично отсутствуют спектральные характеристики звезд. Нет и кросс идентификаторов звезд для фундаментальных каталогов SAO - Hipparcos - Gaia. При составлении БК-0 использовался идентификатор собственной разработки, который не универсален и не полностью решает задачу.

В ходе работы над технологией оптимизации каталогов для звездных датчиков ориентации стало понятно, что параллельно с ней надо решать и другую проблему: строка каталога, содержащая описание звезды, должна содержать ряд дополнительных данных, позволяющих прибору оптимально ее использовать. Фактически, речь идет всего о двух показателях, которые звездный прибор может легко учесть при вычислении параметров ориентации:

- рекомендованное для данной звезды число локализованных пикселей - PrefInd,
- индекс предпочтения – PixRec.

Оба показателя носят интегральный характер. Для их вычисления потребовалось создать фотометрическую и астрометрическую модели звездного прибора, описанные в работах [3, 4].

Обе модели введены в программу Star Manager, которая устанавливает связь между значением отношения сигнал/шум в сигнале от звезды и величиной случайной ошибки,

указывая при этом оптимальные условия для выполнения измерения.

В качестве примера приведем результаты моделирования влияния шумов разной физической природы на точность измерения координат звезды на матрице прибора. На рисунке 1 показаны результаты моделирования воздействия шумов на точность измерения координат звезды HIP68348 в стандартных условиях эксплуатации.

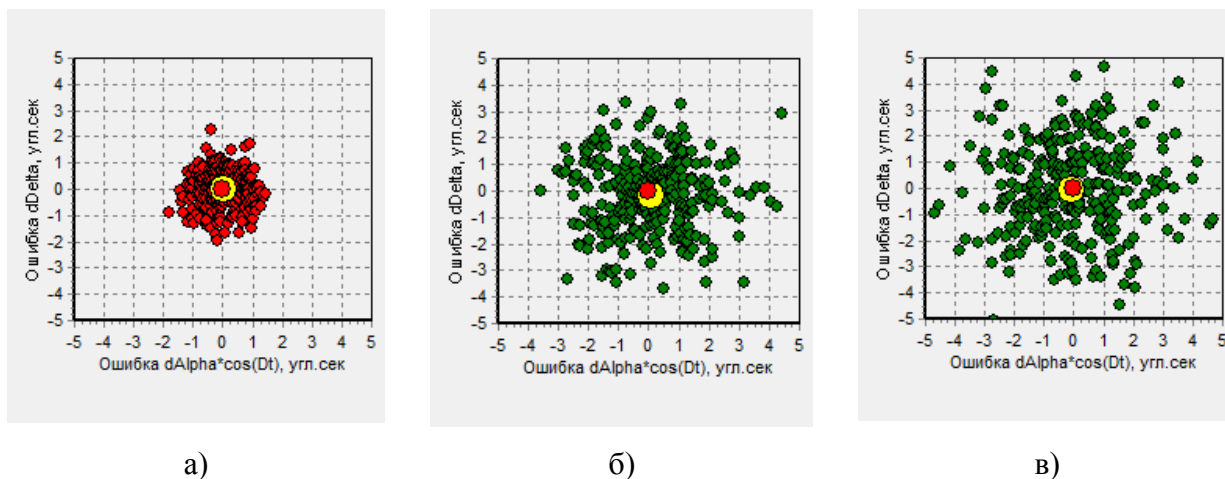


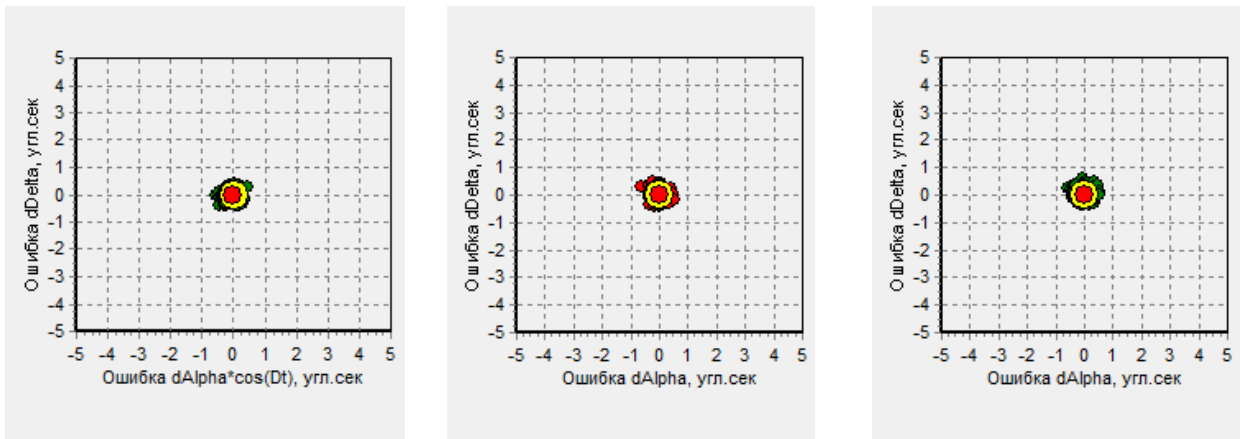
Рисунок 1.1 — Звезда HIP 68348: а) с фотонным шумом звезды; б) с наложенным приборным шумом с СКО в 5 ЕМР; в) с введением фоновой засветки в 100 ЕМР. (ЕМР – единица младшего разряда)

На рисунке 1.1а хорошо виден результат воздействия собственного фотонного шума звезды на точность измерения ее координат. Флуктуации фотонного шума при многократном, 100 или более раз, проецировании изображения звезды в одну и ту же точку на матрице формируют облако ошибок радиусом 2" с центром в точке начала координат графика.

Наложение 5 ЕМР приборного шума, показанное на рисунке 1.1б, приводит к увеличению радиуса облака ошибок измерения до 4".

Введение фоновой засветки в 100 ЕМР, что эквивалентно примерно 4 ЕМР приборного шума, приводит к результату, показанному на рисунке 1.1в. Здесь радиус облака ошибок измерения уже превышает 5".

При этом аналогичные шумовые воздействия на более яркую звезду HIP16611 приводят к появлению случайной ошибки измерения, не превышающей $\pm 1''$, что видно из рисунка 1.2.



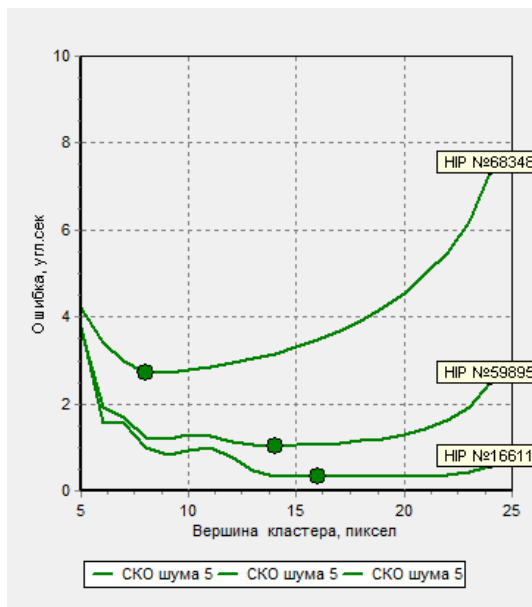
а)

б)

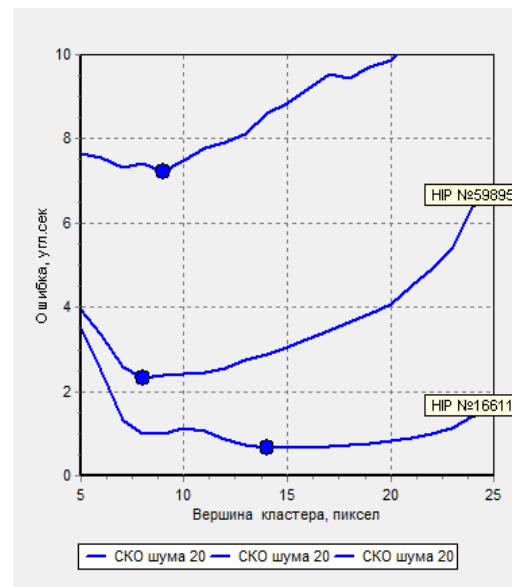
в)

Рисунок 1.2 — Звезда HIP 16611: а) с фотонным шумом звезды; б) с наложенным приборным шумом с СКО в 5 ЕМР; в) с введением фоновой засветки в 100 ЕМР.

В приведенных выше примерах не учитывалось влияние на результат измерений эффекта пространственной дискретизации изображений звезд. Представление об этом дает рисунок 1.3, полученный также с помощью программы Star Manager. Одновременно, на рисунке 1.3 точкой на графиках отображается решение задачи выбора оптимальных условий локализации звезды. По оси X на графиках отложено число локализованных пикселей, образующих вершину кластера.



а)



б)

Рисунок 1.3 — Оптимальные условия локализации звезд HIP16611, HIP59895 и HIP68348 на ПЗС матрице прибора БОКЗ-М60: а) при стандартных условиях эксплуатации; б) при СКО приборного шума 20 ЕМР.

Решая задачу оптимизации условий локализации звезд, программа Star Manager

использует фотометрическую и астрометрическую модели звездного датчика [3, 4] и аппарат внутрипиксельного микросканирования. Каждая из представленных на рисунке 3 звезд последовательно проецируется на разные точки пикселя. В каждой из них по набору из 100 измерений вычисляется разница между координатами расчетного и измеренного положения звезды. Оптимальной считается та точка, в которой случайная ошибка измерения координат звезды окажется минимальной. Число локализованных пикселей в программе регулируется путем выбора величины порога отсечки.

Работа программы Star Manager завершается формированием таблицы, где для каждой звезды бортового каталога указываются ожидаемые результаты измерения ее координат. Пример результата работы программы показан в таблице 1.1.

Таблица 1.1. Ожидаемые значения ошибок измерения координат звезд прибором БОКЗ-М60 на основе ПЗС матрицы при рекомендованных условиях.

HIP №	dAI	dDI	sAI	sDI	Int	PixRec	Noise*	PrefInd
16611	0	-0,01	0,23	0,21	13487	21	5	0,3
59895	0	-0,04	0,74	0,75	2271	14	5	1,03
68348	-0,03	0,05	1,72	1,68	583	9	5	2,4
16611	0	0	0,44	0,4	12519	14	20	0,57
59895	0,04	0	1,73	1,65	1825	9	20	2,34
68348	0,06	-0,1	4,84	4,67	457	8	20	6,71

*Указано значение приборного шума. Ошибки вычислены с учетом фотонного шума звезды и фона в 100 EMP.

- HIP № — номер звезды по каталогу Hipparcos,
- dAI и dDI — величины систематических ошибок измерений координат звезды, угл.с,
- sAI и sDI — величины случайных ошибок измерений координат звезды, угл. с,
- Int — интегральная яркость звезды в EMP после ее локализации,
- Noise — учитываемый в расчете приборный шум. В данном примере он дополнен фотонным шумом звезды и фона в 100 EMP,
- PixRec — рекомендуемое число локализуемых пикселей,
- PrefInd — индекс предпочтения, интегральный показатель, характеризующий ожидаемое значение СКО случайной ошибки измерения координат звезды, угл. с.

Показатели PixRec и PrefInd заносятся в бортовой каталог прибора и используются им для отбора рекомендованного числа пикселей каждой конкретной звезды, а также для ранжирования берущихся для вычисления параметров ориентации звезд.

Научные публикации

1. Аванесов Г.А., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д. Моделирование влияния шумовых факторов на точность измерения координат звезд // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса . 2020. Т. – принята к публикации
2. 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 г. Т. 16. № 5. С. 65-74.
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. С. 89–98.
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.

Раздел 2. Исследование новых типов фотоприемных матриц, обладающих расширенным динамическим диапазоном, и способных обеспечить решения задач наблюдения космических тел и стыковки пилотируемого корабля нового поколения

2.1. Исследование радиационной стойкости матричных приемников излучения.

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

Матричное фотоприемное устройство (ФПУ) играет ключевую роль в звездных датчиках ориентации КА, в оптических системах сближения, а также в любых других устройствах предназначенных для наблюдения космических объектов. От их надежной работы, зачастую, зависит успех всей космической миссии. В условиях космоса работоспособность ФПУ и их качественные показатели находятся в зависимости от воздействия ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП). Под воздействием ИИКП чувствительность ФПУ может снижаться за счет изменения концентрации и времени жизни носителей, а также из-за возникновения дефектов в структуре полупроводника. Кроме того, в результате радиационных эффектов может возникать и расти неравномерность чувствительности пикселей матрицы. Поэтому исследования влияния радиации на ключевые параметры ФПУ является предметом постоянного внимания разработчиков приборов на их основе.

В ИКИ РАН самостоятельные исследования радиационной стойкости ФПУ начались уже более 20 лет назад. В результате, накопились материалы для некоторых обобщений, отраженные в работе Кобелевой А.А., Воронкова С.В. Прохоровой «Влияние радиации на ключевые параметры матричных фотоприемных устройств», где приводится классификация видов шумов, присущих ФПУ различных типов на основе ПЗС и КМОП структур, а также дается оценка влияния на них ИИКП.

Большое внимание в работе уделено выбору рабочих температур ФПУ. Показано, что по опыту испытаний КМОП матриц, их определительную часть следует проводить как минимум для трех точек: нормальные климатические условия (25°C), повышенная и пониженная температура.

В большинстве случаев применения астроприборов на борту КА эти приборы эксплуатируются непрерывно в течение всего срока активного существования КА. При этом наряду с накоплением дозовых эффектов, происходит их отжиг. Даже при температуре -33...-23°C могут отжигаться не менее 9 типов дефектов. Поэтому очень

важно находить компромисс между минимизацией собственных шумов ФПУ за счет снижения его температуры, и количеством, и темпом отжига дефектов. Полученные авторами результаты дают научно-техническое обоснование для поиска оптимального решения.

Научные публикации

1. Кобелева А.А., Воронков С.В., Прохорова С.А. Влияние радиации на ключевые параметры матричных фотоприемных устройств // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т.17. № 1. С. 80-88.

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

3.1. Разработка методов и средств автономной оптической навигации. Эксперимент «Планета» на МКС

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

Международная космическая станция создает идеальные условия для исследований перспективных космических приборов, методов и технологий. Специалистами ИКИ РАН и РКК «Энергия» подготавливаются предложения по эксперименту «Планета» на МКС, целью которого является сбор данных и отработка технологии автономной оптической навигации КА на основе измерений направлений на звезды, горизонт планеты и на объекты ее поверхности с заранее известными планетоцентрическими координатами – контрольные точки (КТ). Предполагается, что контракт на разработку научной аппаратуры эксперимента будет заключен во втором полугодии 2021 года.

В состав научной аппаратуры эксперимента входят две цифровые телевизионные навигационные камеры: широкоугольная (ШНК) и узкоугольная (УНК), а также блок предварительной обработки данных (рисунок 3.1). Научная аппаратура доставляется на борт МКС с помощью грузового КА «Прогресс» и монтируется космонавтами на обращенной к Земле стороне Служебного модуля станции. Получаемые данные по сети Ethernet поступают на ноутбук, расположенный внутри станции, где дополняются информацией о ее положении на орбите, ориентации в пространстве и времени. Обработка данных эксперимента планируется в наземных условиях.

Задачи, решаемые в результате эксперимента:

- получение большого объема наблюдений горизонта планеты и изображений участков ее поверхности;
- отработка методов автономной навигации по широкоугольным и узкоугольным измерениям поверхности планеты, интегрированным с измерениями звездного датчика;
- отработка программного обеспечения обработки изображений для определения параметров орбиты КА и формирования кватерниона ориентации.

Схему навигационных измерений иллюстрирует рисунок 3.2. В центре рисунка показан пример полного диска Земли, которые будет формировать ШНК. Слева показана локализованная на нем дуга горизонта, по которой проводится оценка координат подспутниковой точки с относительно невысокой точностью (1–10 км). По этим данным

из каталога выбираются КТ, которые могут попасть в центральную часть снимка ШНК и на снимок УНК, и по ним уточняется положение КА с точностью до ~100 м.

Измерения, выполненные ШНК и УНК в реальном полете, вместе с другой навигационной информацией поступают в навигационный процессор КА, в котором по серии измерений с учетом знания модели движения КА определяется его орбита.

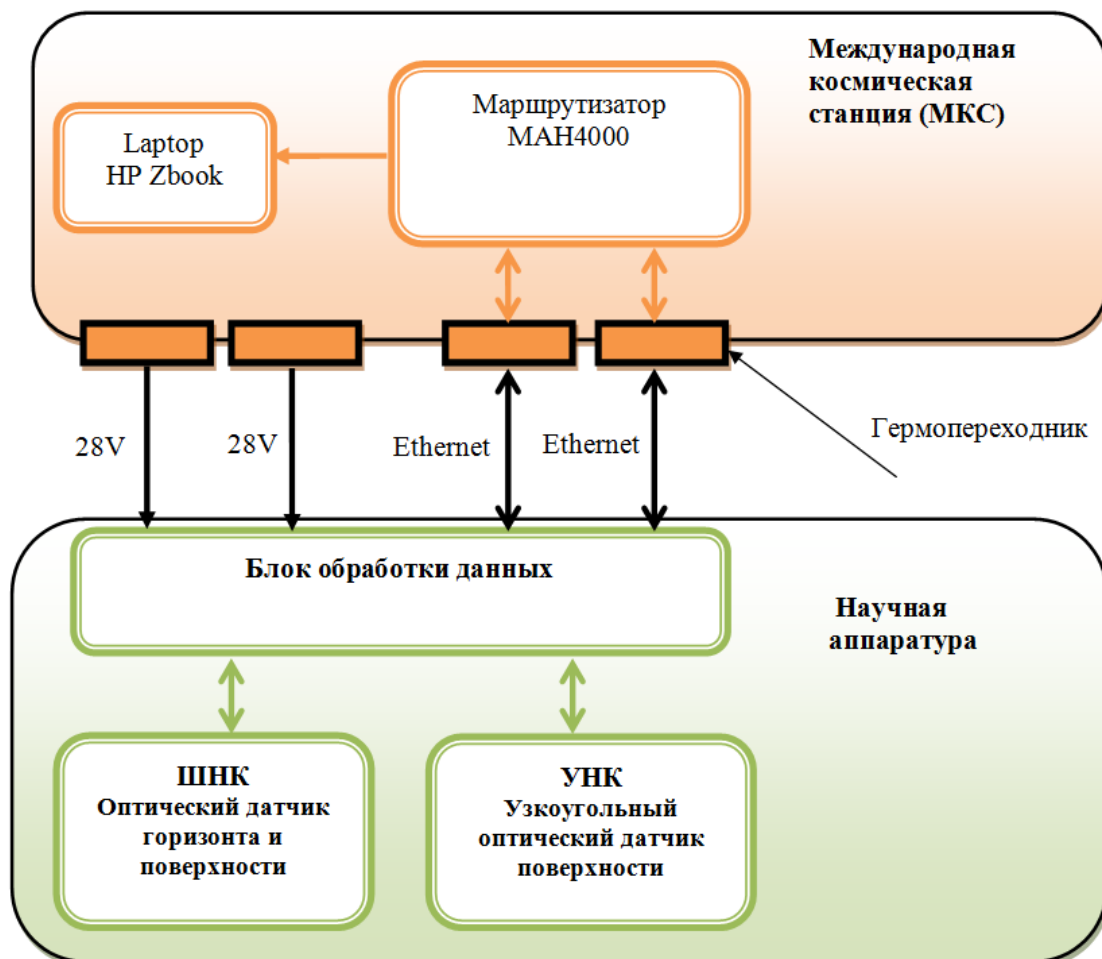


Рисунок 3.1 — Обобщенная схема подключения научной аппаратуры к системам МКС.

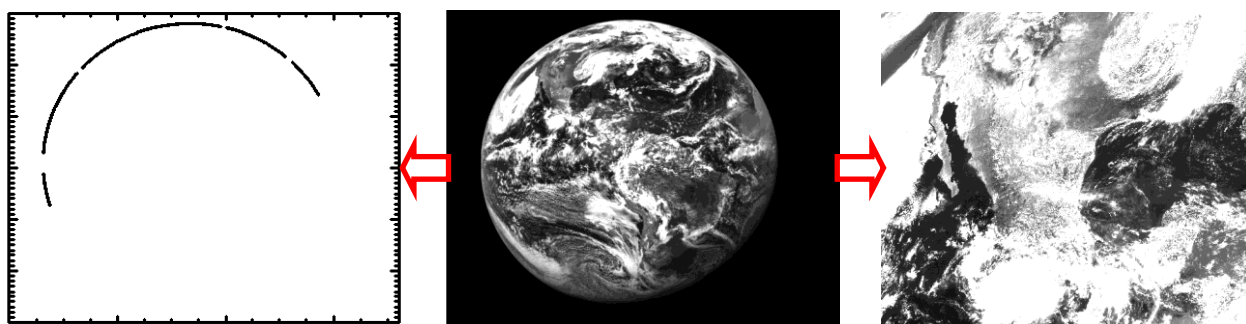


Рисунок 3.2 — Снимок полного диска Земли (в центре) и определяемые по нему дуга

горизонта (слева) и изображение области поиска КТ (справа).

Основные технические характеристики ШНК и УНК приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1. Основные технические характеристики ШНК и УНК при высоте орбиты 400 км.

		<i>ШНК</i>		<i>УНК</i>
		<i>горизонт</i>	<i>поверхность</i>	
1	Угол поля зрения, град.	180 x 180	90 x 90	27.5 x 27,5
2	Угловое разрешение, угл.с/пиксель	316	316	49,3
3	Захват на земной поверхности, км	-	830x830	200x200
4	Разрешение на земной поверхности в надир, м	3500	614	97

В ходе эксперимента «Планета» на МКС будут отлажены алгоритмы автономных оптических навигационных измерений по горизонту Земли и контрольным точкам на ее поверхности в условиях реальной облачности, отработаны методы полетной калибровки аппаратуры, разработаны математические модели ошибок измерений, отлажены алгоритмы динамической фильтрации и определения орбиты по данным навигационных измерений. Полученные результаты будут использованы при разработке программно-алгоритмического обеспечения Навигационной камеры Пилотируемого Транспортного Корабля.

Научные публикации

1. Орловский И.В., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Аванесов Г.А., Жуков Б.С. Автономная оптическая навигация окололунных и околоземных космических аппаратов. Эксперимент «Планета» на Международной Космической Станции по отработке методов оптической навигации. «Космическая техника и технологии»- принята к публикации.
2. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С., Михайлов М.В. Отработка технологии автономной навигации КА дальнего космоса на Международной Космической Станции. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса – принята к публикации.

3.2. Разработка методов и средств стыковки КА

3.2.1. Сближение и причаливание космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации, совмещенной с оптической подсистемой причаливания

Отв. исп.: к.ф.-м.н., с.н.с. Б.С. Жуков

Корабли «Союз МС» и «Прогресс МС» сегодня реализуют дальнее и ближнее сближение с МКС по данным навигационных спутников с помощью Аппаратуры спутниковой навигации (АСН), но участок причаливания до касания с МКС реализуется по сигналам радиотехнической системы «Курс», разработанной более 30 лет назад.

Предлагается альтернативная система причаливания, основанная на сочетании возможности АСН и ее оптического дополнения — оптической подсистемы причаливания (ОПП), масса и энергопотребление которой могут быть в десятки раз меньше, чем у системы «Курс».

В настоящее время задача относительной навигации (RGPS-relative GPS) при сближении кораблей с МКС посредством АСН успешно решается с точностью 1–2 м по координатам и 1–2 см/с по скорости, задачи относительной ориентации — средствами систем ориентации сближающихся КА — с точностью 1–2°. Такой точности вполне достаточно для выполнения сближения до дальности 10–20 м. Однако для реализации причаливания до касания недостаточной является только точность по координатам, которая должна быть не хуже 0,1 м. Именно эта задача возлагается на ОПП. Работа на малых дальностях с определением только относительных координат КА позволяет спроектировать малогабаритное оптическое устройство, работающее в условиях солнечных засветок.

Для реализации управления причаливанием необходимо знать относительные координаты и скорость двух КА, а также относительные углы между связанными системами координат КА. Система ориентации КА определяет положение осей КА в инерциальной системе координат. Данные по ориентации пассивного КА передаются по межбортовой радиолинии на активный КА, система управления ориентацией которого обеспечивает совмещение осей активного и пассивного КА. Аппаратура АСН до дальности 20 м определяет векторы относительных координат и относительной скорости двух КА, а система управления сближением реализует причаливание. На дальности 20 м

выполняется «зависание» и переход на измерение относительных координат по измерениям ОПП, которая имеет активную часть на активном КА и пассивную часть на пассивном КА. Пассивная часть (маяк) содержит излучатели световых сигналов в определенной части видимого или ближнего ИК диапазона. Каждый излучатель состоит из светодиода и линзы, формирующей его диаграмму направленности. Поверхность маяка должна быть покрыта антибликовым покрытием, а излучатели должны быть расположены на достаточном расстоянии от края маяка, т.к. иначе солнечные блики могут создавать ложные сигналы при детектировании излучателей.

Активная часть (оптическая камера) определяет угловые координаты излучателей в собственной системе координат и пересчитывает их в дальность и боковое смещение активного КА относительно пассивного. На дальности ~ 20 м точность определения дальности и боковых смещений составляет десятки сантиметров. По мере сближения точность резко возрастает и на дальности 1–2 м составляет величину порядка 1 см.

Для резервирования и увеличения мерной базы на активный КА предлагается установить две камеры, а на МКС — два маяка. На больших расстояниях каждая камера будет видеть оба маяка. На малых расстояниях каждая камера будет видеть только свой маяк. Это позволит получить требуемую точность измерения положения причаливающего корабля по отношению к МКС в расширенном диапазоне расстояний (до 50 м).

С учетом ошибок ОПП по координатам и типовых ошибок АСН кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС», а также типовых ошибок измерения ориентации кораблей «Союз» и МКС было проведено моделирование причаливания КА к МКС (рисунок 3.3). Скорость сближения считалась постоянной и равной 10 см/с. На графиках «жирные» линии соответствуют истинным значениям относительных координат и скорости, а «тонкие» — значениям, измеряемым АСН по осям x , y , z (y и z — поперечные оси). Из приведенных графиков видно, что на участке «зависания», где управление велось по координатам и скорости, измеряемым АСН, ошибки истинных значений координат составляли 1–2 м, что соответствовало ошибкам координат АСН. На конечном участке причаливания, где управление велось по координатам, формируемым ОПП, ошибки истинных относительных координат практически равнялись нулю. В момент касания, когда $x=0$, ошибка истинных координат по оси Y была равна 2,5 см, по оси Z — 5 см, что с запасом удовлетворяет требованиям по точности причаливания.

График проекций скорости, формируемой АСН, колеблется около истинного значения скорости с амплитудой ~ 1 см/с. На конечном участке причаливания поперечные проекции скорости V_y и V_z составляют 3–6 мм/с. Скорость по оси x в момент касания была практически равна задаваемому значению 10 см/с. Отклонение истинной скорости от

задаваемой не превышало 0,5 см/с.

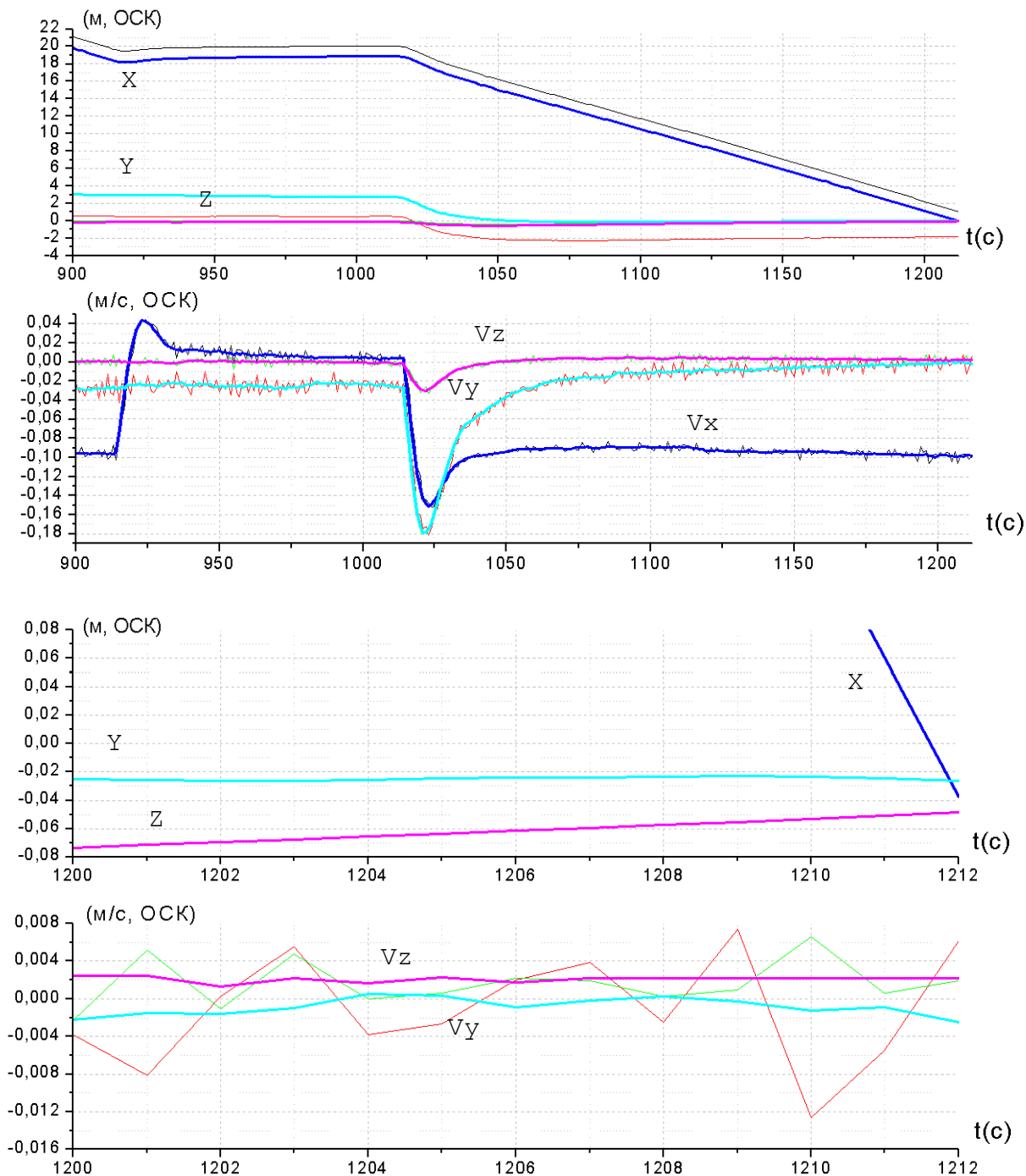


Рисунок 3.3 — Графики относительных координат и скорости КА и МКС на участке причаливания в зависимости от времени t .

Таким образом, предлагаемая система причаливания КА по сигналам АСН с использованием на конечном участке причаливания измерений относительных координат от предложенной оптической подсистемы причаливания обеспечивает стыковку КА с высокой точностью по координатам, формируемым ОПП и скорости, формируемой АСН. Предложенная в работе система сближения и причаливания по сигналам АСН,

совмещенная с оптической подсистемой причаливания, по сравнению с существующей системой сближения «Курс» кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС» с МКС имеет существенно меньший вес, габариты, энергопотребление и стоимость. Ее использование, как на существующих КА, так и на перспективных позволит существенно упростить систему сближения и стыковки, являющуюся в настоящее время одной из наиболее сложных систем КА.

Научные публикации

1. Орловский И.В., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Аванесов Г.А., Жуков Б.С. Сближение и причаливание космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации, совмещенной с оптической подсистемой причаливания // «Космическая техника и технологии» - принята к публикации.

3.2.2 Оптико-электронная система относительной навигации при стыковке с кооперируемыми и некооперируемыми КА

Отв. исп.: к.т.н., с.н.с. В.А. Гришин

В настоящее время происходит существенное расширение спектра задач, в которых целесообразно использовать стыковку КА. Это может быть задача заправки спутника топливом, необходимым для коррекции орбиты, задача коррекции орбиты с помощью другого КА, задача увода спутника, выработавшего свой ресурс, на орбиту захоронения, задача сборки КА на орбите и др.

Все случаи стыковки можно разделить на два больших класса:

- стыковка с кооперируемым объектом;
- стыковка с некооперируемым объектом.

В случае стыковки с кооперируемым объектом пассивный объект (обслуживаемый КА), с которым производится стыковка активного объекта (сервисного КА), оснащен специальным оборудованием (мишенью), приборами или системами, которые облегчают процесс измерения и увеличивают точность измерения параметров движения активного объекта относительно пассивного объекта. Это могут быть оптические ретрорефлекторы, маяки, запросно-ответные системы, специальная контрастная разметка на корпусе пассивного объекта и так далее. В случае стыковки с некооперируемым объектом, пассивный аппарат, с которым производится стыковка активного аппарата, не оснащен

специальным оборудованием, которое способствует проведению стыковки. Это делает задачу стыковки с некооперируемым КА значительно более сложной и требует распознавания КА и измерения его относительных линейных и угловых координат и скоростей по элементам его конструкции.

Для решения указанных задач предлагается оптико-электронная система (ОЭС) относительной навигации. Она включает узкоугольную и широкоугольные ТВ камеры, TOF (Time-of-Flight) камеру, получающую 3D изображения объекта, и лазерный дальномер. Для определения характеристик ОЭС и разработки ее программно-алгоритмического обеспечения выполнены следующие работы:

- Выполнен анализ решаемых задач, методов и оптико-электронных технических средств относительной навигации при сближении с кооперируемыми и некооперируемыми объектами.
- Выполнен анализ основных режимов сближения с кооперируемыми и некооперируемыми объектами, выбраны методы и оптико-электронные технические средства относительной навигации в каждом режиме.
- Исследованы методы и алгоритмы распознавания обликов кооперируемых и некооперируемых объектов при сближении.
- Определен необходимый состав измеряемых параметров относительного движения в основных режимах сближения с кооперируемыми и некооперируемыми объектами.
- Выбрана структура, приборный состав и алгоритмы функционирования ОЭС при сближении КА.
- Разработаны математические модели ключевых элементов ОЭС относительной навигации при сближении КА.
- Разработаны математические модели обликов кооперируемых и некооперируемых объектов

Важной и наиболее сложной составной частью алгоритмического обеспечения ОЭС являются алгоритмы распознавания и измерения параметров относительного движения некооперируемых КА. Учитывая большую начальную неопределенность взаимного положения сервисного и обслуживаемого космических аппаратов, распознавание 2D и 3D изображений целесообразно выполнять в два этапа: (1) грубое распознавание и (2) точное распознавание и измерение навигационных параметров.

Задачей этапа грубого распознавания является грубое определение ракурса наблюдения, расстояния и угловой ориентации обслуживаемого аппарата. Эта задача может решаться построением сетки гипотез, покрывающих всю многомерную область

неопределенности. В процессе распознавания выбирается наиболее вероятная гипотеза – рисунок 3.4.

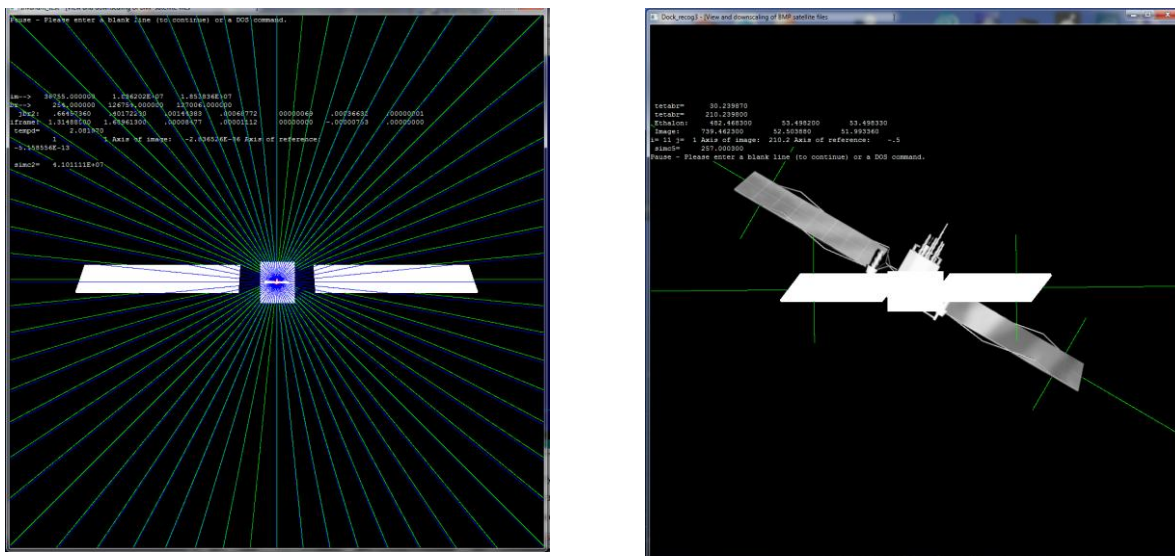


Рисунок 3.4 — Слева – грубое распознавание 2D изображений путем формирования отсчетов контура изображения множеством лучей, выходящих из энергетического центра изображения для расчета силуэта объекта, представленного в виде ряда Фурье; справа – эталон (яркое белое изображение), наложенный на изображение спутника – иллюстрация использования структурного (структурно-лингвистического) метода распознавания.

На этапе точного распознавания и измерения элементы эталонного изображения, которое строится по трехмерной модели обслуживаемого КА, соотносятся с элементами его реального изображения. Параметры, отражающие взаимное линейное и угловое положение аппаратов, определяются путем минимизации по этим параметрам различий реального и эталонного изображений. Структурно-лингвистический метод распознавания пригоден и для точного распознавания и измерения при использовании для распознавания элементов конструкции с стабильной и точно известной геометрией.

Выполненные работы являются основой для математического моделирования и стендовой отработки ОЭС, запланированной на следующие годы.

Научные публикации

1. Гришин В.А., Жуков Б. С. Особенности проблемы распознавания образов применительно к задачам относительной навигации при стыковке космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса – принята к публикации.

3.2.3 Информационное обеспечение задач стыковки космических аппаратов, подготовка эталонов и отработка алгоритмов распознавания и измерения

Отв. исп.: к.ф.-м.н., с.н.с. Б.С. Жуков, к.т.н., с.н.с. В.А. Гришин

В настоящее время в Институте космических исследований РАН разрабатывается программный комплекс отработки алгоритмов и математических моделей системы относительной навигации при сближении с кооперируемыми и некооперируемыми космическими аппаратами. Структура комплекса приведена на рисунке 3.5.

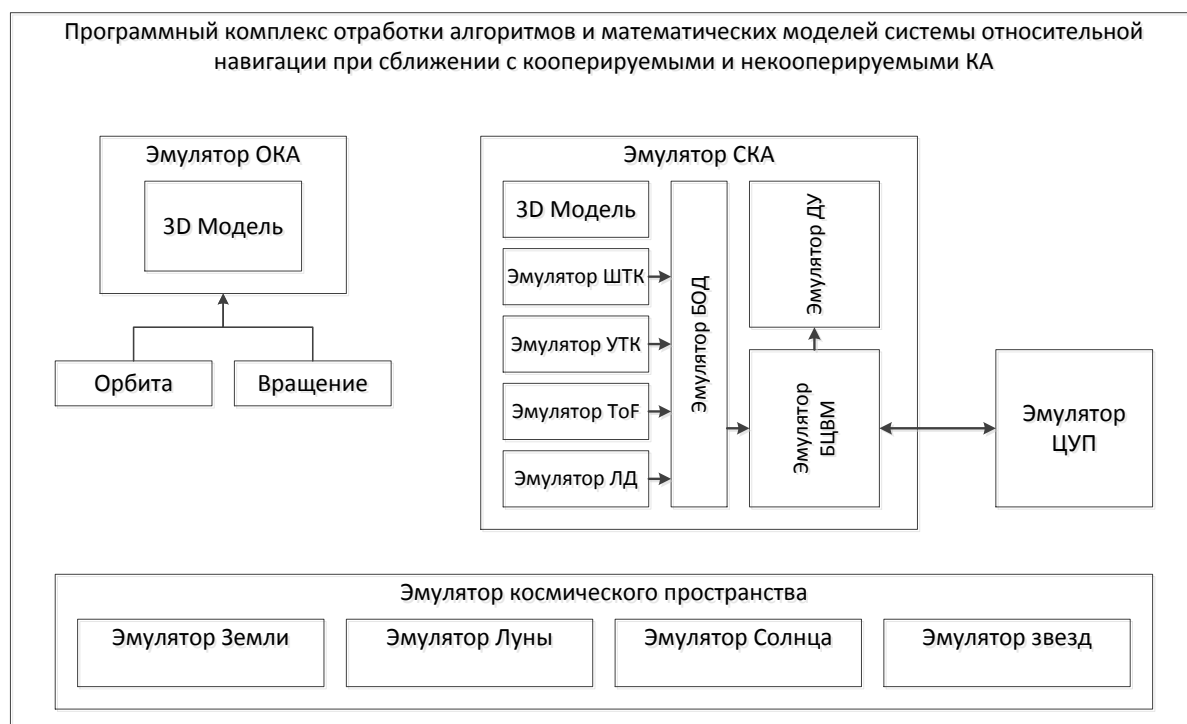


Рисунок 3.5 — Программный комплекс отработки алгоритмов и математических моделей.

В моделирующий комплекс включены модели источников света – Солнца, а также отраженного света – Луны, Земли. Также формируются фоновые изображения Земли, Луны и звездного неба.

В комплекс включены трехмерные модели обслуживаемых космических аппаратов, модели движения их центров масс и модель углового движения.

В модель сервисного космического аппарата включены широкоугольная камера, узкоугольная камера, ТОF камера и лазерный дальномер. Эмулятор блока обработки данных (БОД) выполняет анализ сформированных видеоизображений и, в случае распознавания образа КА, выдает параметры относительного положения и ориентации ОКА. Эмулятор БЦВМ выполняет алгоритм сближения и стыковки с ОКА. Эмулятор

двигательной установки перемещает положение СКА в виртуальном пространстве в соответствии с выданными управляющими командами от эмулятора БЦВМ. При этом само перемещение эмулируется в упрощенном режиме по осям X, Y, Z. Эмулятор ЦУП выдает высокоуровневые команды (начать стыковку, остановить стыковку и т.п.) на эмулятор БЦВМ.

Научные публикации

1. Гришин В. А., Бережков А.В. Информационное обеспечение задач стыковки космических аппаратов, подготовка эталонов и отработка алгоритмов распознавания и измерения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса – принята к публикации.

3.3. Исследования действующих и перспективных съемочных систем.

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

3.3.1 Географическая привязка изображений

В июле 2019 г. на орбиту был выведен КА «Метеор-М» № 2-2, в состав научной аппаратуры которого входит Комплекс многозональной спутниковой съемки КМСС-2, который включает в себя две камеры МСУ-100ТМ с разрешением 55 м в надире и суммарной полосой обзора более 1000 км. Географическая привязка изображений КМСС-2 проводится автоматически на основе сопутствующей навигационной информации и результатов полетной геометрической калибровки камер. При наличии погрешностей в навигационной информации могут возникать ошибки геопривязки. Для проверки и коррекции ошибок геопривязки использовался глобальный банк контрольных точек (КТ) Landsat ([http://landsat.usgs.gov/ground control points/php](http://landsat.usgs.gov/ground_control_points/php)), который содержит более 3 млн КТ. Точность географической привязки КТ оценивается в ~ 20 м (1σ), что достаточно для коррекции геопривязки изображений КМСС-2 с субпиксельной точностью. Вследствие большого срока, прошедшего с начала формирования банка КТ Landsat, содержащиеся в нем КТ требуют верификации.

Проверка и коррекция географической привязки, совмещенная с верификацией КТ, была проведена корреляционным методом для 406 кадров на 184 маршрутах. Всего было верифицировано более 70 тысяч КТ, в основном на береговой линии, на берегах рек и озер (рисунок 3.6). Большинство КТ Landsat на суше на изображениях КМСС-2 не было идентифицировано. Часть из них была закрыта облаками, однако большинство КТ наблюдались в безоблачных условиях, но для них коэффициент корреляции оказался ниже 0,8 (принятого порога) вследствие сезонных и межгодовых изменений растительного покрова, а также различия спектральных зон камер КМСС-2 и эталонных изображения КТ.

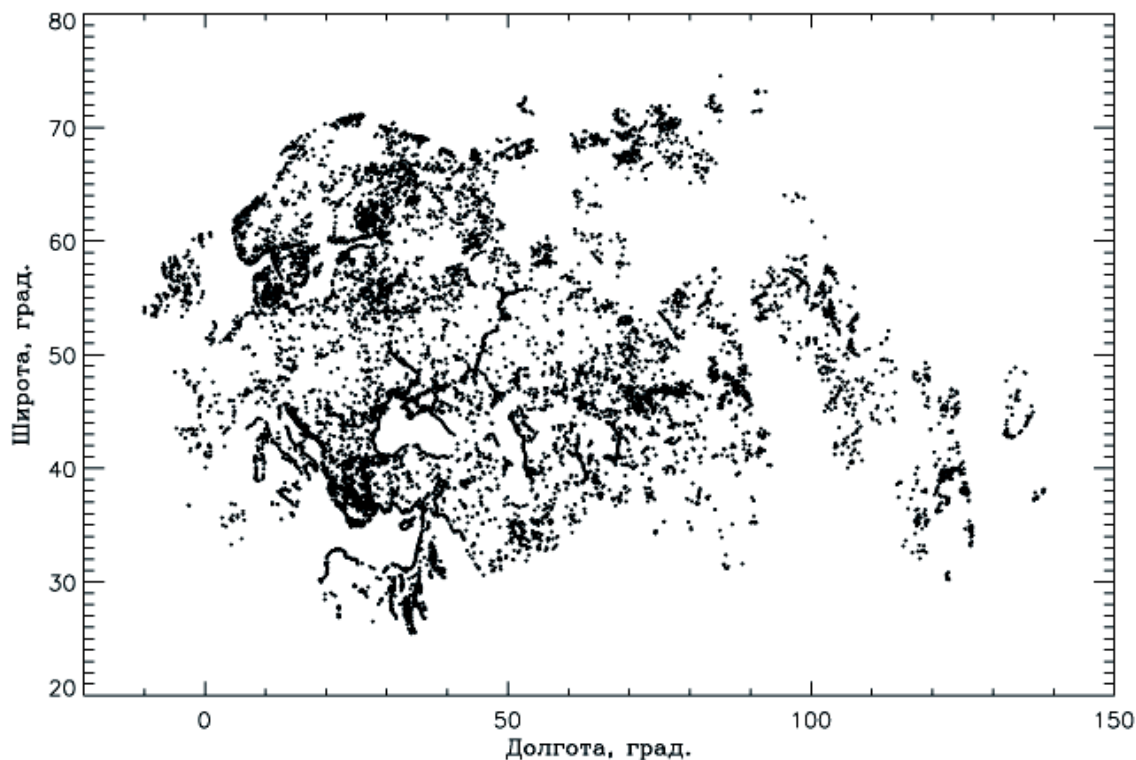


Рисунок 3.6 — Распределение верифицированных контрольных точек Landsat.

На рисунке 3.7 приведены гистограммы ошибок географической привязки изображений КМСС-2, определенных и скорректированных данным методом. В большинстве случаев ошибки геопривязки не превышали 1 пикселя (60 м), однако зарегистрированы и аномальные ошибки: до 480 м по X и до 600 м по Y.

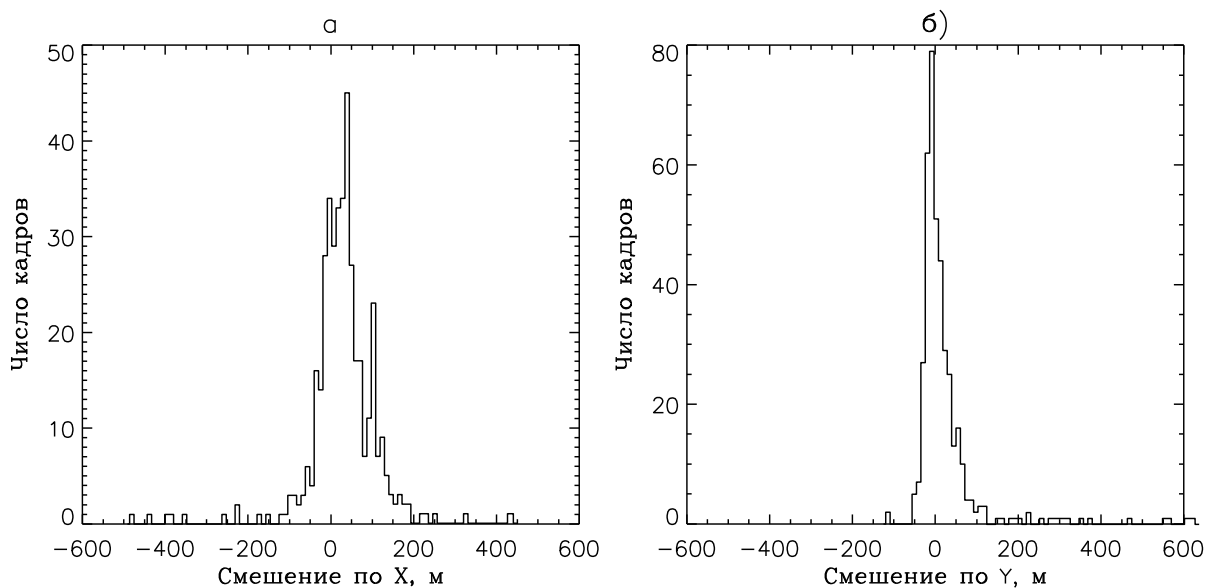


Рисунок 3.7 — Гистограммы ошибок геопривязки изображений КМСС-2 до процедуры коррекции.

Научные публикации

1. Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В. Технология коррекции географической привязки изображений комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса – на рецензии.

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

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

В 2019 г. в качестве одного из перспективных решений для применения в компактных системах сбора данных малых космических аппаратов был рассмотрен вариант использования software процессора, реализованного на ПЛИС большой ёмкости, что позволило бы существенно уменьшить размер процессорной платы в системах сбора данных (задачи которых требуют использования как ПЛИС, так и процессора).

В 2020 г. один из software процессоров Leon 3 был опробован на ПЛИС двух производителей – первичная отладка решения производилась на EP3C16 (Cyclone III), после чего полученное решение реализовывалось на A3PE3000L (PROASIC3L) фирмы Microsemi, которая является одной из перспективных для применения в системах сбора данных.

4.1 Отладочные платы для запуска процессора Leon 3

Работа с ПЛИС Cyclone III производилась на отладочной плате, которая содержит ПЛИС, процессор (не использовался), а также MRAM, SDRAM и FLASH – перечисленной периферии достаточно для запуска процессора. Внешний вид отладочной платы для ПЛИС Cyclone III приведен на рисунке 4.1.



Рисунок 4.1 — Отладочная плата для ПЛИС Cyclone III.

Для ПЛИС АЗРЕ3000L в 2019 г. был спроектирован макет компактной системы сбора данных для работы с software процессором. В 2020 г. узлы, входящие в макет, были изготовлены и отлажены. Внешний вид собранного макета представлен на рисунке 4.2.

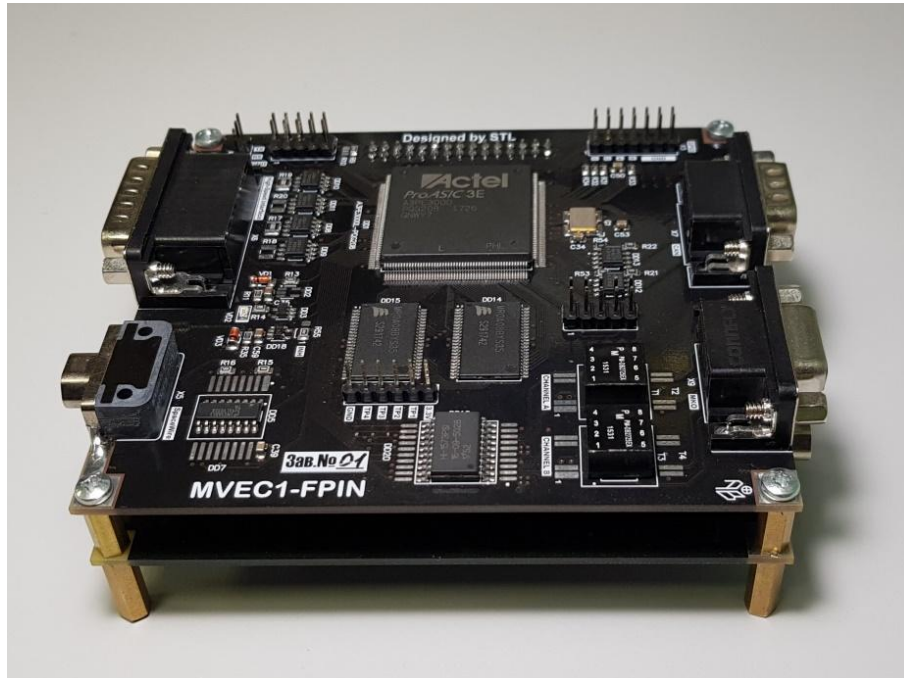


Рисунок 4.2 — Отладочная плата для ПЛИС PROASIC3L.

Структурная схема макета приведена на рисунке 4.3.

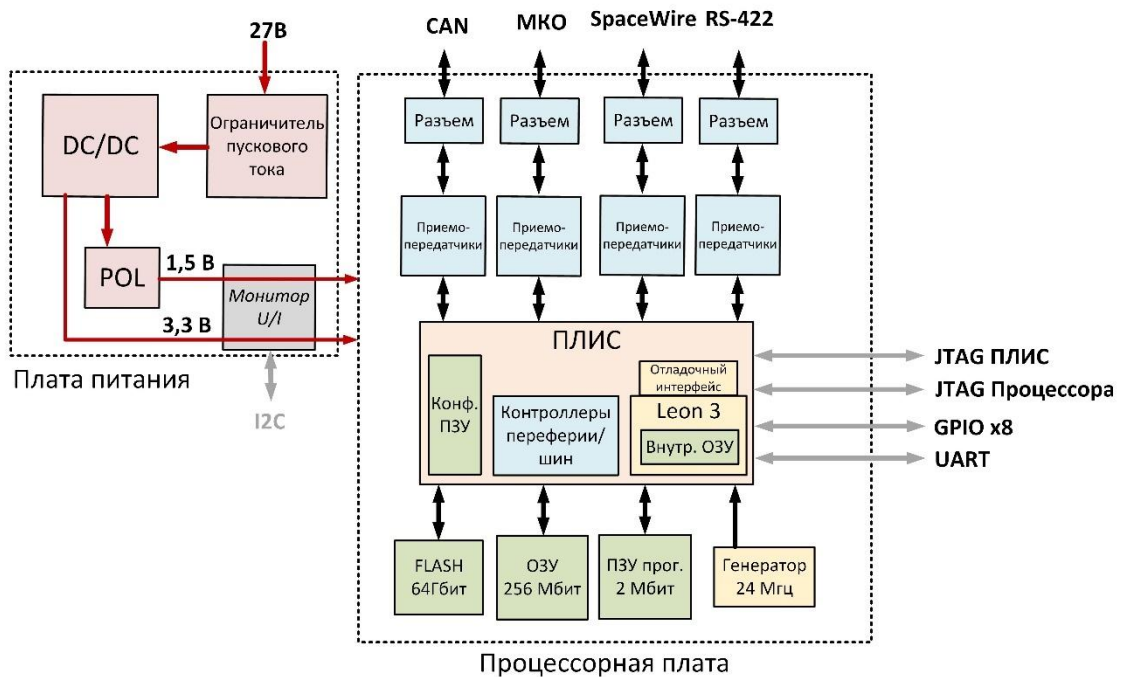


Рисунок 4.3 — Структурная схема макета компактной системы сбора данных на ПЛИС PROASIC3L.

Плата питания предназначена для формирования вторичного питания для процессорной системы (1,5 В – напряжение питания ядра ПЛИС и 3,3 В – напряжение питания периферии). Для измерения потребления процессорной системы по обеим линиям питания на плате установлены микросхемы монитора тока и напряжения – INA260. Подключение к этим микросхемам осуществлялось сторонней платой по интерфейсу I2C.

Сформированное вторичное питание через соединитель PLD-30 подается на процессорную плату, на которой установлена ответная часть — соединитель PBD-30. Данная пара имитирует прямые stacker-соединители серии HDB3 фирмы Amphenol, которые могут применяться в штатных изделиях.

На процессорной плате реализована стандартная схема включения ПЛИС АЗРЕ3000L-PQG208, включающая в себя схему формирования сигнала RESET, тактовый генератор частотой 24 МГц (КХО-V97), а также интерфейс JTAG для подключения программатора Flash Pro 4 для конфигурирования ПЛИС.

Для обеспечения работы software процессора Leon 3 на плате установлена микросхема памяти SDRAM, имеющая объем 256 Мбит, а также 2 микросхемы памяти MRAM (по 1 Мбит каждая), подключенные к общей шине адреса и управления, с разделенной шиной данных (из 2-х 8-битных шин данных формируется одна 16-битная шина).

Для программирования процессора через интерфейсы JTAG и UART на внешние соединители были выведены пользовательские выводы ПЛИС, к которым при загрузке прошивки ПЛИС подключалось software ядро процессора.

Для работы с ядром и для имитации системы сбора данных на процессорной плате были предусмотрены следующие интерфейсные блоки:

- CAN – включает в себя 2 приемопередатчика (основная и резервная линия). Интерфейс выводится на разъем DRB-9M с распиновкой, имитирующей блок БКУСНИ проекта «Ионосфера»;
- МКО – реализована схема подключения оконечного устройства к разветвителям дублированной шины;
- RS-422 – реализован интерфейс ВСИ (часто используемый в системах сбора данных) для подключения одного прибора;
- Spacewire – интерфейс с одним прибором с выходным разъемом типа Micro-D 9S.

После сборки и подачи питания на макет удалось получить доступ к конфигурированию ПЛИС, что позволило провести программирование software процессора Leon 3 и работы с периферией.

4.2 Программное обеспечение

Для работы была использована библиотека GRLIB, включающая в себя как процессор Leon 3, так и периферийные и служебные модули для построения процессорной системы. Также на сайте производителя Gaisler были доступны другие инструменты для работы с процессором.

Процесс создания программного обеспечения для процессорной системы, построенной на Leon 3, включал в себя несколько этапов, для каждого из которых использовалось различное ПО, перечисленное в таблице 4.1.

Таблица 4.1. Инструменты, используемые для создания программного обеспечения.

	Этап создания ПО	Инструменты для Cyclone III	Инструменты для PROASIC3L
ПЛИС	Generate compile scripts (make scripts)	GRLIB – встроенный скрипт makeconfig	
	Synthesis	Synplify Pro H-2013.03	
	Place&Route	Quartus II 9.0	Libero v11.9 SP3
С	Среда разработки кода	Eclipse	
	Компилятор кода	GNU GCC 10.2.0 C11, C++11 (от Gaisler)	
Отладка	Отладка	GRMON3 (от Gaisler) + GDB	

Для разработки ПО использовалась связка среды разработки Eclipse с отладчиком GDB и GRMON3. Отладочный монитор GRMON3 через внешний интерфейс UART подключался к ПЛИС и осуществлял интерфейс между процессором и отладчиком. Данная связка позволила загружать и запускать скомпилированные программные модули как вручную, так и через отладчик GDB.

4.3 Первичная отладка на макете для ПЛИС Cyclone III

Как уже отмечалось ранее, первичная отладка процессорной системы на Leon 3 производилась на ПЛИС Cyclone III. Блок схема тестовой процессорной системы на ПЛИС Cyclone III представлена на рисунке 4.4.

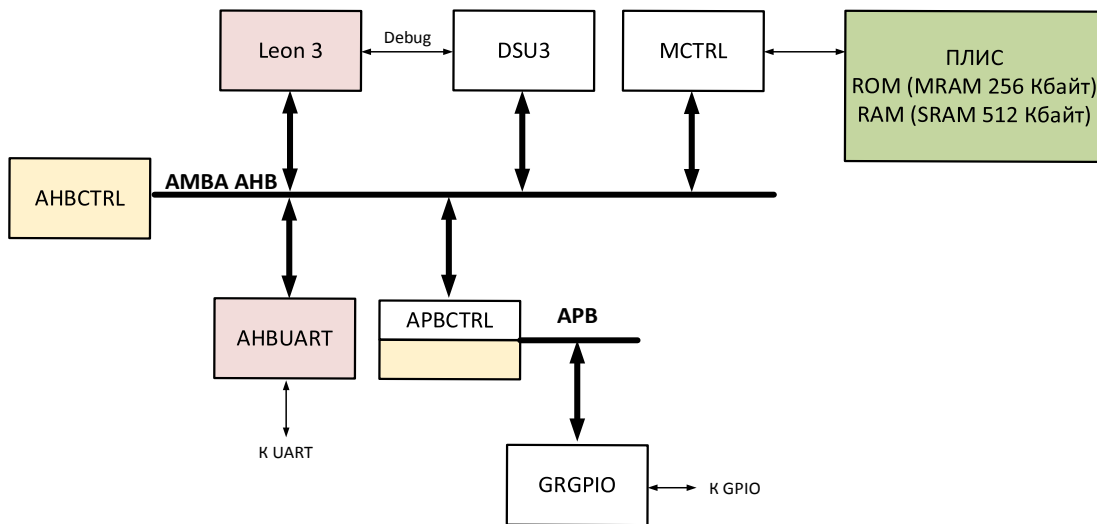


Рисунок 4.4 — Блок-схема тестовой процессорной системы на ПЛИС Cyclone III. Красным выделены устройства master на шинах, белым – устройства slave, желтым – контроллеры шин.

В системе использовалось 2 шины – АНВ и АРВ. Связь между этими шинами реализована с помощью модуля АРВCTRL, который также является АНВ-АРВ мостом.

Ядром процессорной системы являлся модуль Leon 3 с интерфейсом отладки DSU3. Связь с отладочным модулем DSU3 и отладка шины АНВ производилась с помощью модуля АНВUАRТ, выход с которого выводился на внешний интерфейс UАRТ.

Также была реализована связь с внешней памятью через модуль MCTRL, а также с выводами общего назначения через модуль GRGPIO. Все эти модули входят в состав библиотеки GRLIB.

По итогу работы с процессором реализовано следующее:

- Вывод тестовой информации в UАRТ;
- Доступ к пользовательским регистрам ПЛИС (вне процессора);
- Доступ к портам ввода-вывода (управление внешними выводами GPIO);
- Доступ к внешней памяти SDRAM и MRAM, установленным на процессорной плате;
- Создание образа для загрузки процессора, запись его в MRAM и последующая успешная загрузка после подачи питания.
- Получение доступа к процессору и процессорной системе через отладчик GRMON.

4.4 Работа с Leon 3 на макете компактной системе сбора данных на ПЛИС PROASIC3

После завершения первичной отладки процессорной системы на ПЛИС Cyclone III

полученное решение было реализовано на PROASIC 3, которая является одной из перспективных для использования в компактных системах сбора данных.

Аналогично работе с ПЛИС Cyclone III на макете с PROASIC 3 была реализована тестовая процессорная система, блок схема которой приведена на рисунке 4.4. При этом также удалось получить доступ ко всей тестовой периферии, в том числе к внешней памяти, и загрузить программу в MRAM и выполнить её загрузку при включении питания.

Для оценки перспектив концепции использования software процессора на базе ПЛИС была произведена оценка производительности процессора, реализованного на PROASIC 3, в минимальной и максимальной конфигурации при работе с внешней периферией. При проведении тестов данный процессор сравнивался с другими процессорами, активно используемыми в штатных системах сбора данных.

Производились следующие тесты:

- 1) Определение максимальной рабочей частоты;
- 2) Тест работы с памятью;
- 3) Тест работы с выводами общего назначения GPIO (выводы общего назначения процессора);
- 4) Тест работы с пользовательскими регистрами в ПЛИС (для 1986BE8T и TMS320 ПЛИС была связана с процессором через внешнюю физическую шину, для LEON 3 связь между процессором и пользовательской частью ПЛИС реализована внутри микросхемы).

Результаты сравнения представлены в таблице 4.2

Таблица 4.2. Сравнение производительности процессоров, используемых в системах сбора данных и Leon 3 в различных конфигурациях.

	Макс. такт. частота, МГц	Частота 24 МГц		
		Время теста работы с памятью, мс	Частота переключения вывода через выводы GPIO, кГц	Частота переключения вывода через регистр в памяти ПЛИС, кГц
LEON3 мин. конфигурация	25,9	145,1	207	226
LEON3 макс. конфигурация	24,2	16,1	960	3400
1986BE8T (ARM)	100	11,3	1800	-
TMS320	150	56,5	2400	-

Проанализировав результаты тестов, был сделан вывод, что производительность LEON3 на PROASIC3, в целом, ниже, чем у «hard» процессоров, что связано с увеличенными задержками в матрице ПЛИС по сравнению со специализированными микросхемами, а также недостаточной оптимизацией. Однако данной производительности вполне достаточно для использования в системах сбора данных с небольшим количеством приборов. Возможность использования software процессора для систем сбора данных, имеющих большое (>10) количество научных приборов требует отдельного анализа.

Дополнительно был проведен анализ ресурсов, используемых процессорной системой на Leon 3. Результаты анализа приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3. Ресурсоемкость процессорной системы на Leon 3 на ПЛИС АЗРЕ3000L.

	Core Cells	Block Rams (4,608 Bit)
LEON3 мин. конфигурация	12181 of 75264 (16%)	20 of 112 (17%)
LEON3 макс. конфигурация	22271 of 75264 (30%)	44 of 112 (39%)

Согласно данным, представленным в таблице 4.3, Leon 3 даже в максимальной конфигурации использует менее половины ресурсов ПЛИС, что позволяет кроме процессорной системы реализовать в ПЛИС пользовательские интерфейсные модули для работы с внешней периферией (например, с МКО, RS-422) и, в целом, использовать одну ПЛИС на всю компактную систему сбора данных.

Анализ потребления с помощью мониторов INA260 показал, что использование software процессора практически не влияет на потребление ПЛИС. Общее потребление макета составило 0,6 Вт, большая часть из которых потребляет вторичный источник питания.

4.5. Перспективы использования Leon 3

По результатам работы был собран и отлажен макет компактной системы сбора данных на ПЛИС PROASIC 3. Были успешно запущены тестовые процессорные системы на ПЛИС Cyclone III (использован существующий макет), а также на PROASIC3. Для PROASIC3 был проведен анализ производительности процессора при работе с внешней периферией системы сбора данных. Дополнительно была проанализирована ресурсоемкость и потребляемая мощность процессора и макета в целом.

Оценивая перспективы использования software процессора для компактных систем сбора данных, были выявлены следующие преимущества его использования в реальных системах:

- Экономия площади печатной платы (отсутствует внешний процессор и сопутствующие компоненты), перспективы использования таких процессоров в компактном модуле FUSIO RT фирмы 3-D Plus, который содержит в одном корпусе ПЛИС, конфигурационную память, Flash-память и SDRAM. Данный модуль может быть использована для создания сверх компактных надежных систем;

- Гибкость системы. Возможно использование нескольких процессорных ядер и другие периферийные и интерфейсные блоки;

- Экономия выводов ПЛИС (интерфейс с процессором). Возможность обмена между процессором и остальной частью ПЛИС по 32 или 64 битной шине (в текущем решении обмен производится по 16 битной шине), что увеличивает скорость обмена между устройствами;

В процессе работы с software процессором были выявлены следующие его недостатки:

- Ячейки software процессора не троированы. (При необходимости троирование должно быть реализовано самостоятельно);

- Небольшая максимальная тактовая частота работы по сравнению с hard-процессорами.

С учетом вышеперечисленных преимуществ и недостатков software процессора был сделан вывод, что для компактных систем сбора данных малых космических аппаратов данная система является перспективной, т.к. с одной стороны достигнутой производительности вполне достаточно для сбора данных с малого количества приборов, а с другой стороны обеспечивается существенная гибкость решения, позволяющая оптимизировать процессорную систему под нужны конкретного комплекса аппаратуры.

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

5.1. Методика анализа данных и описание прибора «ЛАЗМА-ЛР» на борту посадочных космических аппаратов «Луна-Ресурс-1(ПА)» и «Луна-Глоб»

Отв. исп. н.с. А.Е. Чумиков

5.1.1 Отработка методики анализа данных космического эксперимента «ЛАЗМА» на борту посадочных космических аппаратов «Луна-Ресурс-1(ПА)» и «Луна-Глоб».

Из-за различий в энергии ионизации химических элементов и из-за неоднородности поглощения энергии лазера мишенями с разными характеристиками (например, цветом, формой поверхности) при анализе с помощью лазерной ионизационной масс-спектрометрии возникает систематическая ошибка. Эта ошибка исправляется введением коэффициентов, называемых коэффициентами относительной чувствительности (КОЧ). Для анализа лунного реголита прибором ЛАЗМА-ЛР в ходе космических миссий предполагается следующая последовательность операций:

- 1) получение спектров лунного реголита;
- 2) на основе качественных (не количественных) данных об элементном составе образца будет определен тип минерала/породы;
- 3) на Земле стандартный сертифицированный образец минерала/породы того же типа будет проанализирован с помощью лабораторного аналога прибора ЛАЗМА-ЛР;
- 4) на основе спектров, полученных в лаборатории, будут рассчитаны КОЧ;
- 5) данные, полученные летным прибором, будут повторно проанализированы с применением полученных КОЧ.

Была произведена оценка точности прибора с применением описанной выше последовательности анализа. Энстатит (минерал, обнаруженный в метеоритах и лунном реголите), ранее охарактеризованный с помощью энергодисперсионной рентгеновской спектроскопии (ЭДС), был проанализирован лабораторным аналогом прибора ЛАЗМА-ЛР, идентичным летному прибору в аналитической части. Был получен массив из 600 спектров. Данные о химическом составе, полученные с помощью ЭДС, считались референсными. Для спектрального массива были рассчитаны КОЧ, и далее они были применены для анализа спектрального массива (135 спектров), полученного для того же образца энстатита с помощью летного прибора (таблица 5.1).

Средние значения концентрации матричных элементов (O, Si, Fe, Mg), определенные на основе выборки из 135 спектров, отличались от референсных значений менее чем на 3 ат.%. Стандартные отклонения содержания этих элементов находились в пределах 8 ат.%. Наименьшая точность наблюдалась для Na - разница с эталонным значением составила около 35 ат.% при содержании Na в образце около 70 ppmA. Снижение точности измерения концентраций примесных элементов в первую очередь связано с неоднородностью их пространственного распределения. Точность может быть увеличена за счет накопления большего числа спектров, но при этом следует учитывать ограниченный ресурс лазера, частоту работы лазера, а также продолжительность и режимы работы других приборов космического аппарата и всей миссии в целом.

Таблица 5.1. Характеристики точности элементного анализа с помощью лазерного ионизационного времяпролетного масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР.

Элемент	Концентрация, определенная методом ЭДС, ат.%	КОЧ	Концентрация, определенная по данным летного прибора с применением КОЧ, ат.%	Относительная ошибка, %
Al	0.034±0.004	3.427	0.027	19.7
Ca	0.108±0.011	3.064	0.120	10.9
Cr	0.003±0.003	4.164	0.002	9.9
Fe	2.881±0.029	4.017	2.813	2.4
Mg	17.028±0.068	0.763	16.576	2.7
Mn	0.012±0.006	3.084	0.015	23.5
Na	0.007±0.004	3.949	0.009	34.9
O	59.978±0.014	0.041	60.369	0.7
Si	19.937±0.052	1.000	20.053	0.6
Ti	0.013±0.007	8.627	0.016	23.1

5.1.2 Описание конструкции, научных задач, аналитических характеристик и режимов функционирования прибора «ЛАЗМА-ЛР» на борту посадочных космических аппаратов «Луна-Ресурс-1(ПА)» и «Луна-Глоб»

Описание конструкции, научных задач, аналитических характеристик и режимов функционирования космических приборов и миссий в целом представляют значительный интерес для широкого круга специалистов, работающих различных сферах науки и техники. До настоящего времени доступное широкой аудитории описание лазерного

ионизационного масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР отсутствовало, и подробные сведения о приборе были представлены в виде технической и отчетной документации. Нами подготовлено подробное описание прибора, включающее краткий обзор развития лазерных ионизационных масс-спектрометров для космических миссий, обсуждение научных задач, которые могут быть решены с помощью прибора в рамках миссий Луна-25 и Луна-27, объяснение принципа работы прибора, описание его конструкции и технических характеристик, рассмотрение его аналитических характеристик, возможных режимов и алгоритмов работы и последовательностей анализа масс-спектрометрических данных.

Лазерно-ионизационный времяпролетный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР в составе комплекса научной аппаратуры космических аппаратов Луна-25 и Луна-27 позволяет проводить элементный и изотопный анализ твердых образцов (реголита и пыли) с высокой точностью и высоким пространственным разрешением. Принцип работы прибора заключается в полной атомизации и ионизации вещества лазерным импульсом, разделением ионов при их свободном разлете в зависимости от их массы и заряда, и последующей регистрации времени пролета ионов от мишени до детектора. Прибор имеет небольшие габариты (130×206×254 мм), массу (2.8 кг) и рабочее потребление (8 Вт). Чувствительность элементного анализа составляет не менее 50 ppmA в одном спектре и 5 ppmA при анализе 100 спектров. Научные данные, полученные прибором ЛАЗМА-ЛР, могут быть применены для решения широкого круга задач, таких как геологическая характеристика мест посадки космических аппаратов, анализ состава лунной пыли, поиск редкоземельных элементов, самородных металлов и сплавов, определение содержания химически связанной воды в реголите. Выполнение этих задач способствует как изучению фундаментальных вопросов, связанных с определением условий формирования и эволюции Луны, так и решению ряда прикладных проблем ее освоения.

Публикация описания прибора может быть полезна как при разработке приборов для последующих космических миссий, так и при разработке методов анализа масс-спектрометрических данных.

Научные публикации

1. 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*. 54(3):1–8, 2020. DOI: 10.31857/S0320930X20030020.
2. Chumikov A.E., Cheptsov V.S., Managadze N.G. Accuracy of analysis of the elemental and

isotopic composition of regolith by laser time-of-flight mass spectrometry in the future Luna-Glob and Luna-Resurs-1 missions. *Solar System Research*, 54(4):317–324, 2020. DOI: 10.1134/S0038094620030028.

3. Чумиков А.Е., Чепцов В.С., Манагадзе Н.Г., Манагадзе Г.Г. Лазерный ионизационный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР на борту миссий Луна-25 и Луна-27 // *Астрономический вестник*. Направлено в редакцию.

5.2 Конечно-элементная динамическая модель прибора БУСНИ-ТГК

Отв. исп. д.т.н. Косов А.С.

5.2.1 Конечно-элементная динамическая модель прибора БУСНИ-ТГК

Введение. Многие современные научные приборы порождают очень большие информационные потоки. Это вызывает необходимость создания номенклатуры специальных средств, обеспечивающих передачу таких информационных потоков потребителям. Специалистами ИКИ РАН проведена разработка прибора БУСНИ-ТГК, который, в частности, может быть установлен на КА «Прогресс-МС» для реализации быстрого канала, до 100 Мбит/сек, передачи научной информации бортового ионозонда «ЛАЭРТ-М-ТГК» на наземные приемные станции. Работа выполнялась без привлечения внешнего финансирования.

В процессе разработки прибора БУСНИ-ТГК возникла необходимость создания конечно-элементной динамической модели (КЭМ) прибора. КЭМ должна позволять рассчитывать положение центра масс составных частей прибора, резонансные частоты колебаний, значения ускорений в различных точках прибора, возникших от внешних воздействий (удары, вибрация) на прибор.

Описание. В процессе разработки прибора в качестве базовых рассматривались следующие требования РКК «Энергия»: КЭМ должна соответствовать геометрическим параметрам её конструкционной САПР-модели; КЭМ должна быть представлена в форматах ANSYS или NASTRAN; значения частот шести первых (твердотельных) тонов КЭМ со свободными граничными условиями не должны превышать 0,001 Гц; отклонения интегральных массово-инерционных характеристик КЭМ от фактических значений конструкции не должны превышать следующих значений: по массе $\pm 2\%$, по моментам инерции $\pm 10\%$; модуль суммарного отклонения положения центра масс в КЭМ от его расположения в конструкции БУСНИ-ТГК не должен превышать 10 мм; по результатам верификации КЭМ отклонение расчётных и экспериментально определённых частот для основных энергетических («целевых») тонов колебаний (эффективные массы которых превышают 20% от суммарной массы оборудования) не должно превышать 5%, а для вторичных тонов колебаний (эффективные массы которых лежат в пределах от 5 до 20% от суммарной массы оборудования) — не более 10 %.

Исходная геометрия прибор БУСНИ-ТГК, используемая для создания КЭМ, включает в себя блок электроники (БЭ) и антенну X диапазона (8,4 ГГц). БЭ представляет

собой четырехслойную конструкцию, содержащую блоки питания, платы формирования сигналов, высокочастотные узлы. Антенна является пассивным устройством, соединенным кабелем с БЭ. Описанная выше модель представлена на рисунке 5.1, для удобства корпус сделан полупрозрачным, чтобы показать все элементы модели. Модель изначально создавалась в Autodesk Inventor, но для дальнейшего расчёта была импортирована в Siemens NX.

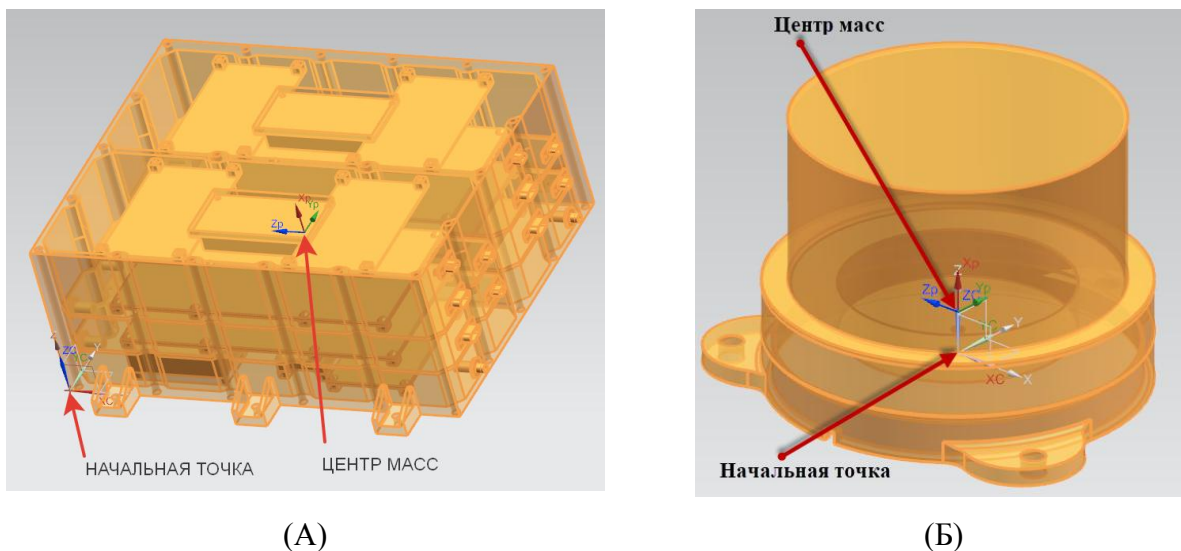


Рисунок 5.1 — Исходная модель прибора БУСНИ-ТГК: БЭ (А), антенна (Б).

Для иллюстрации работы модели в таблице 5.2 представлены результаты расчетов по КЭМ БЭ.

Таблица 5.2. Результаты расчетов БЭ по разработанной КЭМ.

п/п	Критерий	Требование	Значение	Отметка о соответствии требованию
1	Формат передаваемых матриц	ор4 текст	ор4	+
2	Метод редукции КЭМ	Крейга - Бамптона	Крейга - Бамптона	+
3	Система измерений исходной КЭМ	СИ	СИ	+
4	Максимальная частота 1х бти тонов колеб-й исходной КЭМ (СЧК_7)	< 0,001 Гц	0,001	+
5	Частота 1-го ненулевого тона колебаний незакрепленной КЭМ	Значение, Гц	896,6	+
	Соотношение СЧК_кри/СЧК_7	>= 1000	597333	+
6	Полная масса конструкции 3D модели, М_кп	Значение, кг	3,477	+
	Суммарная эффективная масса по нулевым тонам незакрепленной исходной КЭМ, М_кэм0с	Значение, кг	3,399	+
	Соотношение М_кп/М_кэм0с	<= 2 %	2	+
7	Частота 7-го тона колебаний незакрепленной исходной КЭМ (СЧК_7н)	Значение, Гц	896,6	+
	Частота 7-го тона колебаний незакрепленной редуцированной КЭМ (СЧК_7р)	Значение, Гц	896,6	+
	Относительное отклонение СЧК_7р от СЧК_7н %	<= 0,5 %	0	+
8	Суммарная эффективная масса незакрепленной редуцированной КЭМ по оси X СК КЭМ (Мэффс_дкэм_х)	Значение, кг	3,399	+
	Отношение Мэффс_дкэм_х / М_кп, %	<= 0,5 %	0	+

	Суммарная эффективная масса незакрепленной редуцированной КЭМ по оси Y СК КЭМ (Мэффс_дкэм_y)	Значение, кг	3,399	+
	Отношение Мэффс_дкэм_y / M_кп, %	<= 0,5 %	0	+
	Суммарная эффективная масса незакрепленной редуцированной КЭМ по оси Z СК КЭМ (Мэффс_дкэм_z)	Значение, кг	3,399	+
	Отношение Мэффс_дкэм_z / M_кп, %	<= 0,5 %	0	+
9	Масса исходной КЭМ (M_кэм)	Значение, кг	3,477	+
	Относительное отклонение M_кэм / M_кп, %	<= 2 %	2	+
10	Наибольшее относительное отклонение моментов инерции исходной КЭМ от реальной конструкции (вычисляется по всем элементам матрицы инерции)	<= 10 %	2,38	+
11	Наибольшее относительное отклонение между первыми тремя диагональными элементами матрицы масс исходной КЭМ (вычисляется по первым трём элементам матрицы масс исходной КЭМ)	<= 0,01 %	0	+
12	Наибольшее относительное отклонение от массы исходной конструкции для первых трех диагональных элементов матрицы масс исходной КЭМ	кг	0	+
	Координата X ЦМ Исходной КЭМ (БСК) по матрице масс ЖТ, м	Значение, м	0,12	+
	Координата Y ЦМ Исходной КЭМ (БСК) по матрице масс ЖТ, м	Значение, м	0,1	+
	Координата Z ЦМ Исходной КЭМ (БСК) по матрице масс ЖТ, м	Значение, м	0,05	+
13	Наибольшее отклонение между абсолютными значениями осевых координат центра масс исходной КЭМ, вычисленными по значениям соответствующих элементов матрицы масс жёсткого тела	<= 0,0	0	+
14	Наибольшее абсолютное отклонение между осевыми координатами центра масс исходной КЭМ в реальной конструкции, м	<= 0,010 м	0,004	+
15	Отличие значений соответствующих элементов матриц масс жесткого тела (Rigid Body) исходной КЭМ и РКЭМ, не близких к нулю	<= 0,01 %	0	+
	Отношение энергии остаточной деформации (STRAIN ENERGY) исходной модели к рассчитанному лимиту (отметка PASS/FAIL)	PASS		+
16	Отношение энергии остаточной деформации (STRAIN ENERGY) модели редуцированной по методу Крейга - Бамптона к рассчитанному лимиту (отметка PASS/FAIL)	PASS		+

Аналогичные результаты расчетов имеются по КЭМ антенны (для сокращения места не приводятся).

Заключение. В результате выполненной работы была создана КЭМ прибора БУСНИ-ТГК и проведены расчеты механических характеристик прибора. Основной результат работы – это развитие методов создания КЭМ для бортовых приборов, которые могут быть использованы в будущем для других проектов.

Научные публикации

Статьи в реферируемых журналах и сборниках:

1. V. Dehant, S. Le Maistre, R.-M. Baland, N. Bergeot, O. Karatekin, M.-J. Peters, A. Rivoldini, L. R. Lozano, O. Temel, T. Van Hoolst, M. Yseboodt, M. Mitrovic, A. S. Kosov, V. Valenta, L. Thomassen, S. Karki, K. Al Khalifeh, C. Craeye, L. I. Gurvits, J. -Ch. Marty, S. W. Asmar, W. M. Folkner. The radioscience LaRa instrument onboard ExoMars 2020 to investigate the rotation and interior of Mars // Planetary and Space Science, ISSN: 0032-0633, volume 180, January 2020.
2. Kosov A., Ping J., Gusev A., Gromov V., Dehant V., Le Maistre S., Vasilev M. Main features

of Moon's radio beacon and orbiter Ka-band receiver, included into "Luna-Resource-1" project. ИКИ РАН, сборник статей, принято к печати.

Статьи в трудах конференций:

1. A. Kosov J. Ping, A. Gusev, V. Gromov, V. Dehant, S. Le Maistre, M. Vasilev. Main features of Moon's radio beacon and orbiter Ka-band receiver, included into "Luna-Resource-1" project. 11MS3-MN-PS-19
2. A. Gusev, H. Hanada, A. Kosov, Zh. Meng, J. Ping. GEOLOGICAL EXPLORATION OF THE MOON: STRATEGIES, CONCEPTS, APPROACHES. 11MS3-MN-PS-1

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

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

Использование космических аппаратов как вблизи Земли, так и при исследованиях в дальнем космосе всегда требует решения целого ряда задач, связанных с контролем работы бортовых систем, управления ими, диагностики и восстановления их работы, а также со сбором, обработкой и передачей исследовательской информации на Землю. Во всех этих вариантах применения КА всегда очень важной и сложной оказывается проблема высокодостоверного приёма, а также передачи цифровых данных по спутниковым и космическим каналам связи, которые характеризуются высоким уровнем шума и возникающими вследствие этого ошибками в принимаемых цифровых данных. Но для правильной работы КА и для доверия к проводимым в космосе измерениям и экспериментам вероятность подобных ошибок нужно доводить до очень малых величин порядка 10^{-5} – 10^{-7} на бит, а в некоторых случаях и до ещё меньших значений.

Решением этих вопросов как на теоретическом, так и на прикладном уровне занимается теория помехоустойчивого кодирования (ТК). Развитие ТК позволило за последние 60 лет достичь определённых успехов в решении задач повышения достоверности передачи данных по шумящим каналам. Опубликованные статьи посвящены анализу представленных различными авторами результатов, а также новым достижениям автора статей и его коллег по научной школе Оптимизационной теории (ОТ), которой руководит проф. В.В. Золотарёв.

Постановка проблемы хорошего эффективного декодирования состоит в том, чтобы обеспечить при наименьших вычислительных затратах устройств исправления ошибок, называемых декодерами, минимальных уровней остаточных ошибок в принимаемых сообщениях с учётом той плотности ошибок, которая выявляется на входе устройств приёма цифровых данных у получателя информации. Автор проф. В.В. Золотарёв имеет большой 50-летний опыт работы в этой области. Он опубликовал 10 книг по методам кодирования и издал в соавторстве единственный в РФ справочник по помехоустойчивому кодированию. Научным редакторами и рецензентами всех его монографий являются академики РАН.

В представленных в отчёте за 2020 г. работах автор вместе с наиболее видными членами РАН: академиком Н.А. Кузнецовым и членом-корреспондентом Ю.Б. Зубаревым,

а также с участниками школы ОТ описывает основные полученные ими результаты по увеличению допустимого входного уровня шума при декодировании, что в ТК является особенно трудной задачей. При этом у автора отчёта применяемые им декодеры имеют существенно меньшую сложность, чем аналогичные устройства, относящиеся к другим направлениям развития ТК.

Важной является и выполненная в статьях весьма непростая задача анализа кризисной ситуации, сложившейся в ТК традиционного направления. В статьях рассмотрены некоторые примеры недостаточно высоких общих характеристик методов, не относящихся к направлению ОТ. Обсуждаются причины сложившейся ситуации, связанной с неадекватными методами исследования и создания алгоритмов декодирования. Автором отчёта предложены пути повышения характеристик декодирования, указано на недопустимость использования определённых методов, которые не повышают общий уровень технологий кодирования. Там же сделаны выводы о возможных наиболее перспективных направлениях коррекции ошибок, в частности, блоковых алгоритмах Витерби (БАВ), многопороговых декодерах (МПД) и других направлениях работ. На некоторые из них автор отчёта недавно получил патенты РФ.

Разработки ИКИ РАН в области помехоустойчивого кодирования являются исключительно полезными как в плане повышения практических возможностей передачи цифровых данных в космических экспериментах, так и с точки зрения теоретических достижений. В предисловии к монографии автора отчёта, изданной в 2018 г., академик РАН Н.А. Кузнецов указал, что многие результаты автора в области теории кодирования являются открытиями. И добавил, что автор стал первым в мире специалистом, который может обоснованно претендовать на полное решение им проблемы Шеннона, которая и состоит именно в том, чтобы обеспечивать простое и высокодостоверное декодирование в каналах с большим уровнем шума.

Применение методов, характеризуемых автором отчёта как наиболее перспективные, позволяет для КА самого широкого назначения повысить достоверность принимаемых цифровых данных и скорость их передачи. На самих КА также возможно снизить необходимые энергетические затраты при организации сеансов связи и уменьшить в случае необходимости размеры используемых антенн, что в ряде случаев создаёт хорошие условия для модернизации КА и более эффективной их работы в условиях космоса.

В 2020 г. получены следующие результаты по алгоритмам декодирования:

1. Блоковая реализация алгоритма Витерби (БАВ), на которую у В.В. Золотарёва получен патент РФ, оказывается для коротких кодов в 3–5 раз более быстрой, чем

известная до недавнего времени у других авторов другая менее технологичная версия оптимального декодера. При выборе длинных кодов преимущество БАВ Золотарёва будет ещё более значительным.

2. Для многопорогового декодера (МПД), исследованиями которого также занимается В.В. Золотарёв, получены экспериментальные результаты, согласно которым он эффективно исправляет ошибки при передаче данных по каналу, в котором вероятность ошибок примерно на порядок больше, чем при тех же условиях у декодеров других авторов, организованных на других принципах.

По этой тематике опубликованы 2 статьи в рецензируемых журналах, написанные с участием академика РАН Н.А. Кузнецова и члена-корреспондента Ю.Б. Зубарева.

Научные публикации

1. Кузнецов Н.А., Золотарёв В.В., Овечкин Г.В., Назиров Р.Р., Саты-Балдина Д.Ж., Омирбаев Е.Д. Обзор проблем полярных кодов с позиции технологий Оптимизационной Теории помехоустойчивого кодирования. // «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», 2020, М., ИКИ РАН, Т.17, №4, с.9–26.

2. Зубарев Ю.Б., Золотарёв В.В., Смагин М.С. Преодоление системного кризиса в теории информации // М., «Вестник связи», №8, 2020, с.25-35.

Раздел 6. Разработка систем малогабаритных космических аппаратов

Отв. исп. И.В. Козлов

6.1 Создание бортовых систем для малогабаритных космических аппаратов

6.1.1 В данном отчете изложены и рассмотрены варианты технического построения бортовых систем малогабаритных космических аппаратов (МКА) на примере системы энергоснабжения (СЭС), описаны основные функции и параметры, предложены варианты практической реализации.

6.1.2 Современная тенденция миниатюризации, захватывающая все области нашей жизни, не обошла стороной и космическую отрасль. Благодаря успехам высоких технологий, у специалистов и разработчиков космических аппаратов, появилась возможность разрабатывать и создавать бортовые системы и приборы для малогабаритных космических аппаратов (МКА), массой менее ста килограммов, которые явились адекватной заменой большим космическим аппаратом.

6.1.2 К основным преимуществам такого рода систем можно отнести следующее:

- небольшой срок разработки, изготовления и наземных испытаний;
- возможность установки на борт МКА практически всего состава бортовых систем, присущих большому космическому аппарату (ориентации, электропитания, теплового режима, управления, радиосвязи и вычислительного комплекса);
- снижение риска больших финансовых потерь при аварийном старте или неудачном выведении аппарата на заданную орбиту.

6.1.3 Основной концепцией создания и разработки современных бортовых систем для МКА должно явиться следующее:

- создание последних за счет современных достижений в области микроэлектроники и информатики, массового производства новейших комплектующих и материалов;
- разработка унифицированных космических платформ, обеспечивающих оптимальное размещение всех необходимых бортовых систем на борту МКА;
- обеспечение надежности и длительной автономной работоспособности, как за счет тщательной наземной отработки, так и за счет выбора оптимальной структуры и характеристик бортовых систем и приборов.

6.1.4 Перечень бортовых систем, входящих в состав практически любого космического аппарата, представлен на рисунке 6.1.

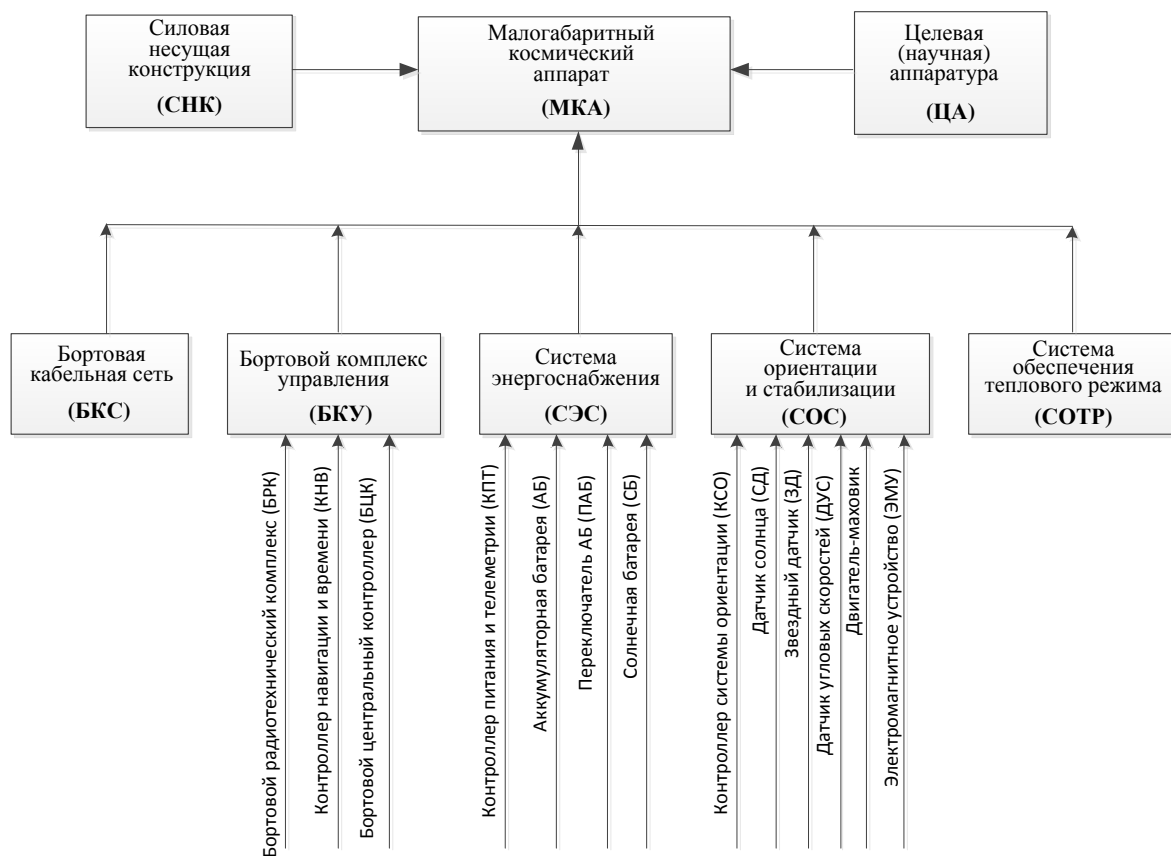


Рисунок 6.1 — Блок-схема состава космического аппарата.

6.1.5 Представленное на рисунке 6.1 разбиение на системы является условным и его можно разделить на служебную часть, которая обеспечивает работоспособность и функционирование второй части – полезной нагрузки в виде ЦА.

6.1.6 После анализа возможных построений различных бортовых систем для МКА, рассмотрим более подробно вариант построения на примере системы энергоснабжения (СЭС).

6.1.7 Как известно, система электроснабжения предназначена для обеспечения бортовых систем спутника электрической энергией постоянного тока на своих выходных шинах мощностью в соответствии с циклограммой энергопотребления в течение всего срока активного существования аппарата, т.е. СЭС должна обеспечивать бортовые служебные системы и полезную нагрузку (ЦА) с момента перехода на бортовое питание (БП), и до окончания срока активного существования.

6.1.8 Опыт, накопленный в России и за рубежом показывает, что применение солнечных батарей (СБ), использующих фотоэлектрическое преобразование солнечной энергии в электрическую, и бортовых химических аккумуляторов (БХА), в качестве

накопителей электроэнергии, является наиболее приемлемы для условий эксплуатации МКА. Использование других источников энергии на настоящем этапе нецелесообразно, т.к. они уступают по своим массо-энергетическим характеристикам фотоэлектрическим преобразователям (ФЭП) и БХА.

6.1.9 На рисунке 6.2 представлена расчетная циклограмма потребления на одном витке с учетом сеанса связи, когда предполагается работа бортовых радиопередающих устройств.

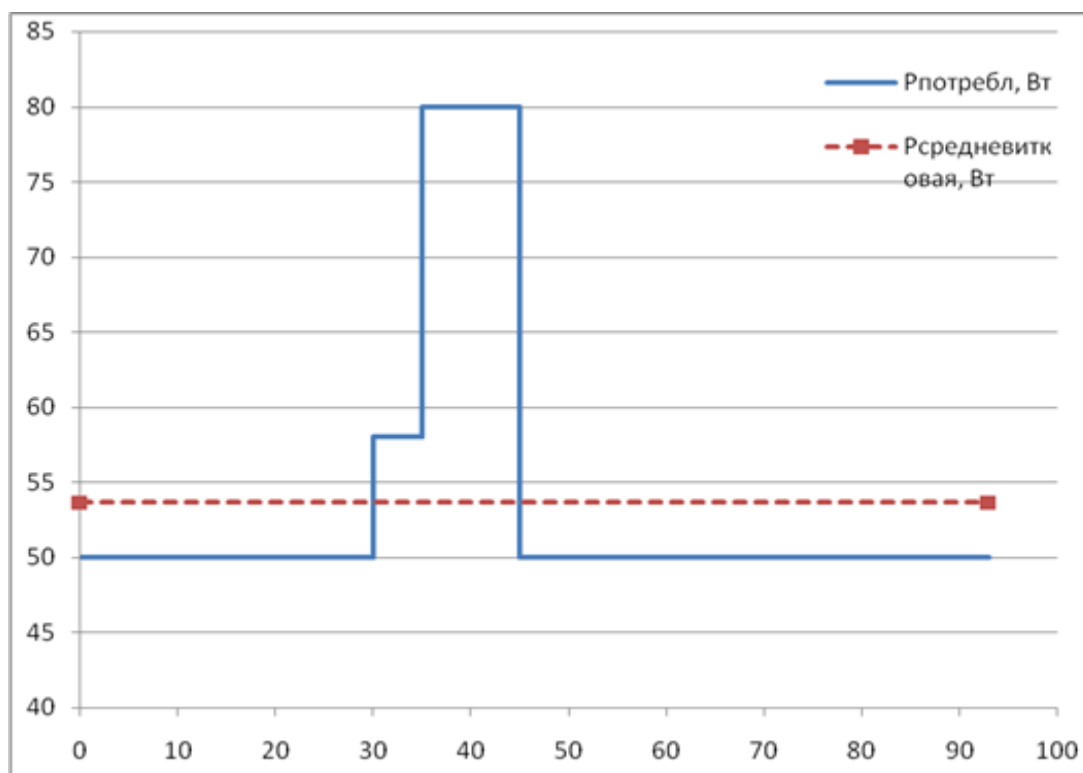


Рисунок 6.2 — Расчетная циклограмма потребления на одном витке.

6.1.10 Данная расчетная циклограмма энергопотребления характеризуется постоянным энергопотреблением мощностью 50 Вт в течение 94 минут и дополнительным энергопотреблением полезной нагрузки мощностью 80 Вт в течение 12 минут на каждом витке.

6.1.11 Для удобства корректировки и анализа циклограмма преобразована к двухуровневому виду. Нижний уровень нагрузки представляет собой усредненную мощность условной дежурной нагрузки, которая постоянна в течение витка, а верхний уровень – максимальную мощность (см. рисунок 6.2).

6.1.12 Такой подход практически не отражается на точности расчетов в силу малых изменений уровня переменной нагрузки и равномерного ее распределения в пределах витка.

6.1.13 При выборе схемы построения системы СЭС, предлагается использовать опыт, накопленный при разработке аналогичных микроспутников, таких как «Колибри», «Юбилейный», «Можаец», «Чибис-М», «Гатьяна», «Бауманец» и др.

6.1.14 При этом надо учитывать, что отсутствие гермоотсека на МКА приводит к необходимости разработки конструкций БХА и другой аппаратуры СЭС приспособленной к условиям работы в вакууме, а также повышенным требованиям к конструкции системы обеспечения теплового режима (СОТР), осуществляющей необходимый теплоотвод от аппаратуры СЭС.

6.1.15 Так были разработаны предварительные технические характеристики СЭС для обеспечения реализации будущих проектов, таких как «Грозовой комплекс» и «Трабант» (таблица 6.1).

Таблица 6.1. Основные технические характеристики СЭС.

Характеристика	Значение
Напряжение на выходе СЭС, В	12,5 ⁺² _{-2,5}
Высота орбиты, км	500
Наклонение орбиты, °	52
Максимальная мощность СБ в начале ресурса, Вт в конце ресурса	90 85
Гарантийный срок, лет, не менее, в том числе: - летной эксплуатации - наземной эксплуатации (с учетом хранения и транспортирования)	1 3
Площадь ФЭП, м ²	0,46
Геометрическая площадь СБ, м ²	0,5
Удельная мощность трехкаскадных GaAs ФЭП при 25° С в начале ресурса, Вт/м ²	380
Суммарный ток заряда/разряда БХА, А	4,5/6,5
Ориентация СБ	постоянная на Солнце
Количество подсистем СЭС, штук	2
Количество БХА в подсистеме, штук	1
Тип БХА	10НМГ-10
Масса СЭС (без СБ), кг	4

6.1.16 Для реализации основных технических характеристик системы СЭС,

приведенных в таблице 6.1, потребуется следующая конфигурация СЭС в составе следующих основных блоков (см. рисунок 6.1):

- раскрывающиеся створки панелей солнечных батарей с элементами фотопреобразователей (СБ);
- химические аккумуляторные батареи (БХА);
- контроллер электропитания (в составе КПП);
- переключатель аккумуляторных батарей (ПАБ)

6.1.17 С учетом вышеизложенных требований к разрабатываемым системам СЭС, предлагаются следующие технические решения:

- СЭС должна создаваться на основе СБ с применением БХА в качестве накопителя электроэнергии и электронных регуляторов, обеспечивающих необходимое напряжение на выходных шинах СЭС, регулирование зарядно-разрядного режима БХА и защиту БХА от перезаряда и переразряда;

- для обеспечения заданных показателей надежности СЭС должна строиться из двух параллельно включенных одинаковых энергетических подсистем.

Примечания:

1) Солнечные батареи должны обеспечивать преобразование падающего потока Солнечной радиации в электроэнергию с диапазоном рабочих напряжений: 10,0...12,6 В и пиковой генерируемой мощностью порядка 50 Вт.

2) Химическая аккумуляторная батарея должна обеспечивать аккумуляцию электроэнергии на освещенном участке орбиты МКА.

3) Опыт создания в ИКИ РАН микроспутников показал, что в данных аппаратах также очень важны пространство и вес, что делает процесс выбора и создания системы СЭС очень непростым делом.

6.1.18 В качестве химических аккумуляторных батарей предлагается выбирать никель-кадмиевые аккумуляторы. Они по сравнению с другими типами аккумуляторных батарей допускают наибольшее (до 7000) количество зарядно-разрядных циклов и обладают наилучшей стойкостью к перезаряду.

6.1.19 Для оснащения батарей СБ предлагается использовать трёхпереходные арсенид-галиевые фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), которые характеризуются незначительным уменьшением максимальной мощности и напряжения холостого хода за 1 год (2% и 1% соответственно).

6.1.20 Основные параметры данных ФЭП приведены в таблице 6.2.

Таблица 6.2. Основные характеристики GaAs ФЭП.

Параметр	Значение параметра
Удельная теплоёмкость ФЭП, Дж/(м ² ·°С)	1620
Коэффициент поглощения солнечных лучей на лицевой поверхности ФЭП	0,92
Коэффициент поглощения солнечных лучей на тыльной поверхности ФЭП	0,151
Степень черноты лицевой поверхности ФЭП	0,9
Степень черноты тыльной поверхности ФЭП	0,81
Удельная максимальная мощность ФЭП, Вт/м ² 360–380	
Ток короткого замыкания одного элемента ФЭП, А	0,441
Напряжение холостого хода одного элемента ФЭП, В	2,570
Оптимальное напряжение одного элемента ФЭП, В	2,310
Оптимальный ток одного элемента ФЭП, В	0,402

6.1.21 В целом же, создание оптимальной структуры системы СЭС потребует предварительного расчета ее параметров, который должен основываться на балансе энергии за виток и балансе мощности в каждый момент времени, что позволит с помощью несложных математических расчетов определить необходимую мощность и площадь СБ, а также параметры зарядно-разрядного режима БХА.

6.1.22 Разрабатываемая система СЭС должна обеспечивать электропотребление как полезной нагрузки, так и служебных систем, согласно заданной циклограмме (см. рисунок 6.3) как в начале ресурса, так и в конце ресурса на орбите с максимальной затенённостью.

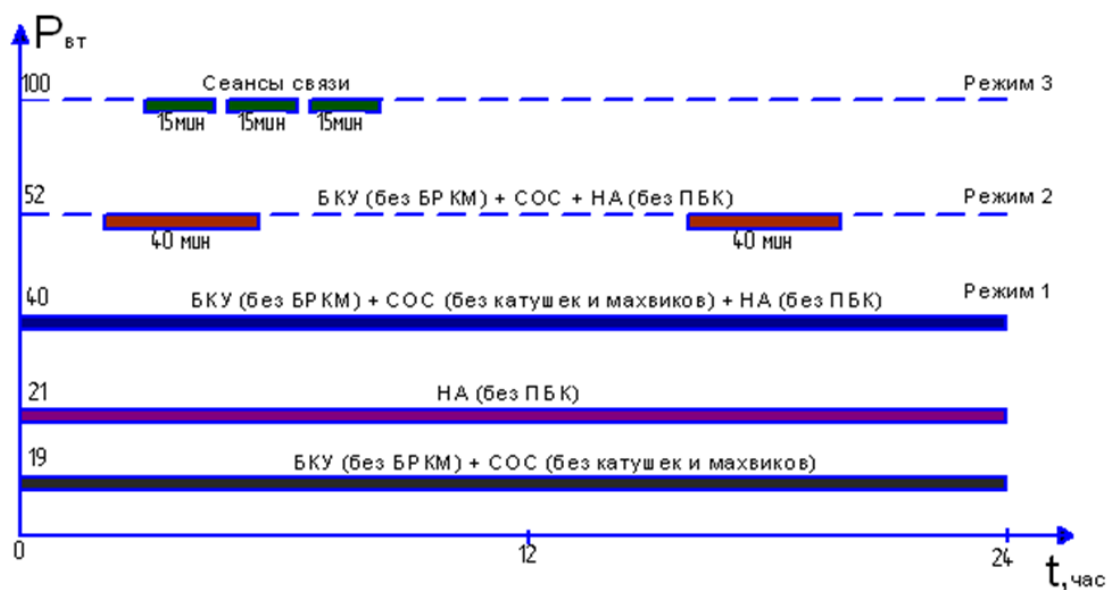


Рисунок 6.3 — Пример суточной циклограммы работы МКА на орбите.

6.1.23 Как видно из рисунка 6.3, оптимальным режимом работы с точки зрения энергетики является режим 1, когда не работают радиопередающие системы спутника (БРКМ и ПБК), система СОС находится в пассивном состоянии (не работают электромагнитные катушки и маховики).

6.1.24 Режим 2 предназначен для активизации системы СОС с целью поддержания или коррекции заданной ориентации МКА. Предполагается, что больше двух раз в сутки такой режим включать не потребуется.

6.1.25 Самым энергоемким режимом с точки зрения энергопотребления является режим 3, когда во время сеансов связи с наземными приемными пунктами происходит включение бортовых радиопередающих устройств (БРКМ и ПБК) и сброс на Землю ТМИ. Исходя из опыта управления МС «Чибис-М», будем считать, что проводить более 3 сеансов в сутки не потребуется.

6.1.25 В случае реализации технологии запуска МКА с использованием системы транспортно-пускового контейнера (ТПК) и транспортного грузового корабля (ТГК) «Прогресс-М», который после отделения от РС МКС должен совершить маневр по поднятию своей орбиты на высоту около 500 км по специальной программе, то в этом случае в состав системы СЭС должен войти дополнительный соединительный кабель, который предназначен для подзарядки аккумуляторных батарей МКА после отстыковки ТГК от МКС до точки отделения МКА от ТПК.

ВЫВОДЫ:

- 1) Одной из важнейших бортовых систем любого космического аппарата, которая в первую очередь определяет его тактико-технические характеристики, надежность и срок службы, является система СЭС.
- 2) Выбор и проектирование системы энергоснабжения нужно производить исходя из общих требований к системе СЭС и конкретных, диктуемых целевой направленностью проектируемого МКА.
- 3) Проблемы разработки, исследования и создания систем СЭС космических аппаратов имеют в настоящее время первостепенное значение, а их решение позволит выйти по удельно-массовым показателям и срокам активного существования на мировой уровень.

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

Отв. исп. И.Г. Аверьянова

7.1 Сведения о полученной нормативно-технической документации ИКИ РАН

Таблица 7.1. Сведения о полученной нормативно-технической документации ИКИ РАН за период январь–октябрь 2020 г.

Документация	Количество	Примечание
Стандарты (государственные военные, национальные РФ, межгосударственные)	12	
Технические условия	11	
Отраслевые стандарты	3	
Изменения ГОСТ, ОСТ, ТУ	30	
Национальные стандарты. Указатель 2020 (по состоянию на 1 января 2020 г.)	1	В трех томах
Национальные стандарты. Информационный указатель	9	
Отмененные и замененные национальные стандарты. Указатель (по состоянию на 1 января 2020 г.)	1	
Нормативные документы национальной и межгосударственной систем стандартизации. Аннотированный перечень 2020	1	
Изменения сводного перечня документов по стандартизации оборонной продукции	4	
Классификатор ЕСКД	2	
Перечень ЭКБ 01-22-2019	1	46 книг
Изменение к перечню ЭКБ 01-22-2019	1	
Перечень ЭКБ-К. Редакция 2019 г.	1	
Альбомы, указатели, рекомендации по применению (ЭРИ)	3	

7.2 Оснащение нормативно-технической документацией

Сведения о разработке документации по проектам, экспериментам, темам в ИКИ РАН за период январь–октябрь 2020 года представлены в таблице 7.2.

Таблица 7.2. Сведения о разработке документации.

Документация	Количество документов	Количество листов по форматам				Проект, тема, эксперимент
		A4	A3	A2	A1	

Конструкторская, программная, технологическая, техническая	3 618	12 779	1 003	275	132	Астродатчик-ИКИ Астрокорректор БТН-Нейтрон 2 ГАММА-400 Грозовой комплекс Дриада Ионознд Луна-Глоб, Луна-Ресурс-1 (ПА), Луна-Ресурс-1 (ОА) МВН Метеор-М МКС-Наука-2020 ПТК Резонанс-МКА Сирена-ВКО-ИКИ СПЕКТР-РГ СПЕКТР-УФ ЭкзоМарс-2016, 2020 ГОЗ
--	-------	--------	-------	-----	-----	--

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

За период январь–октябрь 2020 года было разработано 3618 документов, из них листов формата А4 – 12779, А3 – 1003, А2 – 275, А1 – 132.

В таблице 7.3 приведены выдержки из инвентарной книги для нескольких изделий.

Таблица 7.3. Выдержки из инвентарной книги.

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
1	Конструкторская	КНА "Луна-Ресурс-1" (ОА). Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.201229.075ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
2	Конструкторская	ВТК-10	НРДК.201231.086	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
3	Конструкторская	ВТК-10. Габаритный чертеж	НРДК.201231.086ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
4	Конструкторская	ВТК-10. Схема оптическая принципиальная	НРДК.201231.086ЛЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
5	Конструкторская	ВТК-10. Сборочный чертеж	НРДК.201231.086СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
6	Конструкторская	ВТК-10. Схема электрическая соединений	НРДК.201231.086Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
7	Конструкторская	ВТК-10. Схема электрическая подключения	НРДК.201231.086Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
8	Конструкторская	ВТК-50	НРДК.201231.087	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
9	Конструкторская	ВТК-50. Габаритный чертеж	НРДК.201231.087ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
10	Конструкторская	ВТК-50. Схема оптическая принципиальная	НРДК.201231.087ЛЗ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
11	Конструкторская	ВТК-50. Сборочный чертеж	НРДК.201231.087СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
12	Конструкторская	ВТК-50. Схема электрическая соединений	НРДК.201231.087Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
13	Конструкторская	ВТК-50. Схема электрическая подключения	НРДК.201231.087Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
14	Конструкторская	НК. Расчет надежности	НРДК.201231.123РР1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
15	Конструкторская	НК. Расчет радиационной стойкости	НРДК.201231.123РР3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
16	Конструкторская	ТМ ОБ НК	НРДК.201231.156	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
17	Конструкторская	ТМ ОБ НК. Сборочный чертеж	НРДК.201231.156СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
18	Конструкторская	ТМ ОГ-ЗД	НРДК.201231.164	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
19	Конструкторская	ТМ ОГ-ЗД. Сборочный чертеж	НРДК.201231.164СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
20	Конструкторская	ТМ ОГ-ЗД. Схема электрическая принципиальная	НРДК.201231.164Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
21	Конструкторская	ТМ ОГ-НК	НРДК.201231.165	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
22	Конструкторская	ТМ ОГ-НК. Сборочный чертеж	НРДК.201231.165СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
23	Конструкторская	ТМ ОГ-НК. Схема электрическая принципиальная	НРДК.201231.165Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
24	Конструкторская	ТМ ОГ-ШНК	НРДК.201231.166	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
25	Конструкторская	ТМ ОГ-ШНК. Сборочный чертеж	НРДК.201231.166СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
26	Конструкторская	ТМ ОГ-ШНК. Схема электрическая принципиальная	НРДК.201231.166Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
27	Конструкторская	Астрокорректор АК. Габаритный чертеж	НРДК.201231.237ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
28	Конструкторская	Астрокорректор АК. Схема деления структурная	НРДК.201231.237Е1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
29	Конструкторская	Астрокорректор АК. Схема электрическая подключения	НРДК.201231.237Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
30	Конструкторская	АИС-Э	НРДК.201231.245	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
31	Конструкторская	АИС-Э. Схема деления структурная	НРДК.201231.245Е1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
32	Конструкторская	АИС-Э. Технические условия	НРДК.201231.245ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
33	Конструкторская	АИС-Э. Формуляр	НРДК.201231.245ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
34	Конструкторская	АИС-Э. Схема электрическая подключения	НРДК.201231.245Э5	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
35	Конструкторская	ОГ-Э. Габаритный чертеж	НРДК.201231.246ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
36	Конструкторская	ГММ НК	НРДК.201231.247	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
37	Конструкторская	ГММ НК. Перечень элементов	НРДК.201231.247ПЭ6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
38	Конструкторская	ГММ НК. Схема электрическая общая	НРДК.201231.247Э6	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
39	Конструкторская	Макет ФПУ КАМ50М-СВР. Программа и методика испытаний	НРДК.408116.008ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
40	Конструкторская	Макет ФПУ КАМ50М-СВР. Паспорт	НРДК.408116.008ПС	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
41	Конструкторская	Макет ФПУ КАМ50М-СВР. Руководство по эксплуатации	НРДК.408116.008РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
42	Конструкторская	Макет ФПУ КАМ20М-СВР. Паспорт	НРДК.408116.009ПС	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
43	Конструкторская	Макет ФПУ КАМ20М-СВР. Руководство по эксплуатации	НРДК.408116.009РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
44	Конструкторская	БИ-В с оснасткой. Программа и методики приемо-сдаточных испытаний	НРДК.421417.154ПМ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
45	Конструкторская	БИ-В с оснасткой. Паспорт	НРДК.421417.154ПС	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
46	Конструкторская	БИ-В с оснасткой. Руководство по эксплуатации	НРДК.421417.154РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
47	Конструкторская	КПА АИС-Э. Руководство по эксплуатации	НРДК.421417.164РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
48	Конструкторская	БКП-02	НРДК.441461.211	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
49	Конструкторская	БКП-02. Перечень элементов	НРДК.441461.211ПЭ4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
50	Конструкторская	БКП-02. Сборочный чертеж	НРДК.441461.211СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
51	Конструкторская	БКП-02. Схема электрическая соединений	НРДК.441461.211Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
52	Конструкторская	БИ КИА БКУСНИ	НРДК.441461.212	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
53	Конструкторская	БИ КИА БКУСНИ. Сборочный чертеж	НРДК.441461.212СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
54	Конструкторская	БИ КИА БКУСНИ. Схема электрическая соединений	НРДК.441461.212Э4	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
55	Конструкторская	Оснастка транспортная КАМ-О/ЭМ	НРДК.442229.006	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
56	Конструкторская	Оснастка транспортная КАМ-О/ЭМ. Сборочный чертеж	НРДК.442229.006СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
57	Конструкторская	БОД-Э. Габаритный чертеж	НРДК.466539.086ГЧ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
58	Конструкторская	КИА КМСС-2. Ведомость эксплуатационных документов	НРДК.468212.128ВЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
59	Конструкторская	КИА КМСС-2. Руководство по эксплуатации	НРДК.468212.128РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
60	Конструкторская	КИА КМСС-2. Технические условия	НРДК.468212.128ТУ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
61	Конструкторская	КИА КМСС-2. Формуляр	НРДК.468212.128ФО	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
62	Конструкторская	КИА ФПУ КАМ	НРДК.468212.131	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
63	Конструкторская	КИА ФПУ КАМ. Программа и методика приемо-сдаточных испытаний	НРДК.468212.131ПМ1	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
64	Конструкторская	КИА ФПУ КАМ. Паспорт	НРДК.468212.131ПС	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
65	Конструкторская	КИА ФПУ КАМ. Руководство по эксплуатации	НРДК.468212.131РЭ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
66	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.005	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
67	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.005СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
68	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.005Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
69	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.014	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
70	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.014СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
71	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.014Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
72	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.291	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
73	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.291СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
74	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.291Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
75	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.292	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
76	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.292СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
77	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.292Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
78	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.293	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
79	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.293СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
80	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.293Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
81	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.294	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
82	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.294СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
83	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.294Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
84	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.295	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
85	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.295СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
86	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.295Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
87	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.296	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
88	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.296СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
89	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.296Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
90	Конструкторская	Кабель	НРДК.685691.297	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
91	Конструкторская	Кабель. Сборочный чертеж	НРДК.685691.297СБ	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
92	Конструкторская	Кабель. Схема электрическая принципиальная	НРДК.685691.297Э3	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
163	Конструкторская	Заглушка	НРДК.711242.022	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
164	Конструкторская	Емкость тепловая	НРДК.713311.015	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
165	Конструкторская	Емкость тепловая	НРДК.713311.016	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
166	Конструкторская	Емкость тепловая	НРДК.713311.017	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
167	Конструкторская	Емкость тепловая	НРДК.713311.018	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
168	Конструкторская	Кольцо	НРДК.713454.003	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
169	Конструкторская	Стойка	НРДК.715111.074	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
170	Конструкторская	Втулка	НРДК.715211.072	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
171	Конструкторская	Втулка	НРДК.715211.074	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
172	Конструкторская	Втулка	НРДК.715211.076	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
173	Конструкторская	Плита	НРДК.731153.781	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
174	Конструкторская	Плита	НРДК.731153.782	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
175	Конструкторская	Планка 1 БУСК	НРДК.741128.057	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
176	Конструкторская	Планка 2 БУСК	НРДК.741128.058	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
177	Конструкторская	Планка 3 БУСК	НРДК.741128.059	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
178	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.061	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
179	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.062	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
180	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.110	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
181	Конструкторская	Планка 1 БУТР	НРДК.741128.111	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
182	Конструкторская	Планка 2 БУТР	НРДК.741128.112	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
183	Конструкторская	Планка 3 БУТР	НРДК.741128.113	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
184	Конструкторская	Радиатор	НРДК.741128.114	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
185	Конструкторская	Плита	НРДК.741128.717	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
186	Конструкторская	Гребень	НРДК.741128.718	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
187	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.719	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
188	Конструкторская	Плата СВЧ	НРДК.741128.720	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
189	Конструкторская	Планка	НРДК.741128.721	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
190	Конструкторская	Пластина	НРДК.741128.722	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
191	Конструкторская	Крышка СВЧ	НРДК.741128.724	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
192	Конструкторская	Плата НЧ	НРДК.741128.767	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
193	Конструкторская	Крышка	НРДК.741128.808	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
194	Конструкторская	Опора	НРДК.741134.259	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
195	Конструкторская	Радиатор	НРДК.741134.260	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
196	Конструкторская	Пластина	НРДК.741224.029	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
197	Конструкторская	Пластина	НРДК.741224.030	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

№ п/п	Документация	Наименование	Обозначение	Код
198	Конструкторская	Корпус нижний БУСК	НРДК.741474.518	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
199	Конструкторская	Корпус верхний БУСК	НРДК.741474.519	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010
200	Конструкторская	Уголок	НРДК.741562.020	ГОСТ 2.201-80, СТО НРДК.000.015-2010

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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

Выполненные в 2020 году исследования и эксперименты по отдельным направлениям темы дали конкретные и ожидаемые результаты:

- Завершена разработка технологии оптимизации звездных каталогов для датчиков ориентации КА. Совместно со специалистами РКК «Энергия» выработана концепция дальнейшего развития работ по автономной навигации КА. Успешно идут работы по разработке оптических методов сближения и стыковке КА в космическом пространстве. Развиваются методы и технология координатной привязки материалов съемки с борта КА «Метеор-М» №3 2-2. Получены конкретные и очень важные для практического использования результаты по исследованию радиационной стойкости матричных приемников излучения. (Раздел 1).

- Развиваются работы по созданию бортовых масс-спектрометров, предназначенных для установки на космические аппараты «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1». Получены результаты исследований по повышению помехоустойчивости каналов космической связи (Раздел 2).

- Выполнены очередные этапы работ по разработке и испытаниям высоконадежных систем управления научной аппаратурой (Раздел 3), по разработке малогабаритных космических аппаратов для научных исследований (Раздел 4), по обновлению научно-производственного центра ИКИ РАН для создания перспективной космической аппаратуры (Раздел 5).

Наиболее важные результаты работ 2020 года:

Авторы: Г.А. Аванесов, Е.Б.Белинская, Н.Н. Брысин Н.И. Снеткова, Н.А. Строилов, О.В. Филиппова, В.А. Шамис, Я.Д. Эльяшев, Б.А. Юматов.

Завершена разработка технологии оптимизации звездных каталогов для датчиков ориентации КА. Новая технология составления бортовых звездных каталогов учитывает последние достижения в области астрометрии, полученные в ходе реализации европейского проекта Gaia. В рамках создания технологии 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

7,8m и все звезды окружения до 13m в радиусе 15'. Микрокаталоги объединены в «Базовый каталог звезд», содержащий 375263 звезды. Технология обеспечивает формирование бортовых каталогов для разных типов приборов на основе базового в автоматическом режиме. В 2021 г. начнутся работы по внедрению новой технологии в практику формирования бортовых звездных каталогов. Внедрение новой технологии не будет быстрым. Содержащийся в звездных датчиках ориентации каталог звезд составляет метрологическую основу этого класса приборов. Любое совершенствование каталогов требует большого времени для накопления статистических данных по их применению и аккуратности в анализе полученных результатов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Публикации по теме ВЕКТОР

Всего научных публикаций в 2020 г. – 12, в т.ч. статьи в зарубежных изданиях – 2, статьи в отечественных научных рецензируемых журналах – 8, статей в сборниках материалов и трудов конференций – 2. Число публикаций, подготовленных в соавторстве с зарубежными учёными – 3.

Статьи в зарубежных изданиях

1. Chumikov A.E., Cheptsov V.S., Managadze N.G. Accuracy of analysis of the elemental and isotopic composition of regolith by laser time-of-flight mass spectrometry in the future Luna-Glob and Luna-Resurs-1 missions. *Solar System Research*, 54(4):317–324, 2020. DOI: 10.1134/S0038094620030028.

2. 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, volume 180, January 2020, 104776.

Статьи в отечественных научных рецензируемых журналах

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

2. Кобелева А.А., Воронков С.В., Прохорова С.А. Влияние радиации на ключевые параметры матричных фотоприемных устройств // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т.17. № 1. С. 80-88.

3. 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*. 54(3):1–8,

2020. DOI: 10.31857/S0320930X20030020.

4. Кузнецов Н.А., Золотарёв В.В., Овечкин Г.В., Назиров Р.Р., Саты-балдина Д.Ж., Омирбаев Е.Д. Обзор проблем полярных кодов с позиции технологий Оптимизационной Теории помехоустойчивого кодирования // М., «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», 2020, ИКИ РАН, Т.17, №4, с.9–26.

5. Зубарев Ю.Б., Золотарёв В.В., Смагин М.С. Преодоление системного кризиса в теории информации // М., «Вестник связи», №8,2020, с.25-35.

6. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С., Михайлов М.В. Отработка технологии автономной навигации КА дальнего космоса на Международной Космической Станции // М., «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», 2020, ИКИ РАН, Т.17, №7. DOI будет присвоен в конце декабря.

7. Гришин В.А., Жуков Б.С. Особенности проблемы распознавания образов применительно к задачам относительной навигации при стыковке космических аппаратов // М., «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», 2020, ИКИ РАН, Т.17, №7. DOI будет присвоен в конце декабря.

8. Гришин В.А., Бережков А.В. Информационное обеспечение задач стыковки космических аппаратов, подготовка эталонов и отработка алгоритмов распознавания и измерения // М., «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», 2020, ИКИ РАН, Т.17, №7. DOI будет присвоен в конце декабря.

Статьи в сборниках материалов и трудов конференций

1. Kosov A., Ping J., Gusev A., Gromov V., Dehant V., Le Maistre S., Vasilev M. Main features of Moon's radio beacon and orbiter Ka-band receiver, included into "Luna-Resource-1" project // The Eleventh Moscow Solar System Symposium (11M -S³). IKI RAS, 5-9 October 2020. 11MS3-MN-PS-19. С. 238.

2. Gusev A., Hanada H., Kosov A., Meng Zh., Ping J. GEOLOGICAL EXPLORATION OF THE MOON: STRATEGIES, CONCEPTS, APPROACHES // The Eleventh Moscow Solar System Symposium (11M -S³). IKI RAS, 5-9 October 2020. 11MS3-MN-PS-01. С. 190.