

ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ «РОСКОСМОС»

АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР «ПРОГРЕСС»

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»



ОПЫТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «АИСТ-2Д»

АИСТ-2Д

ОПЫТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ
МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ
АППАРАТ «АИСТ-2Д»



Самара
2017



РОСКОСМОС

Государственная корпорация по космической
деятельности «РОСКОСМОС»



РКЦ ПРОГРЕСС

Акционерное общество «РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР «ПРОГРЕСС»



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ



САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. Королева»

Самара
2017

Государственная корпорация по космической
деятельности «РОСКОСМОС»

Акционерное общество «РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР «ПРОГРЕСС»

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. Королева»

ОПЫТНО- ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «АИСТ-2Д»

Самара
2017

УДК 629.78:528.8
062

Редакционный совет:

Д-р техн. наук **А.Н. Кирилин**, д-р техн. наук **Р.Н. Ахметов**,
д-р техн. наук, чл.-корр. РАН **Е.В. Шахматов**,
д-р техн. наук **С.И. Ткаченко**

Коллектив авторов

Д-р техн. наук **А.Н. Кирилин**, д-р техн. наук **Р.Н. Ахметов**, д-р техн. наук,
чл.-корр. РАН **Е.В. Шахматов**, д-р техн. наук **С.И. Ткаченко**, канд. техн. наук
А.И. Бакланов, д-р техн. наук **В.В. Салмин**, д-р техн. наук **Н.Д. Семкин**, канд.
техн. наук **И.С. Ткаченко**, д-р техн. наук **О.В. Горячкин**

062 Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». – Самара:
Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.: илл.
ISBN 978-5-93424-785-1

В книге представлены общие сведения об опытно-технологическом малом космическом аппарате (ОТ МКА) «АИСТ-2Д». Аппарат разработан АО «РКЦ «Прогресс» в кооперации с Самарским национальным исследовательским университетом имени академика С.П. Королева в ходе реализации комплексного проекта создания высокотехнологичного производства по договору № 02.G36.31.0001 между АО «РКЦ «Прогресс» и «Минобрнауки России», заключенному по итогам открытого конкурса в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 г. № 218 и на основании «Тактико-технического задания на опытно-конструкторскую работу «Создание космического комплекса на основе унифицированной платформы опытно-технологического малого космического аппарата», утвержденного генеральным директором АО «РКЦ «Прогресс» 28.05.2013 г.

МКА «АИСТ-2Д» предназначен для отработки комплекса существенно новой целевой аппаратуры дистанционного зондирования Земли, а также для проведения исследований воздействия условий космического пространства на ряд систем, агрегатов, материалов, покрытий. Дается описание аппарата, его технические характеристики, состав бортовых систем, целевой и научной аппаратуры, рассматривается конструкция платформы. Описывается способ его выведения на орбиту, наземный комплекс управления ОТ МКА, приводятся первые результаты летно-конструкторских испытаний аппарата.

Печатается по решению издательского совета Самарского научного центра Российской академии наук.

ISBN 978-5-93424-785-1

© А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов, С.И. Ткаченко и др., 2017

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	8
Организации-исполнители	11
1. МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «АИСТ-2Д»	16
1.1. Общие сведения	16
1.2. Назначение и состав	27
1.2.1. Проектирование аппарата	29
1.3. Универсальная космическая платформа	33
1.3.1. Бортовая система контроля и управления	36
1.3.2. Система управления движением	41
1.3.3. Система электропитания	52
1.3.4. Система обеспечения теплового режима	59
1.4. Комплекс целевой аппаратуры	60
1.4.1. Комплекс широкозахватной мультиспектральной оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ видимого диапазона	60
1.4.2. Оптико-электронная аппаратура «Аврора»	69
1.4.2.1. Оптическая схема объектива ОЭА «Аврора»	70
1.4.2.2. Функциональное построение ОЭА «Аврора»	78
1.4.2.3. Конструкция оптико-электронного аппарата	79
1.4.2.4. Технология и оборудование для сборки и юстировки объектива	82
1.4.2.5. Основные тактико-технические характеристики ОЭА	86
1.4.3. Комплекс оптико-электронной целевой аппаратуры дистанционного зондирования МКА «АИСТ-2Д»	88
1.4.3.1. Состав аппаратуры и работа КОЭЦА	91
1.4.4. Комплекс аппаратуры наблюдения в ИК-диапазоне	110
1.4.5. Бортовое запоминающее устройство	115
1.4.6. Бортовая радиолиния	117
1.4.7. Бистатический радиолокатор с синтезированной апертурой, работающий в Р-диапазоне частот	121
1.4.7.1. Принципы построения многопозиционной РСА.....	122
1.4.7.2. Особенности построения бортового радиопередающего устройства БиРЛК	125
1.5. Комплекс научной аппаратуры	137
1.5.1. Датчик масс-спектрометрический ДМС-01	142
1.5.2. Датчик частиц ДЧ-01	147
1.5.3. Аппаратура «МЕТЕОР-М»	152
1.5.4. Компенсатор микроускорений КМУ-1	157
1.5.5. Комбинированная экспериментальная аппаратура (КЭА)	176

1.5.5.1. Блок электроники комбинированной мультисенсорной системы	177
1.5.5.2. Модуль экспериментальной литиевой батареи	179
1.5.5.3. Модуль экспериментальной фотоэлектрической батареи	182
1.5.5.4. Модуль с экспериментальным оптоволоконным датчиком	184
1.5.6. Технологическая аппаратура обмена информацией через сеть «Глобалстар» «Контакт-МКА»	185
1.6. Конструкция малого космического аппарата «АИСТ-2Д»	188
1.6.1. Конструктивно-компоновочная схема универсальной космической платформы	188
1.6.2. Размещение целевой и научной аппаратуры	190
1.7. Наземная экспериментальная отработка МКА	190
2. СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ	205
2.1. Основные характеристики РКН	206
2.2. Ракета-носитель «Союз-2-1а»	207
2.3. Блок выведения «Волга»	208
2.4. Схема выведения КА	209
3. НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА, УПРАВЛЕНИЯ ПОЛУЧЕНИЯ И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ	214
3.1. Наземный комплекс управления	216
3.2. Комплекс радиотехнических средств приема информации ДЗЗ	220
3.3. Комплекс целевого планирования	224
3.4. Комплекс обработки информации	226
3.5. Комплекс хранения и информационного взаимодействия	236
4. НАЗЕМНЫЙ НАУЧНЫЙ КОМПЛЕКС	237
4.1. Общие сведения. Состав и назначение	237
4.2. Планирование работы аппаратуры ДЗЗ	238
4.3. Планирование работы комплекса научно-технологической аппаратуры МКА «АИСТ-2Д»	239
5. ПЕРВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЛКИ МКА «АИСТ-2Д»	244
5.1. Работа УКП	244
5.2. Работа целевой аппаратуры	249
5.3. Работа научной аппаратуры	302
5.4. Варианты построения перспективных МКА на базе МКА «АИСТ-2Д»	309
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	313
Список использованных источников	314
Список сокращений	318





Уважаемые читатели!

Вы держите в руках книгу, целью написания которой было представить новую совместную разработку нашего предприятия с Самарским национальным исследовательским университетом имени академика С.П. Королева – малый космический аппарат «АИСТ-2Д».

Этот аппарат уникален по ряду причин.

Первая – опытно-технологический научно-образовательный МКА «АИСТ-2Д», созданный при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ и Правительства Самарской области, фактически является исследовательской лабораторией, позволяющей в реальных условиях околоземного космоса отработать принципиально новые виды техники для дистанционного зондирования Земли в широком диапазоне параметров наблюдения, а также аппаратуру для исследования воздействия факторов космического пространства на конструкцию спутника и динамику его движения по орбите.

Вторая – МКА «АИСТ-2Д» вместе с КА «Ломоносов» и наноспутником SamSat-218 явился первой полезной нагрузкой, успешно выведенной на орбиту самарской ракетой-носителем «Союз-2-1а» с нового российского космодрома «Восточный».

Третья – разработка МКА «АИСТ-2Д» привела не только к созданию в РКЦ «Прогресс» современного наземного комплекса управления космическими аппаратами ДЗЗ, но и к организации высокотехнологичного производственно-испытательного комплекса малых космических аппаратов на территории Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева.

Аппарат был создан в течение трех лет, что стало возможным благодаря развитию и укреплению деловых связей нашего предприятия и крупнейшего вуза Самары, расширению кооперации с предприятиями отрасли, а также применению самых современных технологий при создании аппарата.

Хочется пожелать успешной работы аппарату «АИСТ-2Д» на орбите, выполнения всей намеченной программы исследований с перспективой на дальнейшее эффективное использование малых космических лабораторий при создании образцов современной космической техники.

Уверен, что настоящее издание будет интересно как специалистам в области космического аппаратостроения, так и широкому кругу читателей.

Генеральный директор
АО «РКЦ «Прогресс»,
д.т.н., профессор

А.Н. Кирилин



Уважаемые коллеги, дорогие друзья!

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева долгие годы связывают глубокие всесторонние научные, образовательные, производственные отношения с одним из ведущих предприятий ракетно-космической отрасли России – Государственным научно-производственным ракетно-космическим центром «ЦСКБ-Прогресс», ныне акционерным обществом «Ракетно-космический центр «Прогресс».

Ученые, аспиранты, специалисты университета проводят по заказу предприятия НИОКРовские работы в обеспечение создания новых образцов ракетно-космической техники. В частности, разработаны и широко внедрены в практику производства металлорезиновые амортизаторы, создано оборудование для получения на борту научных космических аппаратов типа «ФОТОН», «БИОН» условий микрогравитации, проведен ряд исследований прочности конструкций, динамики полета космических аппаратов, методов обработки информации дистанционного зондирования Земли и многое другое.

Самарский национальный исследовательский университет имени С.П. Королева (Самарский университет) – один из первых отечественных вузов, направивших усилия университетской науки на создание малых космических аппаратов. Так, в период с 1989 по 1990 год космическими аппаратами серии «Ресурс-Ф» производства РКЦ «Прогресс» на орбиту было выведено шесть наших микроспутников «ПИОН-М», предназначенных для уточнения модели верхних слоев атмосферы.

В 2013 году начали работу на орбите два микроспутника «АИСТ» совместной разработки РКЦ «Прогресс» и Самарского университета. Эти аппараты, успешно функционирующие больше трех лет, предназначены как для отработки новой космической платформы, так и для изучения магнитного поля Земли, регистрации микрометеоритной обстановки на различных орбитах, решения ряда образовательных задач с использованием получаемой телеметрической информации собственным наземным комплексом управления.

Малый космический аппарат «АИСТ-2Д», представленный в настоящей книге, по сути, является космической лабораторией, предназначенной для отработки в условиях космического пространства целого ряда технологий, систем, аппаратуры,

обладающих существенной новизной, а также исследований воздействия условий космического пространства на материалы и покрытия конструкции и работоспособность аппаратуры. МКА «АИСТ-2Д» – совместная разработка АО «РКЦ «Прогресс», Самарского университета, Поволжского государственного университета телекоммуникаций и информатики – выведен на орбиту 28 апреля 2016 года самарской РН «Союз-2-1а» с космодрома «Восточный». Летно-конструкторские испытания аппарата успешно продолжаются. Надеюсь, что их результаты дадут новый импульс развитию плодотворного сотрудничества нашего университета с РКЦ «Прогресс» и другими предприятиями ракетно-космической отрасли.

*Ректор Самарского национального
исследовательского университета
имени академика С.П. Королева,*

*д.т.н., профессор,
чл.-корр. РАН*



Е.В. Шахматов

ОРГАНИЗАЦИИ-ИСПОЛНИТЕЛИ, НАУЧНЫЕ РУКОВОДИТЕЛИ И РАЗРАБОТЧИКИ

КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС «АИСТ-2»

Заказчик:

АО «РКЦ «ПРОГРЕСС»:

Генеральный конструктор проекта:

Ахметов Равиль Нургалиевич

Главные конструкторы систем космического комплекса «АИСТ-2»:

Стратилатов Николай Ремирович

Шапаренко Павел Юрьевич

Шепелев Алексей Иванович

Типухов Владимир Александрович

Рясной Николай Владимирович

Лукашук Иван Петрович

Андреев Валерий Всеволодович

Сократов Сергей Иванович

Головной исполнитель

по малому космическому аппарату «АИСТ-2Д»:

АО «РКЦ «ПРОГРЕСС»:

Генеральный директор

Кирилин Александр Николаевич

Первый заместитель генерального директора – генеральный конструктор

Ахметов Равиль Нургалиевич

Первый заместитель генерального директора – главный инженер

Тюлевин Сергей Викторович

Первый заместитель генерального директора по экономике и финансам

Наумов Константин Викторович

Заместитель генерального директора по производству

Пашистов Владимир Владимирович

Заместитель главного инженера по испытаниям

Иванов Олег Иванович

Заместитель главного инженера – начальник испытательного центра

Лукин Евгений Борисович

***Соисполнители по целевой аппаратуре
космического аппарата:***

ПАО «КРАСНОГОРСКИЙ ЗАВОД ИМ. С.А. ЗВЕРЕВА»:

Генеральный директор

Калюгин Вадим Станиславович

Главный конструктор ОЭА «Аврора»:

Герасименко Владимир Владимирович

НПП «ОПТЭК»:

Заместитель генерального директора АО «РКЦ «Прогресс» – директор филиала – главный конструктор

Бакланов Александр Иванович

ЗАО НПП «САИТ»

Директор

Сафронов Дмитрий Николаевич

Заместитель директора, главный конструктор

Кузьменко Андрей Александрович

ПГУТИ:

И.о. ректора ПГУТИ

Мишин Дмитрий Викторович

Главный конструктор РЛК

Горячкин Олег Валерьевич

Соисполнители по бортовой аппаратуре космического аппарата:

ПАО «САТУРН»:

Генеральный директор

Лихонос Сергей Дмитриевич

Главный конструктор по направлению БС

Битков Владимир Александрович

Главный конструктор по направлению АБ

Лихонос Сергей Дмитриевич

ООО «НИЛАКТ ДОСААФ»:

Генеральный директор

Ямников Валентин Степанович

Главный конструктор БСКУ

Папков Александр Павлович

ООО «НПП «АНТАРЕС»:

Генеральный директор

Пылаев Юрий Константинович

Главный конструктор КИЧЭ «Грифон»

Пылаев Юрий Константинович

ИКИ РАН

Генеральный директор

Зеленый Лев Матвеевич

Заместитель директора ИКИ РАН

Назир Равиль Равильевич

Главный конструктор ОЭП

Бессонов Роман Валерьевич

НИИ КОМАНДНЫХ ПРИБОРОВ

Генеральный директор

Мкртычян Александр Рачикович

Первый зам. генерального директора, первый зам. главного конструктора

Башкеев Николай Иванович

НПП «КП «КВАНТ»

Генеральный директор

Гергерт Виктор Александрович

Главные конструкторы ПОЗ

Подпригора Владимир Борисович

Заместитель главного конструктора ПОЗ

Абалмасов Сергей Валентинович

ООО НПП «ТАИС»

Генеральный директор

Дроздов Анатолий Павлович

Главный конструктор

Гончаров Константин Анатольевич

*Головной исполнитель по научной аппаратуре
космического аппарата:*

**ФГАОУВО «САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»:**

Ректор Самарского университета

Шахматов Евгений Владимирович

Первый проректор по науке и инновациям

Прокофьев Андрей Брониславович

Научные руководители проекта «АИСТ»

Салмин Вадим Викторович

Сойфер Виктор Александрович

Ткаченко Сергей Иванович

Ткаченко Иван Сергеевич

Научные руководители по разработке и изготовлению научной аппаратуры

Семкин Николай Данилович (ДЧ-01, КМУ-1, ДМС-01, Метеор-М)

Воронов Евгений Константинович (ДЧ-01, КМУ-1, ДМС-01, Метеор-М)

Белоконов Игорь Витальевич (НТА «Контакт»)

Леонович Георгий Иванович (НА «КЭА»)

Авторы выражают глубокую благодарность специалистам и ученым, внесшим наибольший вклад как в создание МКА «АИСТ-2Д», так и в подготовку настоящего издания:

Канд. техн. наук **В.И. Абрашкин**, канд. ф.-м. наук **В.Л. Алаторцев**, **О.А. Алаторцева**, **К.М. Андриевский**, **А.Н. Афонин**, **М.В. Белая**, **А.В. Борисенков**, канд. техн. наук **М.В. Борисов**, **Г.В. Бунтов**, **М.Т. Бушнев**, **О.В. Васюткина**, канд. техн. наук **В.И. Везенов**, **Г.И. Вишневский**, **О.В. Власенко**, канд. техн. наук **К.Е. Воронов**, **Е.Ю. Галаева**, **А.Д. Гапонов**, **В.В. Герасименко**, **С.В. Головяшкин**, **Д.Е. Готин**, **А.П. Гринько**, **Н.Б. Губин**, **А.С. Гуртов**, **В.И. Дмитренко**, **Н.А. Долгополов**, **А.С. Дорофеев**, **Р.С. Дюльдин**, **К.И. Ершов**, **В.В. Жевако**, **Б.Г. Женгуров**, **В.В. Жуков**, канд. техн. наук **А.А. Журавлев**, **Ю.Е. Железнов**, **С.В. Ивков**, **В.В. Калинин**, канд. техн. наук **М.П. Калаев**, **А.И. Китаев**, канд. техн. наук **М.В. Клошников**, **А.И. Комаров**, канд. техн. наук **Е.В. Космодемьянский**, **А.П. Корнаушенков**, **П.А. Костенков**, **Р.К. Кудрявцев**, **А.А. Кузьменко**, **О.П. Курова**, **И.Г. Курков**, д-р техн. наук **Г.И. Леанович**, **А.В. Логвин**, **И.Н. Лосев**, **Е.Б. Лукин**, **Д.В. Лучин**, **И.А. Малахов**, **А.С. Мастюгин**, **Р.В. Матвеев**, **С.И. Миненко**, канд. техн. наук **В.Г. Небога**, **К.В. Невоструев**, **В.Ф. Новиков**, **Е.С. Останкова**, **В.В. Пашистов**, **Ю.В. Петрунина**, канд. техн. наук **А.В. Пияков**, канд. техн. наук **И.В. Пияков**, **В.М. Подольский**, канд. техн. наук **Р.А. Помельников**, канд. техн. наук **А.П. Попков**, **В.А. Поспелов**, д-р техн. наук **А.Б. Прокофьев**, канд. техн. наук **Ю.Я. Пузин**, канд. техн. наук **Ю.К. Пылаев**, **Е.А. Радин**, **С.В. Радучев**, **П.Н. Разживалов**, **А.В. Рашупкин**, канд. техн. наук **Д.В. Родин**, **Д.Н. Сафронов**, канд. техн. наук **С.Л. Сафронов**, **И.В. Сивкова**, **С.Н. Скляров**, **В.Г. Слащев**, канд. техн. наук **А.А. Сочивко**, **М.Ю. Сподобаев**, **С.В. Степанов**, канд. техн. наук **А.Д. Сторож**, канд. техн. наук **Н.Р. Стратилатов**, **В.А. Типухов**, канд. ф.-м. наук **А.М. Телегин**, **С.И. Трифонов**, канд. техн. наук **С.В. Тюлевин**, **А.А. Тюрин**, **А.В. Филатов**, канд. техн. наук **Ф.Н. Филатов**, канд. техн. наук **Р.Р. Халилов**, **Д.В. Халтус**, **А.В. Хватов**, **С.Н. Хохлов**, **Е.Н. Хохлов**, **Е.А. Чванов**, **М.В. Четвергов**, **П.Ю. Шапаренко**, **С.М. Шатохин**, **А.А. Шумаров**, **Г.В. Федорова**, **Д.В. Юрин**, **В.С. Якунин**.

1. МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «АИСТ-2Д»

1.1. Общие сведения

Разработка нового малого космического аппарата для решения задач дистанционного зондирования Земли, исследований космического пространства и решения проектно-технологических задач современной космической техники велась в рамках комплексного проекта АО «РКЦ «Прогресс» и Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева (Самарский университет) «Создание высокотехнологичного производства маломассогабаритных космических аппаратов наблюдения с использованием гиперспектральной аппаратуры в интересах социально-экономического развития России и международного сотрудничества», реализованного по Постановлению Правительства РФ от 09.04.2010 г. № 218 (Договор № 02.G36.31.0001 между акционерным обществом «Ракетно-космический центр «Прогресс» и Министерством образования и науки Российской Федерации об условиях предоставления и использования субсидии на реализацию комплексного проекта по созданию высокотехнологичного производства, выполняемого с участием Самарского университета.

Опыт плодотворного научного взаимодействия между университетом и предприятием ракетно-космической промышленности был накоплен при создании, запуске на орбиту и успешной трехлетней эксплуатации двух малых космических аппаратов научно-образовательного назначения серии «АИСТ» [1, 2, 3].

Космический аппарат «АИСТ-2Д» (шифр изделия 198КС) создан коллективом АО «РКЦ «Прогресс» со вновь сформированной под эгидой молодежного КБ предприятия кооперацией по инициативе и непосредственном участии (в части разработки и изготовления комплекса научной аппаратуры) ученых, аспирантов и специалистов Самарского университета. Радиолокационная аппаратура была разработана специалистами Поволжского государственного университета телекоммуникаций и информатики.

Краткая справка: История АО «РКЦ «Прогресс» (г. Самара) началась в 1894 году в Москве с небольшой велосипедной фабрики «Дукс», основанной Юлием Меллером. В 1909 году завод «Дукс» перешел на выпуск авиационной техники и вскоре стал ведущим авиастроительным пред-

приятием царской России. «Дукс» изготавливал знаменитые самолеты «Ньюпор», «Моран», «Фарман», а также дирижабли «Кречет», «Дукс», «Ястреб». В 1919 году завод был переименован в Государственный авиационный завод № 1 (ГАЗ № 1). В советские годы предприятие успешно освоило производство многочисленных экспериментальных и серийных образцов авиационной техники: самолеты-разведчики Р-1, Р-5; истребители И-1, И-5, И-15, И-153, МиГ-1. В 1941 году за освоение производства новой авиационной техники заводу было присвоено имя И.В. Сталина.

В октябре 1941 года авиационный завод № 1 был эвакуирован из Москвы в Куйбышев и возобновил свою деятельность под руководством директора А.Т. Третьякова и главного инженера В.Я. Литвинова. 10 декабря 1941 года на новом месте был выпущен первый МиГ-3, собранный из деталей, привезенных из Москвы. К концу декабря было изготовлено 27 таких машин. 25 декабря 1941 года завод приступил к серийному выпуску штурмовиков Ил-2.

Авиационный завод № 1 внес огромный вклад в Победу нашей страны над фашистской Германией: каждый шестой самолет, воевавший на фронтах Великой Отечественной, был изготовлен в цехах завода. В годы войны было освоено производство самолетов: МиГ-3 (до 1942 г.), Ил-2, Ил-10 (1941-1945 гг.). Всего за годы войны ГАЗ № 1 передал фронту 11 768 штурмовиков Ил-2, 1225 штурмовиков Ил -10, свыше 3000 истребителей МиГ-3.

В послевоенные годы задача производства современной качественной военной техники не потеряла актуальности, и на заводе был налажен выпуск самолетов МиГ-9, МиГ-15, МиГ-17, Ил-28, Ту-16. Эти самолеты были лучшими машинами своего времени.

2 января 1958 года по инициативе генерального конструктора С.П. Королева правительством страны было принято постановление об организации в Куйбышеве на Авиационном заводе № 1 серийного выпуска межконтинентальных баллистических ракет Р-7. Первая из куйбышевских ракет 17 февраля 1959 года успешно стартовала с космодрома Байконур. Так началась «космическая» история Авиационного завода № 1 им. И. В. Сталина. В 1961 году ГАЗ № 1 был переименован в завод «Прогресс».

23 июля 1959 года С.П. Королевым в структуре ОКБ-1 создан отдел № 25 для конструкторского сопровождения производства ракет Р-7, через год он был преобразован в филиал № 3 ОКБ-1, который в 1974 году получил статус самостоятельного предприятия – Центрального специализированного конструкторского бюро (ЦСКБ). Бессменным руководителем ЦСКБ был Д.И. Козлов.

«Прогресс» и ЦСКБ принимали совместное участие во всех крупнейших отечественных программах освоения космоса и в 1996 году в соответ-

ствии с Указом Президента Российской Федерации были объединены в Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» (ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»).

В соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 17.02.2012 г. № 457 «О преобразовании федеральных государственных унитарных предприятий «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова» и «Научно-исследовательский институт командных приборов» в открытые акционерные общества», Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» реорганизовано в форме преобразования в ОАО «Ракетно-космический центр «Прогресс». 25.12.2014 г. во исполнение требований Федерального закона от 05.05.2014 г. № 99-ФЗ ОАО «Ракетно-космический центр «Прогресс» переименовано в АО «Ракетно-космический центр «Прогресс».

Важнейшей вехой в истории «Прогресса» стало изготовление первой и второй ступеней ракеты-носителя «Восток», которая вывела на космическую орбиту первого космонавта Юрия Гагарина. С тех пор все отечественные пилотируемые запуски осуществляются на ракетах-носителях, изготовленных в Самаре. Самарский ракетно-космический центр принимал участие в крупнейших советских космических проектах – создании «лунной» ракеты Н1 и МКС «Энергия-Буран».

Предприятие уже более полувека занимается разработкой и производством ракет-носителей (РН) среднего класса. На базе легендарной «семерки» было разработано более 10 модификаций ракет-носителей («Молния-М», «Восток-М», «Союз»). Знаменитые «Союз-У», «Союз-ФГ», «Союз-2» до настоящего времени остаются самым надежным и экономичным средством доставки в космос пилотируемых и грузовых космических кораблей и большинства отечественных космических аппаратов.

Высокие технические характеристики ракет-носителей открыли самарскому ракетно-космическому центру мировой космический рынок. Предприятию принадлежит ключевая роль в масштабном международном проекте «Союз» в Гвианском космическом центре». Для запусков из Южной Америки специалистами «Прогресса» была специально разработана модификация новой ракеты-носителя «Союз-2» РН «Союз-СТ», кроме того, предприятие является ответственным за стартовый комплекс, а также осуществляет общее техническое руководство российскими промышленными предприятиями, участвующими в миссии запусков. Самарские ракеты стартуют из Гвианского космического центра с 2011 года.

Одной из побед недавнего времени РКЦ «Прогресс» стало создание новой легкой ракеты «Союз-2-1в». Это первая российская ракета легкого класса с жидкостными ракетными двигателями, разработанная и изготовленная в современный период. Первый запуск РН «Союз-2-1в» состоялся в 2013 г., второй в 2015 г. с космодрома «Плесецк». Весь комплекс – новые ракетаноситель и блок выведения «Волга», полезная нагрузка (малый космический аппарат «АИСТ») – был создан в самарском ракетно-космическом центре. В составе первой ступени новой ракеты используется легендарный двигатель НК-33 производства самарского ОАО «Кузнецов», разработанный еще для «лунной ракеты» Н-1.

Важнейшим событием начала XXI века в ракетно-космической отрасли страны стало создание первого российского гражданского космодрома «Восточный». Первой с «Восточного» стартовала ракета-носитель «Союз-2-1а» с блоком выведения «Волга» и малым КА «АИСТ-2Д», а также КА «Ломоносов», и наноспутником «SamSat-218». Весь комплекс – ракетаноситель, блок выведения и часть полезной нагрузки – был разработан и изготовлен в самарском ракетно-космическом центре.

Самарский ракетно-космический центр – это не только известные во всем мире ракеты. С 60-х годов XX века предприятие разрабатывает и изготавливает спутники различного назначения. За годы работы в этой области было выпущено 29 типов космических аппаратов в интересах национальной безопасности и решения народнохозяйственных задач. Спутники типа «Зенит», «Янтарь», «Ресурс», «Фотон», «Бион» стали гордостью отечественного космического аппаратостроения.

Одно из приоритетных направлений – создание космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Данные дистанционного зондирования Земли необходимы для решения различных задач – от мониторинга чрезвычайных ситуаций до поиска полезных ископаемых и картографирования территорий. В настоящее время на орбите работают три самарских космических аппарата ДЗЗ «Ресурс-П». Данные, получаемые со спутников, используют около 200 различных российских министерств и ведомств.

Опытно-технологический малый космический аппарат (ОТ МКА) «АИСТ-2Д» – это уникальный аппарат как для АО «РКЦ «Прогресс», так и для рынка малых аппаратов в целом. ОТ МКА «АИСТ-2Д» включает в себя инновационную аппаратуру для наблюдения поверхности Земли, а также научную аппаратуру для изучения околоземного космического пространства и его влияния на приборный состав, материалы и покрытия конструкции платформы. На борту МКА размещена оптико-электронная аппаратура высокого разрешения «Аврора». По сочетанию параметров

«разрешение-полоса захвата» оптико-электронная аппаратура ОТ МКА «АИСТ-2Д» не имеет аналогов среди отечественных аппаратов. На борту также установлен опытный радиолокатор Р-диапазона для выявления подземных сооружений, трубопроводов и коммуникаций и оптико-электронная камера ИК-диапазона, позволяющая получать информацию об очагах пожаров. Научная аппаратура представлена принципиально новыми разработками ученых и специалистов Самарского университета. Особенностью рассматриваемого МКА является также то, что вся бортовая аппаратура, включая оптико-электронный комплекс, разработана и изготовлена в России, преимущественно на отечественной электронно-компонентной базе.

Краткая справка: *Куйбышевский авиационный институт* был открыт в 1942 году в сложнейшее для страны военное время. В Куйбышев тогда были эвакуированы около 30 предприятий и организаций авиационной промышленности. Здесь было организовано производство штурмовика ИЛ-2 – самого массового самолета второй мировой войны. Фронту требовались самолеты, заводам – инженеры. Для подготовки инженерных кадров было принято решение создать Куйбышевский авиационный институт.

В числе первых преподавателей были крупные ученые, эвакуированные из Москвы, Ленинграда, Киева, Харькова и других городов СССР. Среди них будущие вице-президент АН СССР М.Д. Миллиончиков, член-корреспондент АН Украинской ССР М.Г. Крейн, профессора А.М. Сойфер, Н.И. Резников, М.И. Разумихин, В.М. Дорофеев, А.А. Комаров и др. Они оказали предприятиям авиационной промышленности неоценимую помощь не только в подготовке специалистов, но и в решении конкретных проблем производства, создания и внедрения новых конструкторских разработок, технологий и организации производства.

В послевоенные годы, наряду с расширением направлений подготовки специалистов, развивалась материально-техническая база института, а также научно-исследовательская работа ученых, непосредственно связанная с освоением производства новейших образцов авиационной техники, в том числе первых реактивных истребителей и бомбардировщиков МИГ-9, МИГ-15, МИГ-17, ИЛ-28, ТУ-16, ТУ-95, создания двигателей ВК-1, НК-4, НК-12 и многих других.

С 1957 года в институте началась подготовка специалистов по ракетно-космической технике. Ученые и специалисты института принимали участие в разработке и освоении производства первых отечественных межконтинентальных баллистических ракет Р-7, Р-7А, Р-9; ракет-носителей «Восток», «Молния», «Союз» и их модификаций; участвовали в создании ракетно-космического комплекса для обеспечения пилотируемого

полета на Луну «Н1–Л3» по проекту С.П. Королева, воздушно-космической системы «Энергия-Буран»; разрабатывали космические аппараты различного назначения, в том числе для космических средств национального контроля земной поверхности; участвовали в подготовке и осуществлении программ на орбитальном комплексе «МИР», в реализации многих других проектов, в том числе по программам международного сотрудничества.

С 1956 по 1988 г. институт возглавлял Герой Социалистического Труда, профессор В.П. Лукачев. В эти годы институт стал одним из крупнейших научных центров региона, создавшим уникальные научные школы, прежде всего в области конструкции и проектирования авиационных двигателей, самолетов, космических аппаратов. В конце пятидесятых годов институт выступил инициатором создания отраслевых научно-исследовательских лабораторий, что послужило мощным толчком развития вузовской науки. К работе в институте были привлечены известные ученые и производственники. Многие годы кафедре «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» возглавлял академик АН СССР и РАН Н.Д. Кузнецов – генеральный конструктор авиадвигателей. Кафедру «Летательные аппараты» до недавнего времени возглавлял патриарх отечественной космонавтики член-корреспондент АН СССР и РАН Д.И. Козлов – генеральный директор – генеральный конструктор государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс».

Среди научных разработок 50-70-х годов можно отметить создание уникального материала «МР» (металлорезина), широко применяющегося во всем мире для изготовления демпфирующих устройств в сложных агрегатах; разработку целой гаммы микроэнергетических установок и оригинальных холодильных камер с использованием вихревого эффекта; изготовление материалов методом порошковой металлургии и многое другое. Научные разработки ученых института применялись при проектировании и производстве самолетов ТУ-144, ТУ-154, Ил-76, Ил-86, Ил-114 и других.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР «Об увековечении памяти академика С.П. Королева» № 136 от 22 февраля 1966 года Куйбышевскому авиационному институту было присвоено имя академика С.П. Королева. В 1967 году, в связи с 25-летием, Куйбышевский авиационный институт был награжден орденом Трудового Красного Знамени (Указ Президиума Верховного совета СССР от 7 января 1967 года).

В 70-80-е годы широкое развитие получили исследования в области вибрационной прочности и надежности двигателей, оптимизации процессов и систем управления движением космических аппаратов, разработки в области компьютерной оптики и других наукоемких технологий. В это время в институте произошла смена поколений руководителей кафедр и факультетов, расширилась сеть диссертационных советов, укрепились

контакты с Академией наук СССР, научными организациями и производственными предприятиями страны.

После переименования города Куйбышева в Самару институт стал называться Самарским авиационным институтом. В 1992 году Самарский авиационный институт был переименован в Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (СГАУ). В 2009 году распоряжением Правительства Российской Федерации № 1613-р от 02.11.2009 г. СГАУ установлена категория «Национальный исследовательский университет». В 2014 году приказом Министерства образования и науки Российской Федерации № 738 от 10.07.2014 г. был изменен тип учреждения на федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)».

В 2015 году к СГАУ был присоединен Самарский государственный университет. 6 апреля 2016 г. приказом Министерства образования и науки Российской Федерации № 379 федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)» переименовано в федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (сокращенное название – «Самарский университет»).

За последнее десятилетие в университете продолжалась интеграция научных исследований и учебного процесса. Многолетние традиции, признанные научные школы и материальная база позволяют университету в настоящее время оставаться в ряду ведущих учебных и научных центров России, активно участвовать в выполнении государственных и региональных научно-технических программ, развивать международное сотрудничество.

За годы своего существования университет подготовил свыше 50 тысяч высококвалифицированных специалистов, многие из которых стали видными учеными, конструкторами и организаторами производства, крупными государственными и общественными деятелями. В их числе: В.И. Воротников – председатель Совета министров РСФСР, министры и заместители министров С.С. Курдюков, И.М. Буров, Н.А. Дондуков, О.Н. Сысуев, А.Н. Геращенко, А.Г. Ильин, Л.С. Свечников, В.В. Горлов, академик РАН В.П. Шорин, губернатор Самарской области (с 1991 по 2007 год) К.А. Титов.

На протяжении полувека практически все руководители аэрокосмических предприятий Самарского региона были и являются выпускниками КуАИ–СГАУ, которыми по праву гордится университет.

ОТ МКА «АИСТ-2Д» выведен на орбиту 28.04.2016 года ракетой-носителем (РН) «Союз-2-1а» с блоком выведения «Волга» производства самарского АО «РКЦ «Прогресс» с космодрома «Восточный».



Таблица 1.1. Основные технические характеристики ОТ МКА «АИСТ-2Д»

Наименование характеристики	Значение
Способы выведения МКА	на РН «Союз-2-1а» с БВ «Волга»
Параметры рабочей орбиты при запуске с БВ «Волга» <ul style="list-style-type: none"> – околокруговая (солнечно-синхронная) со средней высотой, км – наклонение, град 	490 97,3
Разрешение (проекция пикселя) (H = 490 км), м <ul style="list-style-type: none"> – для панхроматического канала – для мультиспектрального канала – для аппаратуры ИК диапазона – для радиолокационной аппаратуры 	1,48 4,4 122,5 5,0
Полоса захвата для аппаратуры видимого диапазона, км	39,7
Полоса захвата для аппаратуры ИК-диапазона, км	47,0
Скорость передачи целевой информации, Мбит/с	150
Емкость запоминающего устройства, Гбайт	не менее 32
Срок активного существования, лет	не менее 3
Среднесуточная мощность СЭП, Вт	не менее 285
Масса МКА, кг	530
Масса целевой и научной аппаратуры, кг	не менее 145
Ориентация по всем каналам (3σ) <ul style="list-style-type: none"> – в орбитальной системе координат – солнечная ориентация 	по углу: 10' по рысканию, 30' по крену и тангажу / по скорости ≤ 0,005 град/с по углу ≤ 3° / по скорости ≤ 0,5 °/с
Доставка целевой информации на Землю	по радиоканалу (частотный диапазон от 8,025 ГГц до 8,4 ГГц)
Космодром запуска	«Восточный»

Внешний вид ОТ МКА «АИСТ-2Д» и его фото в цехе общей сборки приведены на рисунке 1.1.1.

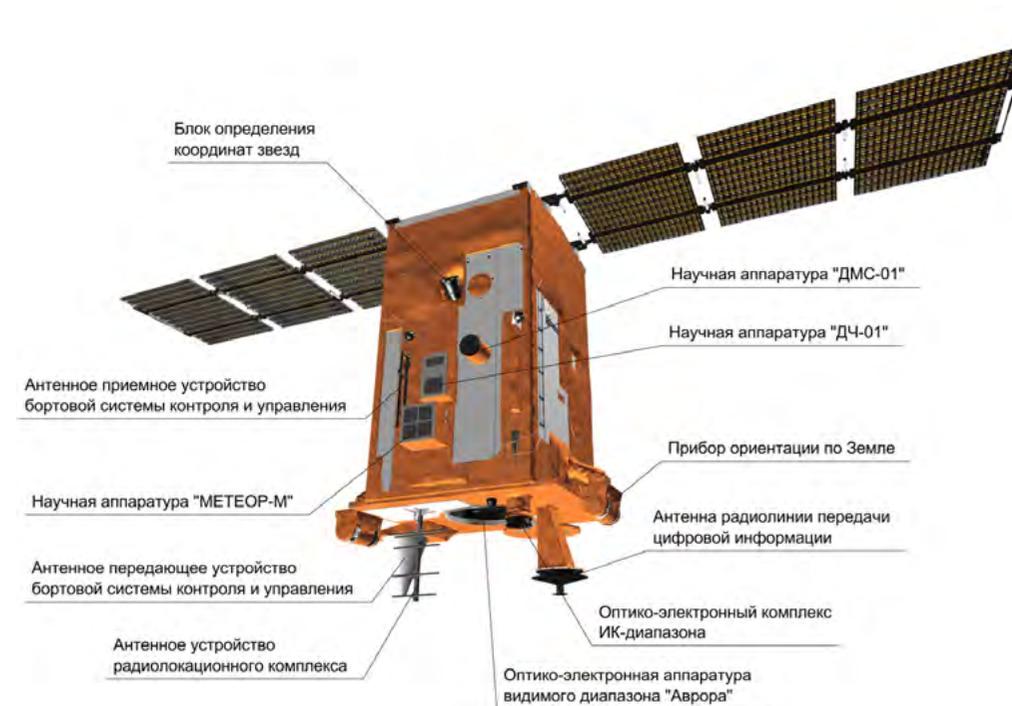


Рисунок 1.1.1. Внешний вид ОТ МКА «АИСТ-2Д»



1.2. Назначение и состав

Космический комплекс «АИСТ-2» создан для отработки и сертификации целевой и научной аппаратуры, служебных систем и их программного обеспечения в целях дальнейшего использования в перспективных разработках АО «РКЦ «Прогресс» и совершенствования подготовки высококвалифицированных специалистов космической отрасли.

ОТ МКА «АИСТ-2Д» (Д – демонстрационный) предназначен для решения следующих основных задач:

- отработка конструкции и бортовой аппаратуры (БА) малой космической платформы для МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);
- отработка программно-технических средств малой космической платформы;
- отработка целевой аппаратуры, наземных средств управления, приема, обработки информации и методов обработки информации ДЗЗ с высоким разрешением и увеличенной полосой захвата;
- отработка методов съемки в ИК-диапазоне с использованием микроболометрической матрицы;
- отработка методов радиолокационного наблюдения земной поверхности и подповерхностных структур в Р-диапазоне частот;
- проведение экспериментов по прохождению сигналов Р-диапазона через ионосферу Земли;
- экспериментальное определение уровня деградации образцов конструкционных материалов и покрытий под воздействием потоков высокоскоростных частиц, потоков фотонов, ультрафиолета, а также собственной атмосферы МКА;
- отработка аппаратуры для контроля и компенсации бортовых микроускорений в низкочастотной части спектра;
- изучение состава собственной внешней атмосферы МКА;
- комплексные испытания экспериментальной сенсорной системы на базе волоконно-оптического преобразователя перемещений, комплексные испытания кремниевых наноструктурированных фотопреобразователей, летная квалификация литий-ионной аккумуляторной батареи с феррофосфатным катодом и титанатоксидным анодом;
- измерение параметров микрометеоритов и частиц космиче-

ского мусора в околоземном пространстве;

- отработка технологии оперативного сопровождения научных экспериментов в космосе с использованием инфокоммуникационных спутниковых технологий сети Интернет на основе НСС «Globalstar»;

- отработка методов дистанционного обучения специалистов для ракетно-космической техники, развитие кафедры и института космического машиностроения Самарского университета.

Структурная схема ОТ МКА «АИСТ-2Д», представленная на рисунке 1.2.1, отражает модульный принцип взаимодействия бортовых комплексов: служебные системы, целевая аппаратура ДЗЗ, научная аппаратура, элементы конструкции.

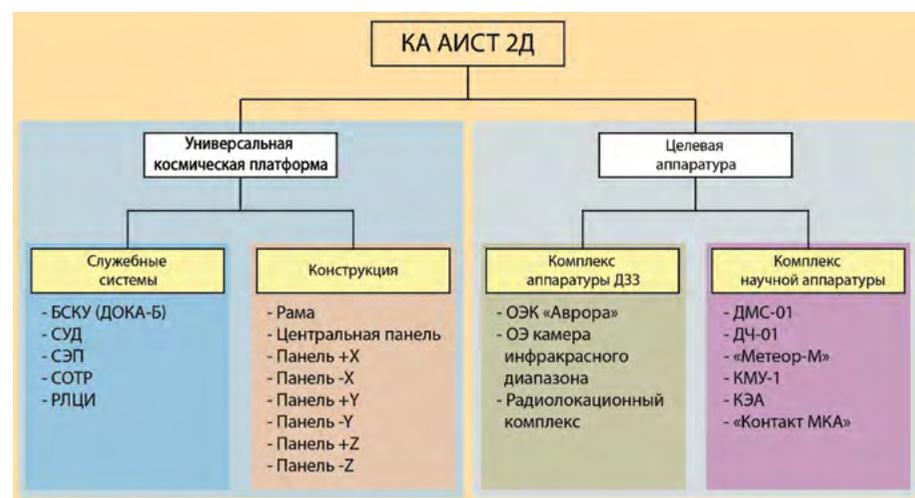


Рисунок 1.2.1. Структурная схема ОТ МКА «АИСТ-2Д»

Схема аппарата, приведенная на рисунке 1.2.1, показывает, что условно в нем можно выделить служебную универсальную космическую платформу (УКП), комплекс целевой аппаратуры ДЗЗ и комплекс научной аппаратуры.

Укрупненная схема бортового комплекса управления МКА «АИСТ-2Д» (см. рисунок 1.3.1.3) отражает взаимодействие компонентов УКП, целевой и научной аппаратуры.

1.2.1. Проектирование аппарата

Одним из ключевых факторов успешной реализации проекта по созданию ОТ МКА «АИСТ-2Д» стало полномасштабное использование передовых информационных технологий, внедряемых на предприятии-разработчике. При этом наиболее значимой для выполнения проектно-конструкторских работ оказалась технология параллельного нисходящего проектирования, базирующаяся на решениях САПР Creo Parametric и системы управления инженерными данными Windchill. Данная технология на сегодняшний день оформлена стандартом предприятия (базовый стандарт СТО 43892776-0269-2015 СМК. Нисходящее проектирование. Основные положения), хорошо отработана и освоена специалистами проектно-конструкторских подразделений.

Для продвижения технологий подобного рода требуется создание мощной информационной инфраструктуры (центр обработки данных и сеть передачи данных), формирование единого информационного пространства, оснащение пользователей предприятия вычислительной техникой с сетевым подключением и прикладным программным обеспечением. Эти задачи были оперативно решены, что стало залогом успешного продвижения технологии нисходящего проектирования.

В сочетании с комплексом нормативно-методических документов (стандарты, регламенты, инструкции, методики), описывающих все элементы процесса нисходящего проектирования, технология позволяет на основе стандартного функционала осуществлять весь сквозной цикл разработки изделия – от проектного замысла до запуска КД в производство. Ключевые стадии нисходящего проектирования представлены на рисунке 1.2.1.1.

Существенным моментом в технологии нисходящего проектирования является возможность уже на стадии разработки конструкторской управляющей геометрии осуществлять распараллеливание работ как конструкторских подразделений различного профиля, так и отдельных специалистов этих подразделений. Это дает воз-

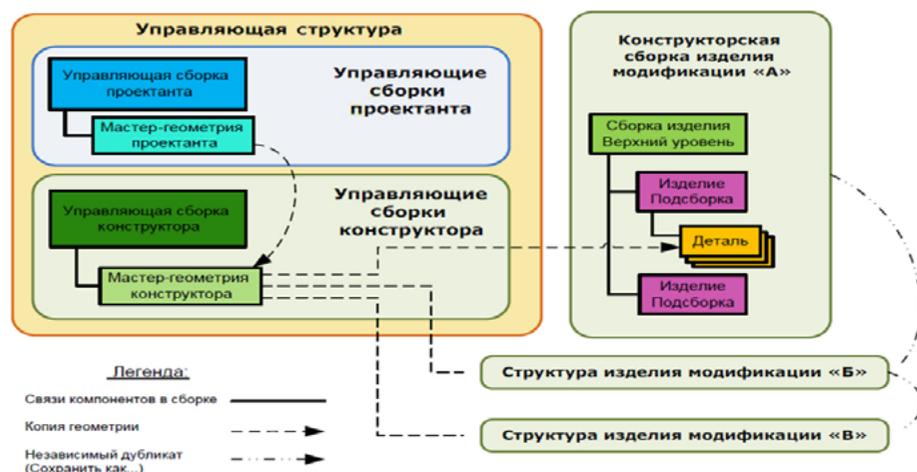


Рисунок 1.2.1.1. Схема нисходящего проектирования

возможность существенного сокращения сроков выполнения разработок, что подтверждено реальной практикой.

Результатом выполнения разработки в соответствии с требованиями технологии параллельного нисходящего проектирования стали электронная структура и полная электронная модель КА «АИСТ-2Д», выполненные согласно требованиям ЕСКД. На рисунке 1.2.1.2 представлена электронная модель КА «АИСТ-2Д».

Необходимо отметить, что и конструкторская документация на МКА «АИСТ-2Д» приобрела современный вид, т.е. от привычной бумажной КД на данном изделии предприятие перешло к электронной КД в виде электронных моделей. На рисунках 1.2.1.3 и 1.2.1.4 показаны примеры оформления такой конструкторской документации в виде аннотированных 3D-моделей с необходимыми видами и представлениями. С использованием именно этой электронной КД без бумажных сборочных чертежей осуществлялся процесс изготовления МКА «АИСТ-2Д».

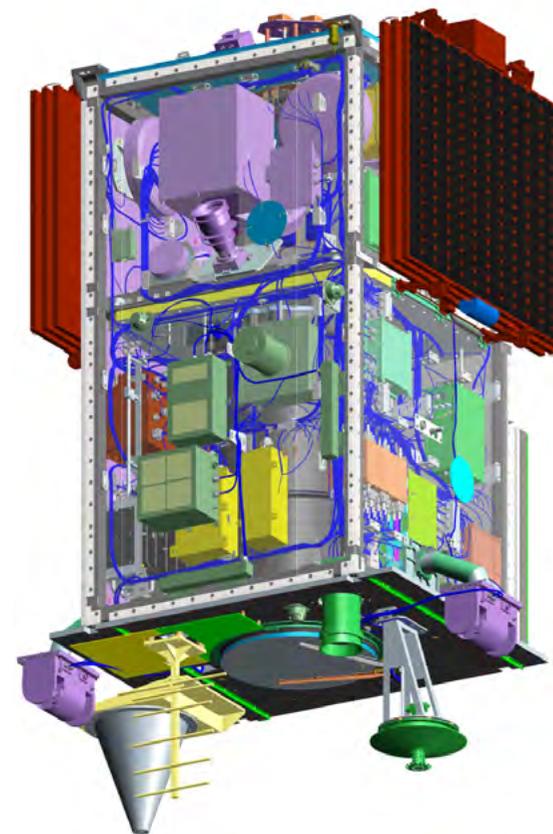


Рисунок 1.2.1.2. Электронная модель МКА «АИСТ-2Д»

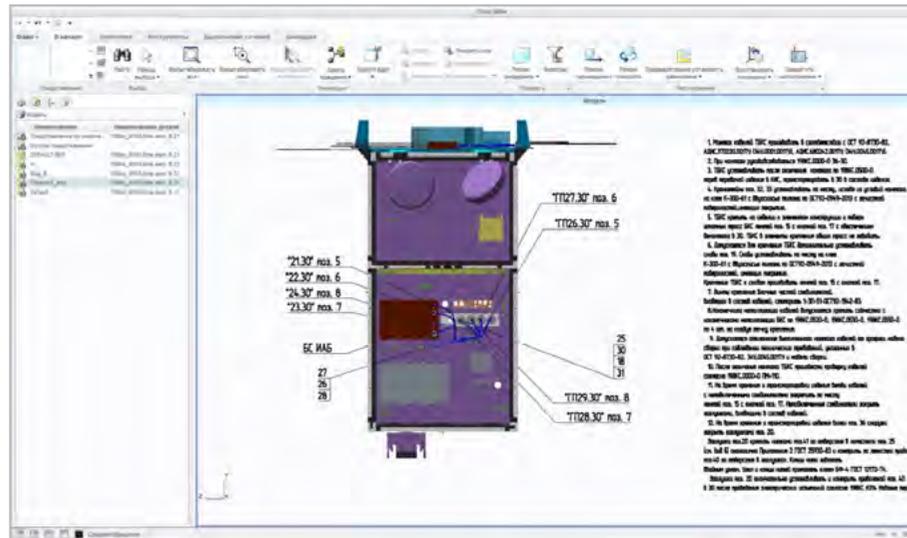


Рисунок 1.2.1.3. Модель сборки МКА «АИСТ-2Д»

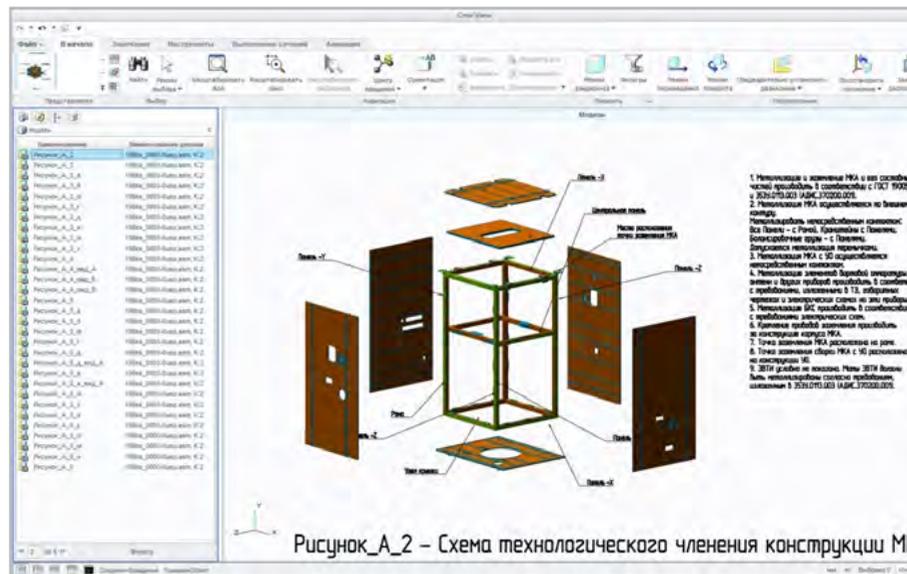


Рисунок А_2 – Схема технологического членения конструкции МК

Рисунок 1.2.1.4. Схема технологического членения МКА «АИСТ-2Д»

1.3. Универсальная космическая платформа

Универсальная космическая платформа имеет следующий состав бортовых систем:

1. Бортовая система контроля и управления (БСКУ) ДОКА-Б:
 - блок радиоканалов метрового диапазона (БРКМ);
 - контроллер температурного регулирования (КТР);
 - контроллер раздачи питания (КРП);
 - блок центральных контроллеров резервированный (БЦКР);
 - контроллер навигации и времени (КНВ);
 - приемное антенное устройство – 2 шт.;
 - передающее антенное устройство – 2 шт.;
 - навигационное антенное устройство (АУ КНВ) – 2 шт.;
2. Система управления движением (СУД):
 - универсальная многофункциональная вычислительная система (УМВС);
 - одноосный измеритель угловой скорости (ОИУС) – 4 шт.;
 - магнитометр аналоговый (МА):
 - а) узел феррозондовый (УФ) – 2 шт.;
 - б) блок электронный магнитометра (БЭМ) – 2 шт.;
 - комплекс управляющих двигателей-маховиков (КУДМ):
 - а) двигатель-маховик (ДМ) – 4 шт.;
 - б) электронный прибор (ЭП);
 - электромагнит (ЭМ) – 3 шт.;
 - оптический солнечный датчик (ОСД) – 2 шт.;
 - прибор ориентации по Земле (ПОЗ) – 2 шт.;
 - мини-блок определения координат звезд (мБОКЗ):
 - а) блок обработки данных (БОД);
 - б) оптическая головка (ОГ) – 2 шт.;
 - 3. Система электропитания (СЭП):
 - солнечная батарея (СБ) – 2 шт.;
 - аккумуляторная батарея (АБ);
 - блок автоматики, контроля, управления и регулирования (БАКУР);
 - 4. Система обеспечения теплового режима (СОТР):
 - пленочный электронагреватель (ПЭН);

- контроллер управления СОТР;
 - управляющий термодатчик;
 - контурная тепловая труба;
5. Радиолиния передачи цифровой информации (РЛЦИ):
- передатчик – 2 шт.;
 - антенна.

Конструкция УКП (см. рисунок 1.3.1) состоит из негерметичного корпуса и элементов общей сборки. Корпус УКП представляет собой отсек, имеющий форму прямоугольного параллелепипеда, и состоит из рамы, четырех боковых, двух торцевых и одной центральной панели. Панели представляют собой трехслойную конструкцию, состоящую из двух обшивок алюминиевого сплава, соединенных между собой через сотовый наполнитель с помощью пленочного клея, являются силовыми элементами корпуса УКП, используются для размещения приборов систем УКП и обеспечивают необходимую жесткость и теплопроводность конструкции. В панели встроены тепловые трубы. На части внешней поверхности панелей нанесено терморегулирующее покрытие, обеспечивающее сброс тепла в космическое пространство. Внешние поверхности УКП, не предназначенные для сброса тепла, укрываются экранно-вакуумной теплоизоляцией. На раме установлены силовые фитинги, через которые происходит стыковка УКП с устройством отделения.

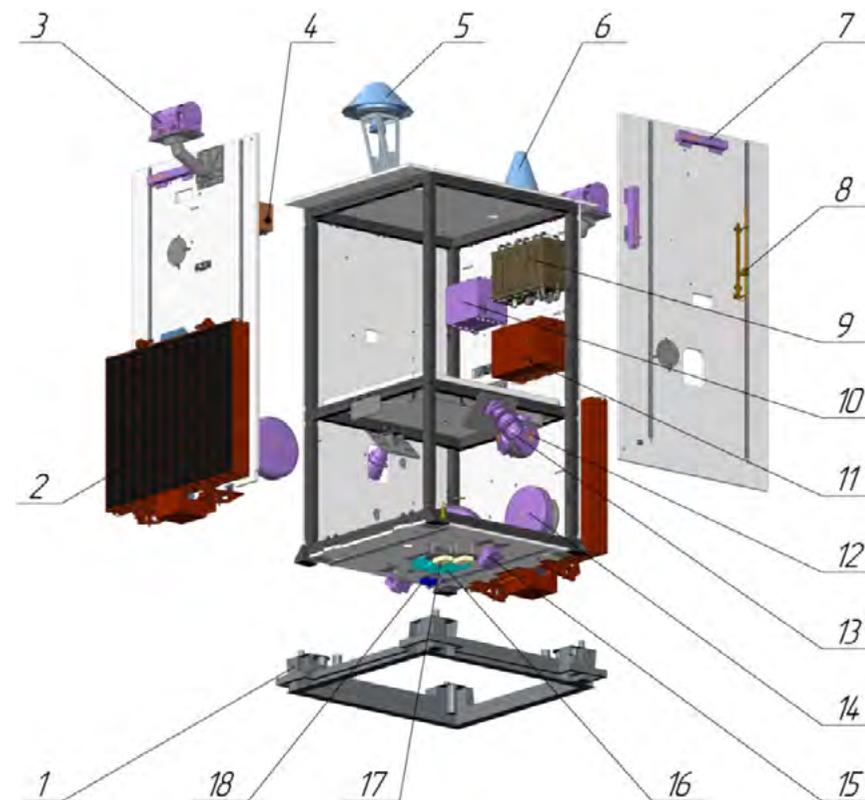


Рисунок 1.3.1. Общий вид компонентов УКП

- 1 – устройство отделения, 2 – СБ, 3 – ПОЗ, 4 – моноблок БСКУ ДОКА-Б,
 5 – антенна РЛЦИ, 6 – передающее антенное устройство БСКУ, 7 – ЭМ,
 8 – приемное антенное устройство БСКУ, 9 – БАКУР, 10 – АБ,
 11 – УМВС, 12 – ОИУС, 13 – ОГ, 14 – ДМ, 15 – ОСД,
 16 – передающее антенное устройство БСКУ, 17 – НАП, 18 – УФ

1.3.1. Бортовая система контроля и управления

Бортовая система контроля и управления (БСКУ) разработана и изготовлена ООО «НИЛАКТ ДОСААФ» (г. Калуга).

Краткая справка: «Научно-исследовательская лаборатория аэрокосмической техники» (ООО «НИЛАКТ ДОСААФ») – одно из ведущих предприятий РФ в области создания интегрированных бортовых систем для малых космических аппаратов, а также наземных станций управления. Была основана Постановлением правительства от 23 декабря 1980 года №1197-406. С 1995 года работы ведутся в соответствии с лицензиями космического агентства. Располагается в г. Калуга. НИЛАКТ принимает активное участие в реализации Федеральной космической программы России. Имеется положительный опыт работы с Роскосмосом, ОАО «ИСС им. академика М.Ф. Решетнева», НПП ВНИИЭМ и др. К текущему моменту аппаратура, разработанная и изготовленная ООО «НИЛАКТ ДОСААФ», была установлена более чем на 48 российских и зарубежных космических аппаратах. Бортовой комплекс, разрабатываемый НИЛАКТ, обеспечивает командное, телеметрическое, информационное, энергетическое и навигационное взаимодействие космических аппаратов и наземных служб его эксплуатации. В настоящее время в НИЛАКТ ведется активная модернизация существующего научно-технического задела и расширение сфер деятельности в области создания космической техники.

БСКУ предназначена для распределения электропитания от СЭП потребителям на борту МКА, обеспечения информационного взаимодействия с наземным комплексом управления, приема и хранения телеметрической информации от бортовой аппаратуры, формирования информации оперативного контроля, трансляции команд на бортовую аппаратуру, обеспечения проведения навигационных измерений по сигналам GPS/ГЛОНАСС, сбора информации с телеметрических датчиков МКА, управления системой терморегулирования, формирования и поддержания бортовой шкалы времени и синхроимпульсов. Структурная схема БСКУ приведена на рисунке 1.3.1.1. Внешний вид БСКУ изображен на рисунке 1.3.1.2.

БСКУ имеет основные технические характеристики, приведенные в таблице 1.3.1.1.

Таблица 1.3.1.1. Технические характеристики БСКУ

Наименование	Норма по ТЗ, чертежу
Частоты каналов радиосвязи, МГц <ul style="list-style-type: none"> передача информации по направлению Земля – Борт (прямой канал); передача информации по направлению Борт – Земля (обратный канал); 	Основной 145,840 Резервный 145,870 Основной 435,315 Резервный 435,365
Мощность излучения, Вт <ul style="list-style-type: none"> сигнал присутствия передача информации 	1...2 4...6
Чувствительность приемников, не хуже, дБВт	-143
Команды прямого управления, шт	8
Скорости передачи информации, Бит/с в прямом канале: <ul style="list-style-type: none"> основная резервные в обратном канале: <ul style="list-style-type: none"> основная резервные 	600 1200, 300 2400 4800, 1200, 600
Напряжение питания, В	23,5...32
Выходное напряжение питания потребителей, В	23,3...32

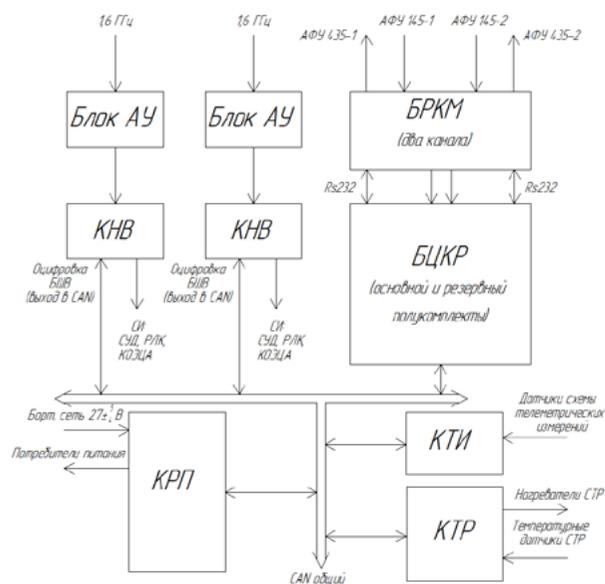


Рисунок 1.3.1.1. Структурная схема БСКУ



Рисунок 1.3.1.2. Внешний вид БСКУ

БСКУ состоит из унифицированных малогабаритных конструктивно-функциональных блоков, выполняющих определенный набор функций.

Блок радиоканалов метрового диапазона (БРКМ) осуществляет организацию работы каналов радиосвязи. В состав БРКМ входят основные и резервные приемники и передатчики. Радиолиния в целях резервирования и повышения пропускной способности содержит по два канала передачи данных с МКА на Землю на частотах 435,215 и 435,265 МГц и с Земли на МКА на частотах 145,810 и 145,830 МГц.

Контроллер телеметрических измерений (КТИ) предназначен для измерения значений напряжений на выходах телеметрических датчиков температуры, определения состояния контактных датчиков и датчиков с открытым коллектором, а также для опроса цифровых датчиков температуры.

Он обеспечивает опрос:

- 64 контактных датчиков;
- 18 резистивных датчиков температуры (4 проводных);
- 6 линий цифровых датчиков температуры (до 48 датчиков).

Контроллер температурного регулирования (КТР) осуществляет автоматическое управление 24 каналами регулирования температуры изделия посредством коммутации питания нагревателей СТР. Контроль температуры в каналах осуществляется с помощью цифровых датчиков температуры (по 3 датчика в канале).

Контроллер раздачи питания (КРП) осуществляет коммутацию питания потребителей. В КРП использовано ненагруженное резервирование по каналам информационного обмена, по измерениям и управлению и четверирование по исполнению (ключи коммутации).

КРП обеспечивает коммутацию питания:

- 36 потребителей с током потребления до 2 А;
- 8 потребителей с током потребления до 6 А.

Блок центральных контроллеров резервированный (БЦКР) осуществляет прием, хранение, исполнение команд от БРКМ, принятых с НКУ, выдачу команд в шину CAN, прием, накопление и выдачу информации, соблюдение хронологии бортовых процессов, взаимодействие с БА по шине CAN. В БСКУ имеются основной и резервный полукомплекты БЦКР.

Контроллер навигации и времени (КНВ) определяет пространственное положение центра масс МКА на орбите, оперативно, с заданным периодом, и осуществляет ведение бортовой шкалы времени (БШВ). В БСКУ используется два блока КНВ, работающих в ненагруженном резерве. Два блока КНВ имеют по одному антенному устройству (АУ КНВ), которые расположены на одной стороне МКА и осуществляют прием навигационных сигналов в ориентированном полете (СО, ГОСК).

КНВ имеет 24 канала обработки сигналов навигационных спутников двух систем – ГЛОНАСС и GPS (NAVSTAR) в любом сочетании. Результаты навигационных измерений содержат:

- вектор положения КА (X, Y, Z), точность ± 15 м;
- вектор скорости КА (V_x, V_y, V_z), точность $\pm 0,01$ м/с;
- время UTC с разрешением 1 мкс;

Шина CAN используется для организации «шинного» информационного обмена между аппаратурой БСКУ и бортовой аппаратурой МКА по принципу «каждый с каждым» или «каждый – многим» и обеспечивает:

- пересылку команд;
- обмен массивами данных;
- обмен телеметрической информацией;
- взаимодействие между бортовыми системами при передаче служебных параметров для управления КА;
- технологический мониторинг общего и частного информационного обмена.

Для информационного обмена между блоками КА используются модули последовательного ввода/вывода с протоколом обмена CAN 2.0A/B, стандартизованные по спецификации ISO 11898. Информация в шине передается кадрами (фреймами) с последовательным битовым потоком в них. Кадр содержит служебную и информационную части. Объем информационной части от 0 до 8 байт. Предусмотрен аппаратный контроль достоверности доставки кадров и повтор доставки при нарушениях.

Шина CAN обеспечивает информационный обмен между всеми абонентами по принципу «каждый с каждым», не имеет централизованного управления и использует абонентский арбитраж шины по приоритету, заключенному в битах идентификатора. Достоверность

информационного обмена внутри кадра обеспечивается средствами шины.

Структура реализации последовательной связи верхнего уровня CAN («процессор-процессор») в бортовом комплексе управления МКА «АИСТ-2Д» показана на рисунке 1.3.1.3.

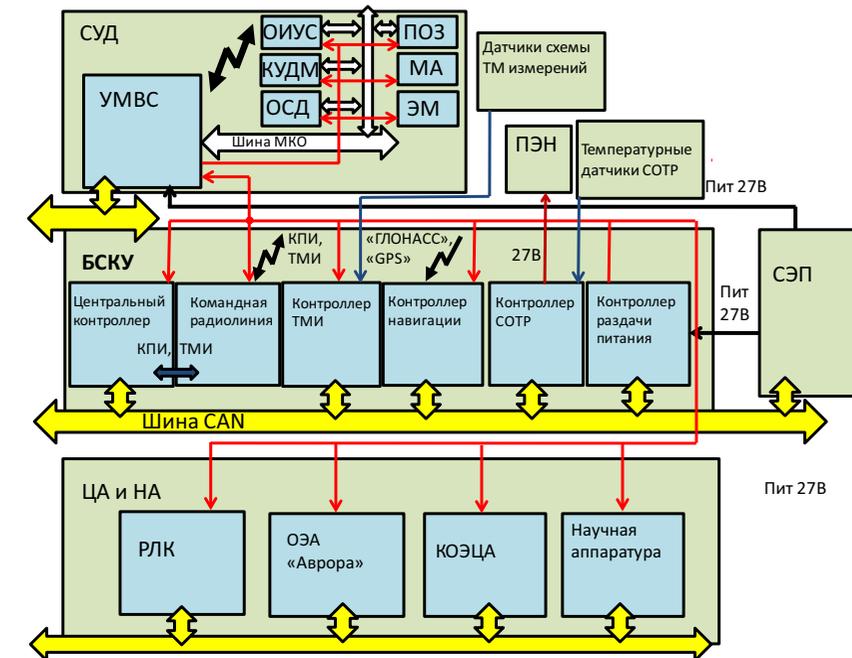


Рисунок 1.3.1.3. Структурная схема БКУ МКА «АИСТ-2Д»

1.3.2. Система управления движением

Система управления движением (СУД) ОТ МКА «АИСТ-2Д» представляет собой законченную автономную систему с минимальным количеством внешних информационно-управляющих связей.

В соответствии с назначением СУД выполняет следующие функциональные задачи:

- гашение угловых скоростей после отделения МКА и при повторных приведениях изделия в ориентированное положение;

- приведение МКА в одноосную солнечную ориентацию (панели солнечных батарей ориентированы на Солнце);
 - приведение МКА в ориентированное в орбитальной (ОСК) или гармонической орбитальной (ГОСК) системе координат положение;
 - осуществление программных поворотов для быстрого перевода МКА из солнечной ориентации в ориентацию в ГОСК (ОСК) и обратно;
 - сбор и формирование ТМ-информации (программной и схемной) о своем функционировании и процессах ориентации МКА для последующей передачи по шине CAN в БСКУ или высокоскоростную радиолинию для передачи на Землю;
 - контроль функционирования СУД. В случае выявления сбоев в работе осуществление перезапуска СУД с резервными комплектами отказавшей БА, а в случае невозможности такого перезапуска – отключение СУД и выдачи соответствующей информации в БСКУ;
 - коммутация питания БА СУД и выдача команд управления на БА СУД;
 - сбор, хранение и передача в бортовое запоминающее устройство для последующей передачи средствами высокоскоростной радиолинии в НСУПОИ измерительной информации мБОКЗ-2 и ОИУС в целях использования ее при «сшивке» изображения и осуществления координатной привязки;
 - для проведения экспериментов с научной аппаратурой определение и выдача в нее параметров ориентации МКА без выдачи управляющих моментов;
 - проведение экспериментальных режимов СУД.
- Основные проектные технические характеристики СУД и предварительные результаты летных испытаний приведены в таблице 1.3.2.1:

Таблица 1.3.2.1. Технические характеристики СУД МКА «АИСТ-2Д»

Характеристика	Требуемое значение	Результаты летных испытаний
Приведение МКА из неориентированного положения в солнечную ориентацию за время не более, мин	170	Подтверждено
Обеспечение одноосной солнечной ориентации МКА с погрешностью, не превышающей (P = 0,96): <ul style="list-style-type: none"> – по угловому положению, ° – по угловой скорости, °/с 	3 0,5	0,5 0,01
Обеспечение трехосной ориентации МКА в ОСК или ГОСК с погрешностью, не превышающей (P = 0,96): <ul style="list-style-type: none"> – по угловому положению, угл.мин. – по угловой скорости, °/с 	10 0,005	2 ¹⁾ 0,0005
Обеспечение максимальной угловой скорости МКА в программном повороте, °/с	1	Подтверждено
Обеспечение максимального углового ускорения МКА в программном повороте, °/с ²	0,015	Подтверждено
Перевод МКА из солнечной ориентации в ориентацию в ГОСК (ОСК) и обратно за время не более, мин	10	Подтверждено

Примечание:

Вышеуказанные характеристики обеспечиваются с использованием в контуре управления прибора мБОКЗ-2. На момент подготовки настоящих материалов точность ориентации по угловому положению при использовании в контуре управления прибора ПОЗ-105М в процессе летных испытаний не определялась.

В состав системы управления движением входит бортовая аппаратура, которая подразделяется на чувствительные элементы, исполнительные органы и усилительно-преобразующие устройства, а также программное обеспечение СУД, размещаемое в УМВС и реализующее алгоритмы работы СУД. Управляющая многофункциональная вычислительная система построена по принципу резервированного устройства. Для информационного обмена базового модуля (БМ) УМВС с бортовой аппаратурой (БА) СУД используется многофункциональный канал обмена МКО ГОСТ Р 52070-2003. БМ УМВС является контроллером канала. В состав СУД входят приборы, приведенные в таблице 1.3.2.2.

Таблица 1.3.2.2. Состав СУД МКА «АИСТ-2Д»

Наименование бортовой аппаратуры (условное обозначение)	Разработчик	Кол-во	Внешний вид
1. Изделие 105М – прибор ориентации по Земле (ПОЗ)	НПП «Квант»	2	
2. Оптический солнечный датчик (ОСД)	ИКИ РАН	2	
3. Мини-блок определения координат звезд (мБОКЗ) <ul style="list-style-type: none"> • оптическая головка (ОГ) • блок обработки данных (БОД) 		2 1	
4. Электромагнит (ЭМ)	Самарский университет	3	
5. Комплекс управляющих двигателей-маховиков Колер-Э1 (КУДМ)	НИИ «Командных приборов»	1	
6. Комплекс исполнительных и чувствительных элементов «Грифон» (КИЧЭ): <ul style="list-style-type: none"> • управляющая многофункциональная вычислительная система (УМВС) • одноосный измеритель угловой скорости (ОИУС) • магнитометр аналоговый (МА) 	НПП «Ангарес»	1	
		4	
		2	

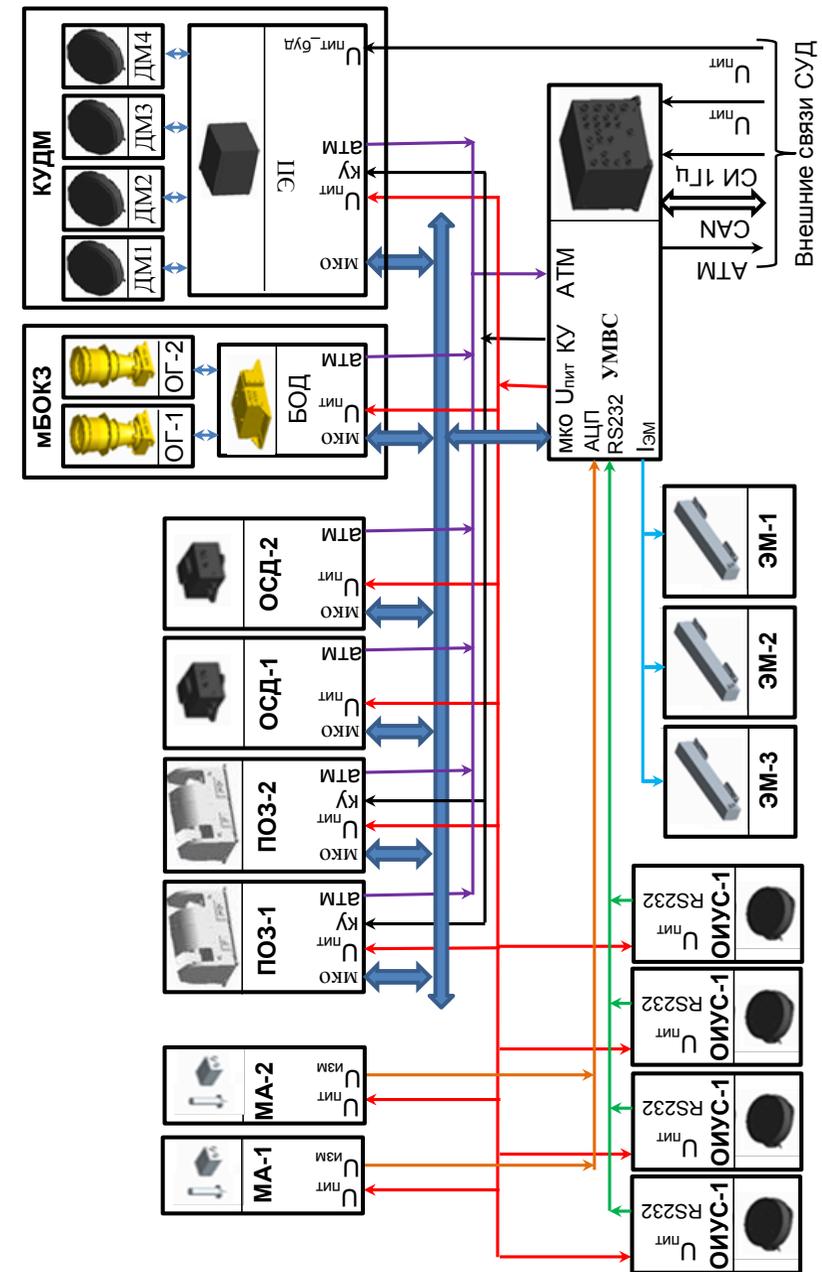


Рисунок 1.3.2.1. Структурная схема системы управления движением МКА «АИСТ-2Д»

Краткая справка: **Научно-производственное предприятие «АНТАРЕС»** (г. Саратов) с организационно-правовой формой собственности «Общество с ограниченной ответственностью» основано 28 июля 1993 года. Основу предприятия составили специалисты, прошедшие школу разработки изделий космического назначения в П/О «Корпус», «Институте проблем точной механики и управления» Российской академии наук, Саратовском филиале «Института радиотехники и электроники» Российской академии наук и Саратовском государственном техническом университете.

Большой опыт создания приборов для систем управления движением (СУД) искусственных спутников Земли (ИСЗ) позволил предприятию практически с момента основания активно включиться в разработку приборов для изделий Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-ПРОГРЕСС» (г. Самара). В 1994 году на предприятии начата разработка аналого-цифрового блока управления (АЦБУ) – по сути первой в России специализированной бортовой мини-ЭВМ на базе высокопроизводительных процессорных модулей, построенной по модульному принципу.

В 1996 году предприятиями НПП «Антарес» и ЦСКБ был заключен государственный контракт на изготовление АЦБУ. В 1999 году в ЦСКБ были проведены испытания АЦБУ с реальными нагрузками. Положительные результаты испытаний подтвердили возможность создания на основе АЦБУ бортовых управляющих систем как для народнохозяйственных ИСЗ, так и для ИСЗ военного назначения, а само АЦБУ явилось прототипом бортовых ЭВМ следующего поколения.

В настоящее время основным направлением деятельности предприятия является применение высоких технологий (волоконная оптика, микромеханика, микропроцессорная техника и др.) в области разработки и производства приборов для систем управления движением, ориентацией и наведением ИСЗ народнохозяйственного и военного назначения.

Применение современных технологий проектирования и прогрессивных конструктивно-технологических решений в сочетании с современной высокоинтегрированной элементной базой ведущих российских и зарубежных производителей электронных компонентов позволили предприятию в короткие сроки разработать и освоить производство ряда изделий наземного и аэрокосмического применения:

1. **Логическое преобразующее устройство (ЛПУ)** – специализированная мини-ЭВМ, используемая в составе испытательного динамического стенда (ИДС), предназначенного для полномасштабной наземной отработки систем управления движением космических

аппаратов различного назначения (передано Заказчику в составе ИДС, успешно эксплуатируется);

2. **Многофункциональный программируемый контроллер (МПК)** – одноканальная специализированная бортовая мини-ЭВМ, предназначенная для использования в СУД изделий типа «Фотон», «Бион» (эксплуатировался на изделиях «Фотон-М» № 1, 2, 3).
3. **Многофункциональный программируемый контроллер (МПК)** – трехканальная специализированная бортовая мини-ЭВМ, предназначенная для использования в СУД изделия «Персона».
4. **Измеритель угловой скорости и линейного ускорения волоконно-оптический с акселерометрами (ИУС ВОА)** – четырехканальная отказоустойчивая система измерения параметров углового и линейного движения изделий «Персона», «Лотос», «Пион», построенная на основе волоконно-оптических гироскопов и кварцевых акселерометров.
5. **Блок измерителей угловой скорости с акселерометрами (БИУС ВОА)** – унифицированный ряд трехканальных инерциальных модулей широкого применения.

На предприятии имеется экспериментальная база, позволяющая проводить необходимую наземную отработку разрабатываемых приборов. Для каждого изделия предприятием разрабатывается, производится и поставляется Заказчику необходимое оборудование, включающее контрольно-испытательную аппаратуру (КИА) и наземный отработочный комплекс (НОК), позволяющие проводить отработочные испытания изделия, начиная от автономных испытаний и заканчивая стыковочными и комплексными испытаниями в составе СУД объекта. Все оборудование проходит необходимую аттестацию в установленные сроки.

В состав УМВС входят следующие функциональные устройства, модули и программное обеспечение:

1. **Базовый модуль (БМ)** (2 шт.), состоящий из:
 - цифрового вычислительного устройства с интерфейсом информационного обмена по МКО;
 - блока управления дежурным режимом с интерфейсом информационного обмена по CAN-2.0BISO11898-2;
 - сторожевого таймера;
 - источника питания;
 - устройства включения;
 - операционного программного обеспечения;
 - драйверного программного обеспечения;
 - специального программного обеспечения.

2. Модули расширения и специальных функций (МРСФ):
 - модуль управления питанием (МУП), 2 шт.;
 - модуль приема сигналов прерывания (МПСП), 2 шт.;
 - модуль выдачи команд управления (МВКУ), 2 шт.;
 - модуль управления электромагнитами (МУЭМ), 2 шт.;
 - модуль управления магнитометром аналоговым (МУМА), 2 шт.;
 - модуль управления одноосными измерителями угловой скорости (МУОИУС), 2 шт.;
 - модуль внешнего запоминающего устройства (МВЗУ), 2 шт.;
 - модуль приема аналоговых и цифровых телеметрических сигналов (МПАЦТС), 2 шт.
3. ОИУС выполнен на основе одноосного волоконно-оптического гироскопа. Полученная с ОИУС информация используется при формировании управляющих сигналов для ориентации МКА. ОИУС совместно с МУОИУС и драйвером МУОИУС обеспечивает формирование и выдачу в СПО УМВС информации:
 - о проекциях вектора абсолютной угловой скорости изделия на оси чувствительности ОИУС;
 - о приращениях интегралов проекций вектора абсолютной угловой скорости изделия на оси чувствительности ОИУС;
 - о моментах времени, на которые сформирована информация.
 В комплексе исполнительных чувствительных элементов (КИЧЭ) установлено четыре ОИУС. На этапе гашения угловых скоростей используются четыре ОИУС одновременно. В последующем используются три ОИУС одновременно, а один ОИУС находится в ненагруженном резерве.

Функциональная готовность ОИУС к работе от момента подачи питания не более 1 с. Под функциональной готовностью ОИУС понимается время готовности к работе с пониженными точностями. Время готовности ОИУС к работе с максимальными точностями не более 40 мин.
4. Магнитометр аналоговый трехосный (основной МА-1 и дублирующий в ненагруженном резерве МА-2) предназначен для измерения проекций вектора индукции магнитного поля Земли.

5. Прибор ориентации по Земле (ПОЗ) является оптико-электронным прибором ориентации по Земле секущего типа. Прибор выполнен в виде негерметичного моноблока. На МКА установлены два ПОЗ для обеспечения функционального резерва. ПОЗ предназначен для формирования информации об угловом положении оси Y_n прибора и проекций направления от геометрического центра Земли на две взаимно-перпендикулярные плоскости приборной системы координат.
6. На МКА устанавливается одно изделие «КУДМ Колер-Э1» (далее по тексту КУДМ). Изделие «КУДМ Колер-Э1» предназначено для работы в составе СУД МКА и обеспечивает создание управляющих моментов, реализующих заданную ориентацию МКА. В состав изделия КУДМ входят:
 - двигатель-маховик (ДМ) – 4 шт.;
 - электронный прибор (ЭП) – 1 шт.
 Двигатели-маховики предназначены для создания управляющих моментов по осям, параллельным осям вращения ротора ДМ.

Краткая справка: *Научно-исследовательский институт командных приборов (г. Санкт-Петербург) образован в 1967 году. Главное направление деятельности предприятия – разработка комплексов командных и силовых гироскопических приборов для навигации и управления движением ракет, ракет-носителей, разгонных блоков, космических аппаратов и других подвижных объектов.*

Предприятием разработаны и сданы в эксплуатацию несколько типов и поколений комплексов командных приборов указанного назначения. Специфической особенностью этих комплексов является построение их на базе гироскопов с бесконтактным подвесом чувствительного элемента в потоке газа или жидкости. Некоторые из этих комплексов оснащены приборами коррекции, для чего разработаны необходимые методы и средства, в частности, звездные каталоги. Для достижения высоких точностей и автономности функционирования разработаны методы предпусковой калибровки командных приборов и автономного определения начальной ориентации гироскопических форм.

Важным направлением работ предприятия является создание силовых гироскопических комплексов и управляющих двигателей-маховиков для систем ориентации космических аппаратов (КА). Предприятием создано несколько поколений силовых гироскопических комплексов для высокоманевренных КА с прецизионной системой ориентации, служащих для наблюде-

ния из космоса, разработан унифицированный ряд гиродинов и унифицированный ряд управляющих двигателей-маховиков.

Для космических аппаратов и технических средств других отраслей разрабатываются управляющие приводы различного назначения, датчики, в том числе устройства поворотные солнечных батарей, системы магнитной разгрузки гиродинов и двигателей-маховиков, датчики горизонтирования и другие устройства.

НИИ командных приборов является членом Международной ассоциации участников космической деятельности (МАКД) и активным участником многих отечественных и международных программ, реализуемых головными предприятиями ракетно-космической отрасли.

Электронный прибор предназначен для управления четырьмя ДМ и сопряжения с УМВС. ЭП включает в себя один резервированный контроллер (резервирование «горячее») и 8 блоков управления двигателем (БУД), по два (основной и резервный) блока на один канал управления, обеспечивающий работу соответствующего ему двигателя-маховика. Схема КУДМ предусматривает возможность управления (включения/выключения) резервами в каждом канале управления по командным сообщениям из УМВС по МКО.

Управляющий момент, приложенный к ротору ДМ, создает реакцию на корпус прибора, возникающую при разгоне (или торможении) ротора ДМ. Значение управляющего момента пропорционально ускорению вращения ротора и его моменту инерции. Для приведения ротора во вращение используется бесконтактный двигатель постоянного тока (БДПТ), обеспечивающий регулировочные характеристики во всем диапазоне угловых скоростей и моментов.

6. Электромагниты СУД являются магнитными исполнительными органами в составе СУД. Во время работы система из трех ортогонально расположенных ЭМ СУД используется для формирования управляющего магнитного момента, который при взаимодействии с магнитным полем Земли обеспечивает формирование механического момента, необходимого для осуществления гашения угловых скоростей и разгрузки системы «МКА+КУДМ». Каждый ЭМ СУД состоит из двух параллельно соединенных обмоток, намотанных на сердечник из аморфного сплава с нанокристаллической структурой. Сердечник с

обмотками закреплен в корпусе, предназначенном для установки на МКА.

7. Мини-блок определения координат звезд мБОКЗ-2 предназначен для определения пространственной ориентации МКА в инерциальной геоцентрической системе координат текущей эпохи. Прибор мБОКЗ-2 состоит из двух оптических головок ОГ 32/2000, блока обработки данных БОД-2 и двух межблочных соединительных кабелей. БОД-2 содержит два электрически (кроме цепей контроля стыковки) и информационно не связанных между собой полукомплекта. Одна ОГ 32/2000 и один полукомплект БОД-2 образуют измерительный полукомплект мБОКЗ-2. Далее полукомплекты именуется приборами мБОКЗ-2-1, мБОКЗ-2-2.
8. Оптический солнечный датчик (ОСД) предназначен для определения вектора направления на центр видимого диска Солнца в ПСК.

Краткая справка: Федеральное государственное бюджетное учреждение науки **Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)** (г. Москва) – головной академический институт по исследованию и использованию космического пространства в интересах фундаментальных наук. ИКИ выполняет экспериментальные научные работы по таким направлениям космической физики, как астрофизика, физика планет и малых тел Солнечной системы, физика Солнца и солнечно-земных связей, космическая плазма и исследования в области нелинейной геофизики. ИКИ поручены также подготовка программ научных космических исследований, разработка и испытания комплексов научной аппаратуры по проектам, принятым Российской академией наук и Федеральным космическим агентством.

ВВ СУД аппаратно предусмотрен энергосберегающий режим работы СУД, позволяющий за счет уменьшения точности ориентации организовать режим работы с периодическим отключением и последующим самостоятельным включением системы. Сквозность (включенное-отключенное состояние) определяется степенью возможного ухудшения точностных характеристик на участках свободных от работы целевой аппаратуры.

Структура БПО СУД и возможности УМВС позволяют в короткое время проводить модернизацию СУД в части изменения точностных и динамических характеристик СУД путем изменения ее приборного состава. В качестве примера можно рассмотреть за-

мену КУДМ на четыре SGK разработки НИИ «Командных приборов» с кинетическим моментом 5 Нмс. В этом случае при общем снижении массы СУД и сохранении точностных характеристик, существенно возрастают динамические характеристики СУД. Так, время разворота на 45° уменьшается со 100 с до 23 с, возможное угловое ускорение увеличивается с $0,015^\circ/\text{с}^2$ до $0,6^\circ/\text{с}^2$.

1.3.3. Система электропитания

Система электропитания, в соответствии с техническим заданием на СЭП, должна обеспечивать следующие характеристики:

- напряжение на выходе СЭП – входе в БСКУ в диапазоне:
 - а) от 23,5 до 32,0 В при установившихся токах нагрузки до 15 А;
 - б) от 22,5 до 32,0 В при импульсной токовой нагрузке до 25 А на время до 200 мс с фронтом нарастания тока не более 600 А/мс. Длительность переходного процесса не более 60 мс. Переходный процесс считается законченным при установлении выходного напряжения в пределах от 23,5 до 32,0 В;

- питание БА (без учета собственного потребления СЭП) в ориентированном полете со среднесуточной мощностью не более 285 Вт на конец третьего года работы при среднесуточном $\cos \alpha \geq 0,39$, где α – это угол между нормалью к плоскости панели батареи солнечной и направлением на Солнце;

- время работы – не менее трех лет.

Технические характеристики СЭП обеспечиваются при условии:

- ежедневного восполнения емкости ЛИАБ;
- поддержания системой обеспечения теплового режима (СОТР) изделия температуры мест установки ЛИАБ от 0 до 40°C в режиме штатной работы (ШР);
- поддержания СОТР изделия температуры мест установки БАКУР от минус 50 до плюс 50°C .

В состав СЭП входят:

- батарея солнечная, содержащая батарею фотоэлектрическую (БФ) и механическое устройство БС (МУ БС). Головной разработчик и изготовитель БС и БФ – ПАО «Сатурн», (г. Краснодар), разработчик и изготовитель МУ БС – ООО «НПП «ТАИС», (г. Химки);
- литий-ионная аккумуляторная батарея (ЛИАБ) состава

8x2ЛИ-40. Разработчик и изготовитель ПАО «Сатурн»;

- блок автоматики контроля, управления и регулирования (БАКУР). Разработчик и изготовитель АО «РКЦ «Прогресс».

Краткая справка: *Публичное акционерное общество «Сатурн» (г. Краснодар) было организовано в 1964 г. и функционировало как многопрофильное предприятие по разработке и производству химических и физических источников тока, датчиковой и преобразовательной аппаратуры, электрохимических генераторов и изделий электротехники специального и общепромышленного назначения. В конце 80-х – начале 90-х годов окончательно сформировался профиль предприятия как разработчика солнечных (СБ) и аккумуляторных батарей (АБ) для космических аппаратов (КА), контрольно-измерительной аппаратуры для этих изделий. За годы своего существования ПАО «Сатурн» оснастило солнечными и аккумуляторными батареями более 1200 космических аппаратов, эксплуатирующихся на всех типах орбит.*

Фактические сроки службы СБ и АБ достигли 9 лет на ГСО и 6 лет на НОО, гарантируемые – 15 лет на ГСО и 7 – 10 лет на НОО.

На ОТ МКА «АИСТ-2Д» СЭП – новая разработка. Все составные части являются инновационными. Для обеспечения основного требования к системам МКА – минимальные размеры и масса в СЭП реализованы следующие решения:

- применена самая современная на текущий момент БС, состоящая из арсенид-галлиевых трех каскадных ФЭП, закрепленных на углепластиковом интегральном каркасе, вид которого с фрагментами монтажа ФЭП и кабелей приведен на рисунке 1.3.3.1;

- применена одна литий-ионная аккумуляторная батарея состава 8x2ЛИ-40 со встроенным устройством выравнивания напряжений аккумуляторов;

- СЭП выполнена по параллельной структурной схеме с одним электронным преобразователем – регулятором избыточной мощности БС (регуляторы заряда и разряда АБ отсутствуют, но при этом работа АБ и БФ обеспечивается за счет согласования их характеристик, а выходное напряжение СЭП обеспечивается за счет стабильных зарядно-разрядных вольт-амперных характеристик ЛИАБ;

- регулятор избыточной мощности БС выполнен по схеме шунтового секционированного стабилизатора напряжения (ШССН), который при превышении выходного напряжения СЭП осуществляет последовательное шунтирование от 1 до 16 генераторов

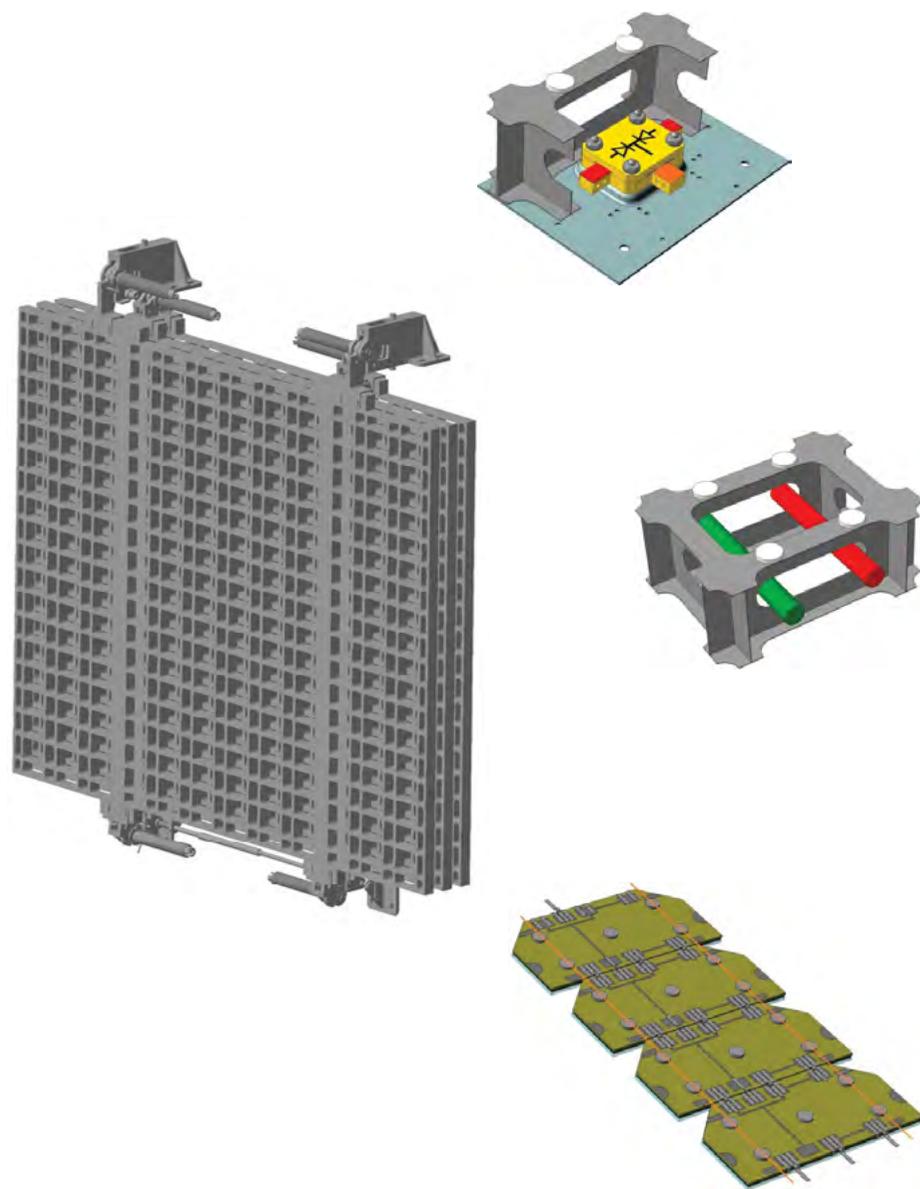


Рисунок 1.3.3.1. Интегральный каркас БС МКА «АИСТ-2Д» с элементами монтажа

секционированной БС, за счет этого обеспечивая высокое качество выходного напряжения;

- контроль и управление СЭП и ее элементов осуществляется микропроцессорным блоком автоматики, связанным с БКУ по шине CAN;

- блок автоматики контроля и управления СЭП (БАКУР) обеспечивает также подключение АБ, заряд фильтров и коммутацию выходных шин к нагрузке по контакту отделения (КО) МКА от разгонного блока «Волга».

Структурная схема СЭП МКА «АИСТ-2Д» приведена на рисунке 1.3.3.2.

БАКУР реализует следующие функции:

- управление силовыми коммутаторами КР1 ... КР5 (включение АБ по КО, заряд фильтров, включение питания нагрузки);

- ограничение напряжения БФ за счет шунтирования части секций;

- коммутация нагревателей (НВ 1, 2) АБ;

- прием и выполнение технологических команд управления при электрорадиотехнических испытаниях МКА;

- организация питания составных частей прибора (контроллера, регулятора напряжения, пороговых датчиков напряжения, датчиков тока);

- контроль минимального и максимального напряжений АБ;

- контроль напряжения СЭП, напряжения АБ, напряжения каждого элемента АБ, температуры АБ (по 3 датчикам), разрядной емкости АБ, тока БФ, тока нагрузки, тока заряда и разряда АБ;

- формирование сигналов на включение и отключение нагревателей АБ, устройств выравнивания АБ;

- связь по шине CAN с системой управления МКА.

Напряжение на выходе СЭП находится в диапазоне от 23,5 до 32,0 В при установившихся токах нагрузки до 15 А и от 22,5 до 32,0 В при импульсной токовой нагрузке до 25 А на время до 200 мс с фронтом нарастания тока не более 600 А/мс.

СЭП обеспечивает электропитание БА гарантируемой среднесуточной мощностью не менее 285 Вт на конец третьего года работы при среднесуточном $\cos \alpha \geq 0,39$ и не более 75 Вт в неориентированном полете (НП) при среднесуточном $\cos \alpha \geq 0,104$.

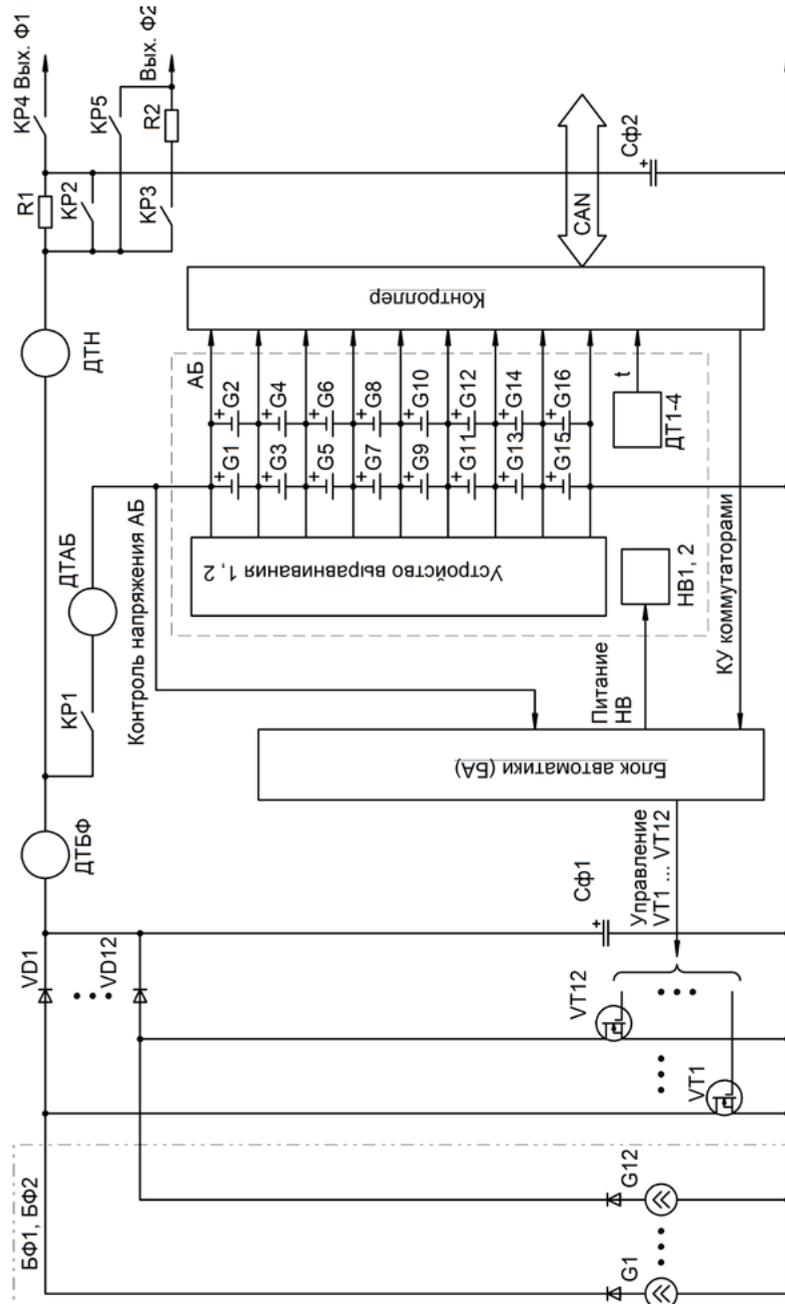


Рисунок 1.3.3.2. Структурная схема СЭП МКА «АИСТ-2Д»

БС состоит из БФ и механического устройства БС (МУ БС).

МУ БС содержит две панели. Каждая панель в свою очередь состоит из трех створок. МУ БС предназначено для:

- крепления БФ;
- закрепления БС на МКА в сложенном состоянии;
- раскрытия панелей БС по команде управления из БКУ;
- выдачи ТМИ о раскрытии панелей и о температуре поверхности БФ.

В системе расфиксации панелей батареи солнечной МКА «АИСТ-2Д» применены безударные устройства – тепловые чеки и пружинные фиксаторы. После подачи напряжения на тепловую чеку в ней происходит плавление рабочего тела, объем которого увеличивается на 6-8%, при этом толкатель освобождает шариковый замок, удерживающий предварительно натянутый трос, который в свою очередь освобождает пружинные фиксаторы механизма раскрытия БС. Под действием энергии пружин в узлах вращения корневой створки осуществляется отвод всего пакета створок от корпуса КА, затем после поворота пакета на угол более 70 градусов расфиксируется узел вращения средней створки, а после ее поворота и узел вращения концевой створки. Таким образом, осуществляется управляемое раскрытие БС, исключая ударные и уменьшающее возмущающие воздействия на МКА. В каждом узле поворота установлены контактные телеметрические датчики, замыкающие свои контакты после полной фиксации каждой створки в раскрытом положении.

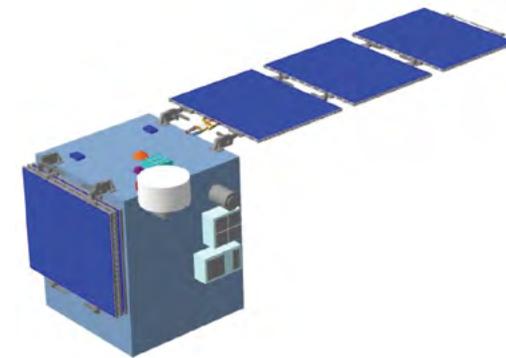


Рисунок 1.3.3.3. Вид БС в сложенном и раскрытом состоянии в составе МКА «АИСТ-2Д»



Рисунок 1.3.3.4. Фото БС, установленной на МКА «АИСТ-2Д»

Вид БС, установленной на МКА как в сложенном, так и раскрытом состоянии, приведен на рисунках 1.3.3.3 и 1.3.3.4.

СЭП в целом прошла отработку в составе экспериментальной установки с использованием опытных образцов БАКУР и ЛИАБ после завершения их автономных испытаний, а также штатных кабелей БКС.

Необходимо особо отметить два момента: первый – все составные части системы электропитания являются полностью отечественной разработкой и изготовлены из отечественных комплектующих; второй – система создана при активном участии целого ряда молодых специалистов АО «РКЦ «Прогресс», в большинстве своем выпускников Самарского университета, получивших неоценимый опыт самостоятельной разработки в тесном взаимодействии как с конструкторами и производственниками РКЦ «Прогресс», так и с представителями кооперации.

В настоящее время СЭП в составе МКА «АИСТ-2Д» функционирует без замечаний, обеспечивая все заданные характеристики.

1.3.4. Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима (СОТР) предназначена для поддержания температурных условий в необходимых пределах, обеспечивающих нормальное функционирование бортовой аппаратуры (БА) при штатной эксплуатации в условиях орбитального полета.

СОТР МКА «АИСТ-2Д» построена на использовании панелей с тепловыми трубами, тепловых труб бортовой аппаратуры (ТТ), контурных тепловых труб (КТТ), цифровых термометров и пленочных электронагревателей (ПЭН), управляемых контроллером теплового режима (КТР), который конструктивно входит в БСКУ.

Для обеспечения отвода тепла от мест установки бортовой тепловыделяющей аппаратуры применяются панели со встроенными тепловыми трубами, располагаемыми параллельно продольной оси изделия. Шаг между ТТ выбран исходя из величины тепловыделения и значения плотности теплового потока от размещаемой на ней бортовой аппаратуры.

В состав панелей входят коллекторные тепловые трубы, располагаемые на одной из наружных поверхностей панели перпендикулярно внутренним ТТ. Они обеспечивают распределение тепловой нагрузки по поверхности панелей.

Для перераспределения теплового потока между панелями применяются контурные тепловые трубы (КТТ).

Излучение тепловой нагрузки, получаемой от БА, обеспечивается радиаторами-охладителями, которые представляют собой зоны на наружной поверхности панелей с нанесенным терморегулирующим покрытием.

Для обеспечения теплового режима БА, требующей относительно узкого диапазона температур, используются пленочные электронагреватели, приклеиваемые на поверхность панелей, а также на термокожух оптико-электронной аппаратуры.

При штатной работе СТР ПЭН работают в автоматическом режиме. Внутреннюю логику управления каждым ПЭН и контроль работы СТР обеспечивает БСКУ. Поддержание заданных температурных условий для внешних элементов МКА осуществляется организацией их тепловой связи с конструкцией МКА, а также нанесением терморегулирующих покрытий на их поверхность или установкой ЭВТИ.

1.4. Комплекс целевой аппаратуры

1.4.1. Комплекс широкозахватной мультиспектральной оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ видимого диапазона

Аппаратура дистанционного зондирования Земли малого космического аппарата «АИСТ-2Д» представлена оптико-электронной аппаратурой (ОЭА) «Аврора» высокого разрешения разработки ПАО «КМЗ» и комплексом оптико-электронной целевой аппаратуры (КОЭЦА), разработанным в НПП «ОПТЭКС» – филиале АО «РКЦ «Прогресс» [4, 5, 6]. Обе системы создавались специально для использования в составе малогабаритного опытно-технологического космического аппарата-демонстратора «АИСТ-2Д». Разработка велась независимо друг от друга по взаимовызыванным и взаимодополняющим техническим заданиям.

ОЭА «Аврора» представляет собой оптико-механическую систему видимого диапазона, в состав которой, кроме непосредственно оптических элементов, входит ряд служебных систем, призванных обеспечить высокое качество изображения в условиях эксплуатации в космосе. КОЭЦА в своем составе содержит фотоприемные устройства – оптико-электронные преобразователи, которые размещаются в фокальной плоскости оптической системы и преобразуют оптическое изображение в цифровой электрический сигнал. Таким образом, ОЭА «Аврора» функционально использует фотоприемные блоки оптико-электронных преобразователей из состава комплекса оптико-электронной целевой аппаратуры.

Уникальной особенностью зеркально-линзовой оптической системы ОЭА «Аврора», разработанной по схеме Ричи-Кретьена, является большое угловое поле зрения и хорошее значение ФПМ на высоких пространственных частотах, что позволило минимизировать фокусное расстояние и габариты телескопа, а также использовать фотоприемные матрицы ПЗС с небольшим размером пикселей.

Именно сочетание широкого поля зрения телескопа ($2\omega=5,2^\circ$) и размера пикселей (6 мкм) матриц ПЗС, работающих в режиме временной задержки и накопления, обеспечило большую полосу захвата МКА «АИСТ-2Д», которая составила 39,5 км при простран-

ственном разрешении 1,46 метра (GSD – ground sample distant) в панхроматическом (ПХ) диапазоне. Одновременно с панхроматическими изображениями оптико-электронная аппаратура МКА «АИСТ-2Д» позволяет получать мультиспектральные (МС) изображения в трех спектральных каналах 0,45 – 0,52 мкм, 0,52 – 0,60 мкм, 0,63 – 0,69 мкм, что приблизительно соответствует синему (B), зеленому (G) и красному (R) каналам и обеспечивает формирование качественного цветного изображения. Пространственное разрешение в каждом из мультиспектральных каналов втрое меньше, чем в панхроматическом. Разработанная технология совмещения данных ПХ и МС каналов реализует создание цветных снимков с разрешением панхроматического канала во всей полосе захвата.

Еще одним инструментом, входящим в состав аппаратуры дистанционного зондирования МКА «АИСТ-2Д», является оптико-электронная камера низкого разрешения КОЭ-ИКД, работающая в тепловом инфракрасном диапазоне 8-14 мкм. Пространственное разрешение камеры составляет 123 метра. В качестве фотоприемника в космической камере впервые используется микроболометрическая матрица. Собственно, весь инструмент КОЭ-ИКД предназначен, в первую очередь, для апробации новых технологий в области приборостроения для ДЗЗ, отработки схемотехнических, конструктивных решений и методов съемки в тепловом ИК-диапазоне с помощью микроболометрической матрицы, а также для оценки достижимых параметров и условий применения микроболометрических приемников. Ожидается, что КОЭ-ИКД позволяет получать снимки с температурным разрешением около 0,1 градуса. Одной из задач, которую предстоит решить с помощью инфракрасной тепловой камеры на борту МКА «АИСТ-2Д», является отработка методологии обнаружения лесных пожаров.

Для обеспечения накопления информации ДЗЗ, получаемой в различных регионах Земли, результатов съемок в видимом и инфракрасном диапазонах, а также данных от научных приборов и бортовой телеметрии, на борту МКА имеется бортовое запоминающее устройство (БЗУ-А), которое входит в состав комплекса целевой аппаратуры (КОЭЦА). Объем БЗУ-А на основе флеш-памяти составляет 160 Гбайт на начало эксплуатации. Этого достаточно, чтобы обеспечить все режимы работы как аппаратуры ДЗЗ, так и

научных приборов на протяжении всего срока активного существования МКА.

Для передачи накопленной информации с запоминающего устройства на наземные приемные станции в составе КОЭЦА имеется аппаратура бортовой радиолнии передачи целевой информации (БА РЛЦИ). Радиолния работает в X-диапазоне. Основу БА РЛЦИ составляют два радиопередающих устройства ПРД-3 (основное и резервное) разработки ЗАО НПП «САИТ» (г. Зеленоград). Скорость передачи данных 150 Мбит/с.

Прием информации от МКА «АИСТ-2Д» осуществляется в ЦПОИ «Самара», который оснащен соответствующими рабочими местами и программным обеспечением. Технические и программные средства для приема и первичной обработки информации ДЗЗ МКА «АИСТ-2Д» разработаны специалистами НПП «ОПТЭКС». В случае необходимости параллельный или автономный прием информации может осуществляться на наземной станции, располагающейся в Зеленограде в филиале АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС».

Система управления космическим аппаратом обеспечивает гибкое оперативное решение задач всей целевой аппаратурой ДЗЗ, ОЭА «Аврора» и КОЭЦА, обеспечивая необходимое планирование съемок, задание режимов съемки и передачи. Производительность съемки комплексом при однопунктной схеме приема достигает 100 тыс. кв. километров в сутки с высоким пространственным разрешением.

Примеры цветного и панхроматического снимков оптико-электронной аппаратуры «Аврора» с КОЭЦА приведены на рисунках 1.4.1.1 и 1.4.1.2 соответственно. Цветное изображение путем синтеза на основе информации трех мультиспектральных и панхроматического каналов одновременно («Pansharp»).

На рисунке 1.4.1.2 представлен фрагмент панхроматического снимка района Сан-Франциско: двух из четырех взлетно-посадочных полос (ВПП) аэропорта этого мегаполиса. Снимок сделан 27 мая 2016 г. и демонстрирует реальное пространственное разрешение. Хорошо читается разметка ВПП и их обозначение «L» – («Left» – левая) и «R» («Right» – правая), а также номер 28, соответствующий азимуту захода на посадку 280 градусов. Известно,



Рисунок 1.4.1.1. Фрагмент цветного изображения ОЭА «Аврора», синтезированный на основе информации трех мультиспектральных и панхроматического канала КОЭЦА

что ширина ВПП в Сан-Франциско составляет 60 метров. На снимке хорошо различаются две группы по восемь светлых полос, обозначающих начало разрешенной зоны приземления. Простой подсчет показывает, что на этом снимке различаются полосы шириной около 1,8 метра.

На рисунке 1.4.1.3 представлен цветной обзорный снимок района залива Сан-Франциско, полученный оптико-электронной аппаратурой «Аврора» с КОЭЦА МКА «АИСТ-2Д». Красным прямоугольником обозначена область снимка, которая показана на рисунке 1.4.1.4. По этим фотографиям можно судить о качестве изображения, пространственном разрешении и цветопередаче.



Рисунок 1.4.1.2. Взлетно-посадочная полоса в Сан-Франциско. Фрагмент снимка МКА «АИСТ-2Д» в панхроматическом канале от 27.05.2016 г.

Инфракрасная аппаратура МКА «АИСТ-2Д» демонстрирует высокое тепловое разрешение при наблюдении земной поверхности. На рисунке 1.4.1.5 показан синтезированный в псевдоцветах фрагмент маршрута, снятого камерой КОЭ-ИКД с разрешением 123 метра.

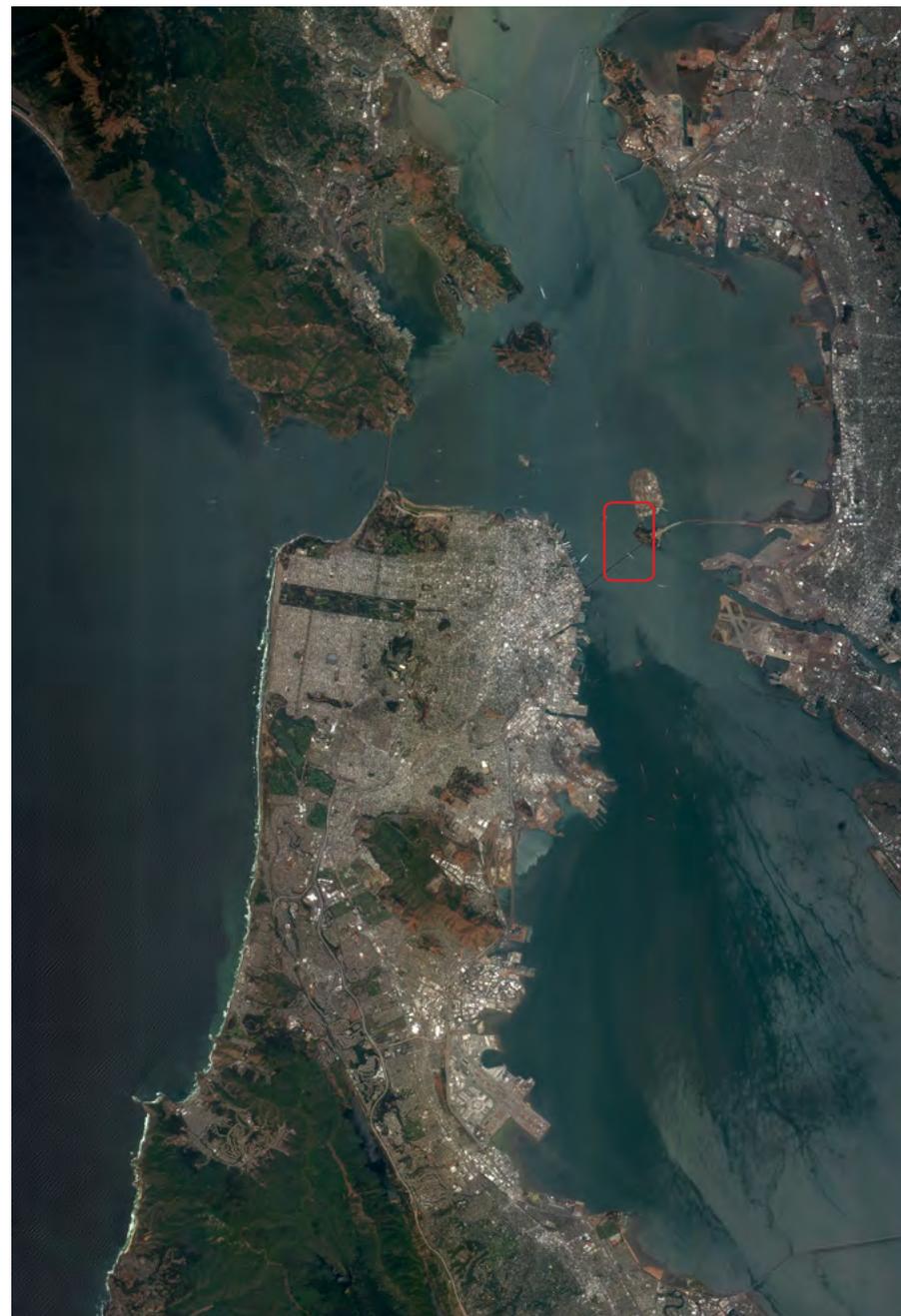


Рисунок 1.4.1.3. Обзорный снимок залива Сан-Франциско (МКА «АИСТ-2Д»)

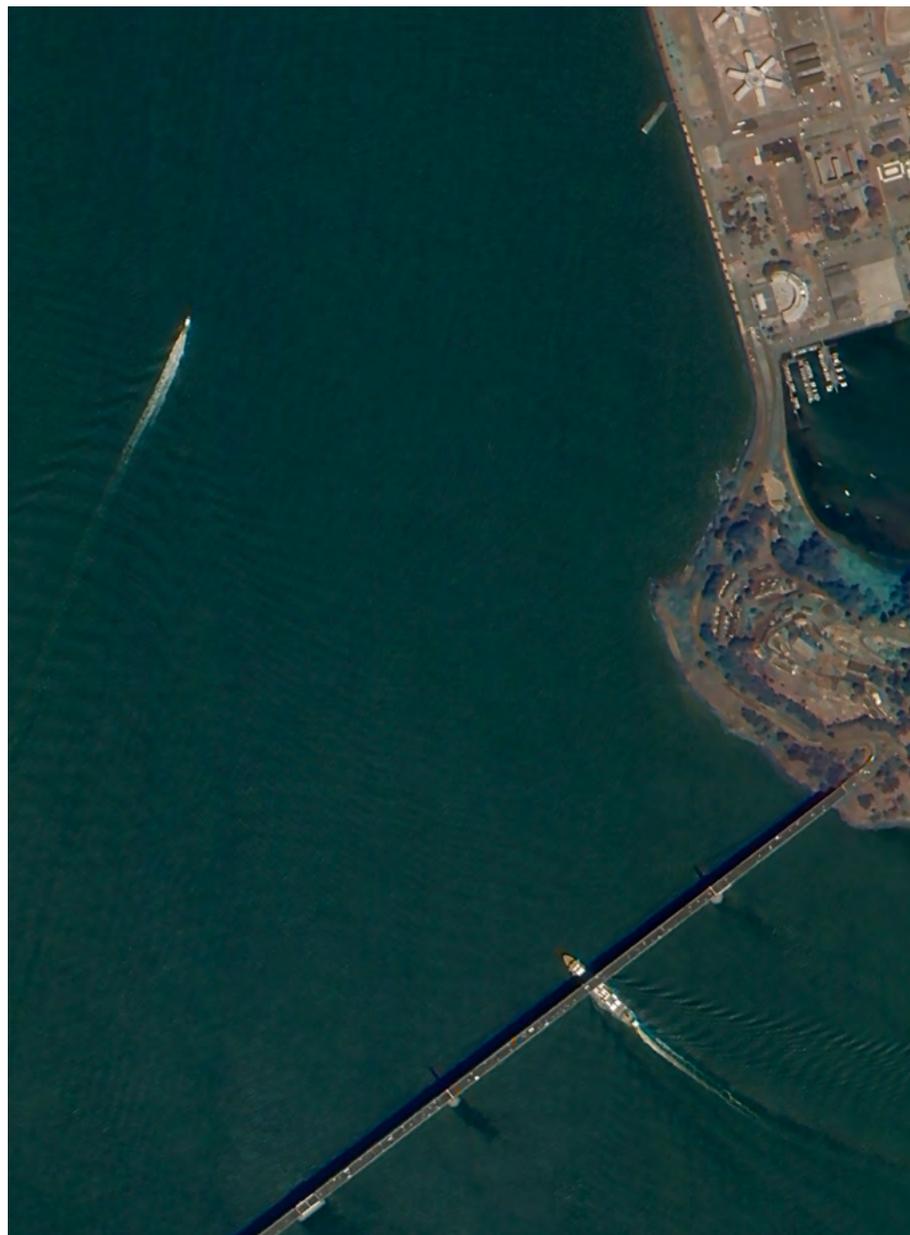


Рисунок 1.4.1.4. Фрагмент снимка залива Сан-Франциско (МКА «АИСТ-2Д»), выделенный на снимке (рисунок 1.4.1.3.) красным цветом

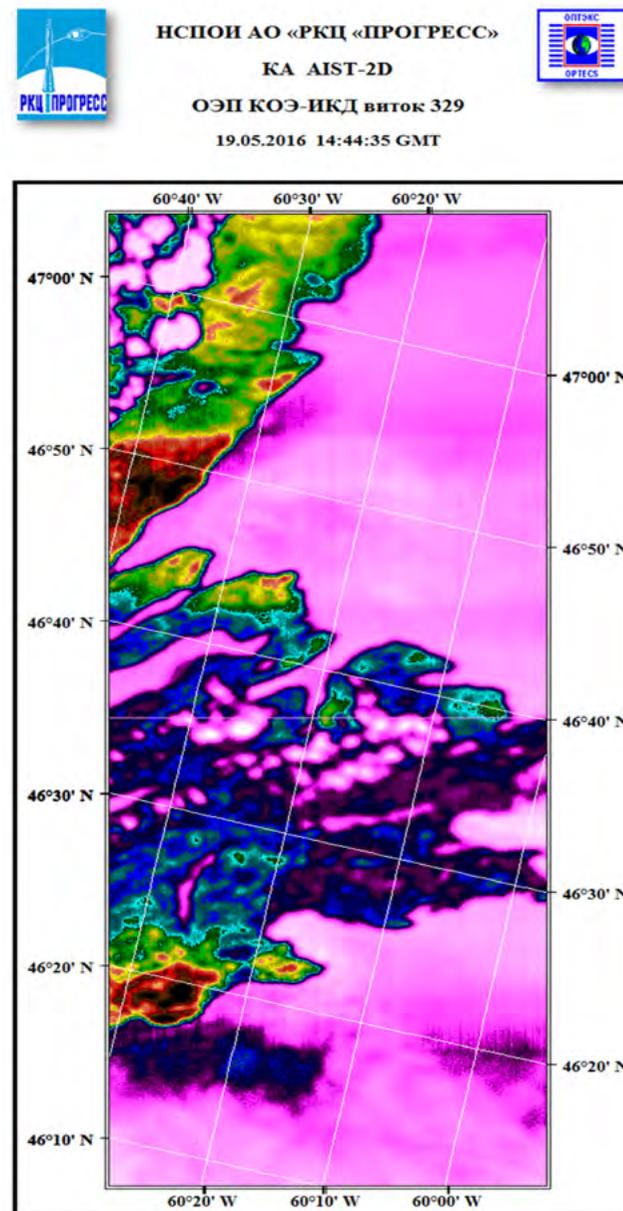


Рисунок 1.4.1.5. Инфракрасный снимок в диапазоне 8-14 мкм камерой КОЭ-ИКД МКА «АИСТ-2Д»

Оснащенный оптико-электронной аппаратурой «Аврора» и комплексом целевой аппаратуры КОЭЦА МКА «АИСТ-2Д» относится к аппаратам ДЗЗ высокого разрешения. Данные дистанционного зондирования, получаемые им, могут быть использованы для решения широкого круга задач: картографии, мониторинга чрезвычайных ситуаций, гидрологии, сельского, лесного и рыбного хозяйства, составления прогнозов урожая и карт продуктивности, экологического мониторинга, обнаружения зон загрязнения, пожаров и т.п.

Сравнение характеристик оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ КА «АИСТ-2Д» с отечественными и зарубежными аналогами показано в таблице 1.4.1. Характеристики оптико-электронной аппаратуры ВД- и ИК-диапазона приведены для наблюдения в надир с высоты круговой орбиты 490 км, на которую был выведен КА «АИСТ-2Д». Видно, что МКА «АИСТ-2Д» приблизительно соответствует спутникам SPOT-6 и SPOT-7, запущенным CNES (Centre National d'Études Spatiales – французское космическое агентство) в 2012 и 2013 гг.

Таблица 1.4.1. Сравнение характеристик некоторых КА ДЗЗ.

Спутник	Страна	Год запуска	Разрешение, (проекция)			Полоса захвата, км		
			ПХ	МС	ИК	ПХ	МС	ИК
Cartosat-1	Индия	2005	2,2	----	----	26,4	----	----
Formosat-1	Тайвань	2004	2,0	8	----	24	24	----
Theos	Таиланд	2008	2,0	15	----	22	90	----
ALOS	Япония	2006	2,5	10	----	70 2 камеры	70 2 камеры	----
DubaiSat-1	ОАЭ	2009	2,5	5	----	20	20	----
AlSat-2	Алжир	2010	2,5	10	----	17,5	1,5	----
Канопус-В	Россия	2012	2,1	10,5	----	23,3	20,1	----
Nigersat-2	Нигерия	2011	2,5	5	----	20	20	----
Spot-6, 7	Франция	2012, 2013	2,0 (1,5)	8	----	60 2 камеры	60 2 камеры	----
Канопус-В-ИК	Россия	2016 (план)	2,1	10,5	130	23,3	20,1	2000
«АИСТ-2Д»	Россия	2016	1,48	4,41	123	39,6	39,6	47,2

При этом «АИСТ-2Д» превосходит остальные КА аналогичного класса по разрешающей способности и полосе захвата, а также по наличию ИК-канала.

Следует обратить внимание, что полоса захвата 60 км на КА SPOT-6 и SPOT-7 обеспечивается двумя камерами NAOMI, а в МКА «АИСТ-2Д» – почти 40 км – только одной камерой ОЭА «Аврора». Более того, физическое разрешение (проекция пиксела – GSD) аппаратуры КА SPOT-6 и SPOT-7 составляет 2 метра.

1.4.2. Оптико-электронная аппаратура «Аврора»

Оптико-электронная аппаратура «Аврора» разработана в ПАО «КМЗ» по заказу АО «РКЦ «Прогресс» специально для использования в составе МКА «АИСТ-2Д».

Краткая справка: «Красногорский оптико-механический завод» (ПАО «КМЗ») – ведущее оптическое предприятие России, расположенное в г. Красногорске Московской области. Основано в 1942 г. В настоящее время входит в состав холдинга «Швабе» государственной корпорации «Ростех». Основными направлениями деятельности ПАО «КМЗ» являются разработка и создание оптико-электронных средств контроля космического пространства; систем мониторинга земной поверхности с космических носителей; оптико-электронных средств для бронетанковой техники; оптико-электронных средств для стрелкового оружия, оптико-электронных средств для авиации; фототехники. В 1959 году впервые в мировой практике сфотографирована обратная сторона Луны. На межпланетной автоматической станции была установлена фотографическая аппаратура АФА-Е1, созданная заводом. За годы своей работы специалистами предприятия созданы многочисленные оптико-электронные приборы и системы для космической разведки и ДЗЗ. С 2005 г. на орбите в составе КА «Монитор-Э» успешно работали оптико-электронные многозональные аппараты дистанционного зондирования Земли «Гамма-Л» и «Гамма-Ц». В 2006 году в составе КА «Ресурс-ДК» введена в эксплуатацию оптико-электронная аппаратура дистанционного зондирования Земли высокого разрешения «Геотон» для исследования природных ресурсов Земли и предупреждения экологических катастроф. В июне 2013 года был осуществлен успешный запуск первого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Ресурс-П» с уникальными изделиями ПАО «КМЗ» – модернизированной аппаратурой дистанционного зондирования Земли «Геотон-Л1» и гиперспектрометром ГСА. В настоящее время уже три комплекта этих систем штатно работают в составе КА «Ресурс-П» № 1, № 2 и № 3.

1.4.2.1. Оптическая схема объектива ОЭА «Аврора»

Для применения в составе МКА «АИСТ-2Д» рассматривались различные варианты оптических схем, в том числе и полностью линзовые, полностью зеркальные внеосевые, а также зеркально-линзовые. При этом стояла задача в кратчайшие сроки и за минимальные средства создать объектив, удовлетворяющий очень противоречивым требованиям: обеспечивающий высокое пространственное разрешение в спектральном диапазоне $0,45 \div 0,8$ мкм на частоте до 84 пар линий на миллиметр, имеющий большое угловое поле зрения до 5,2 градусов и при этом легкий и термо-баростабильный, исключая терморасстраиваемость при изменении температуры от 0°C до 40°C в условиях эксплуатации в космосе.

Линзовые системы, в создании которых для космических систем «Ресурс-ДК1» и «Ресурс-П» КМЗ накопил огромный положительный опыт, в данном случае сразу были отклонены по причине массогабаритных ограничений. Зеркальные внеосевые системы потребовали бы существенно больших сроков на свою разработку и наземную экспериментальную отработку. Зеркально-линзовые объективы значительно легче и компактнее линзовых объективов с таким же фокусным расстоянием. Лучи, строящие изображение, отражаясь дважды от зеркальных поверхностей объектива, как бы складываются втрое, и примерно втрое уменьшается габаритная длина объектива. Благодаря этой особенности зеркально-линзовые объективы имеют относительно простую и компактную конструкцию. Оптические свойства зеркал не меняются при изменении длины волны падающего света (т. е. зеркала ахроматичны), что позволяет значительно снизить хроматические aberrации, которые в зеркально-линзовых объективах по сравнению с линзовыми практически отсутствуют. Поэтому выбор был сделан в пользу зеркально-линзового объектива на базе схемы Ричи-Кретьена с расширенным полем зрения (рисунок 1.4.2.1).

Расчет и оптимизация параметров зеркально-линзового объектива ОЭА «Аврора» выполнены с учетом дополнительных оптических элементов аппарата в программной среде «Zemax». Исходная схема состоит из двух гиперболических зеркал – вогнутого главного и выпуклого вторичного. Главная особенность данной схемы – отсутствие комы, что позволяет достигать величины относительного

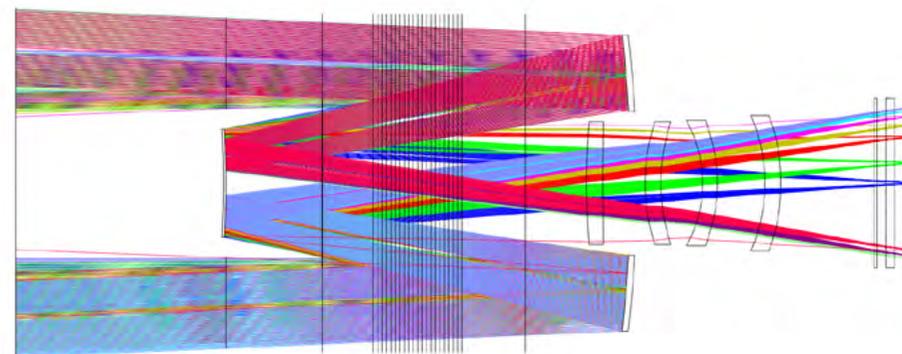


Рисунок 1.4.2.1. Оптическая схема объектива с ходом лучей

отверстия до $1:6 \div 1:8$. Система имеет конструктивное преимущество, поскольку в ней фокусное расстояние значительно больше длины самого объектива.

Для расширения рабочего поля зрения в данную схему был введен афокальный линзовый корректор. В результате получилась оптическая схема с увеличенным полем зрения и удовлетворительной коррекцией aberrаций по всему рабочему полю зрения. Применение силовых асферических зеркал позволяет устранить сферическую aberrацию в центральной части поля без внесения хроматизма, корректор дает возможность скорректировать астигматизм и кривизну поля и увеличить рабочее поле зрения системы. Данная схема обладает наилучшими коррекционными возможностями для систем с осевой симметрией и позволила получить требуемые по ТЗ оптические характеристики.

В результате рассчитан объектив, удовлетворяющий приведенным выше техническим требованиям. Объектив работает следующим образом. Полезный световой поток от объекта проходит через наружную бленду, попадает на главное зеркало. Далее он отражается, проходит через внутренние светозащитные бленды, попадает на вторичное малое зеркало, отражается от него и попадает на линзовый корректор. Зеркала вносят искажения в форму волнового фронта, особенно значительные для края поля зрения. Проходя через корректор, световые пучки восстанавливают сферическую форму с центрами кривизны, находящимися в одной плоскости

и совпадающими с поверхностью светочувствительной площадки приемника, что позволяет сформировать резкое изображение различных частей снимаемого объекта для всего поля зрения. Недостатком зеркально-линзовых систем является центральное экранирование, которое из-за дифракции снижает контраст изображения. С ростом величины центрального экранирования происходит перераспределение энергии в дифракционном изображении точки из центрального ядра в окружающую кольцевую структуру, что в конечном итоге приводит к некоторому снижению контраста изображения. Это «плата» за большое поле зрения такого объектива.

Величина центрального экранирования в данном объективе определяется наибольшим значением одного из двух параметров: отношением диаметров вторичного и главного зеркал или отношением диаметра отверстия главного зеркала к его наружному световому диаметру. Диаметр отверстия обуславливается размером линзового корректора и элементов конструкции, обеспечивающих его крепление внутри главного зеркала. В связи с афокальностью корректора диаметр последнего определяется размером поля изображения и получается по значению близким к нему. Объектив обладает значительным размером линейного поля изображения ($\varnothing 180\text{мм}$). Для получения величины центрального экранирования не более 0,5 световой диаметр главного зеркала увеличен до 360 мм. Использование зеркала меньшего диаметра не позволит получить в области спектра $\Delta\lambda=(0,58\div 0,8)$ мкм разрешение на пространственной частоте, соответствующей размеру пикселя приемника изображения 6×6 мкм. Расчеты оптической схемы учитывают также ряд других оптических элементов, участвующих в формировании изображения.

Оптическая схема аппарата включает в себя объектив, нейтральный фильтр, согласующий энергетические характеристики светового потока с динамическим диапазоном чувствительности фотоприемника, светофильтр для формирования спектрального диапазона в панхроматическом канале, компенсационную пластину для сопряжения аберрационных характеристик панхроматического и мультиспектрального каналов, защитные стекла блоков ОЭП, которые функционально входят в состав ОЭА «Аврора».

Из рисунка 1.4.2.1 также видно, что оптическая схема ОЭА получилась очень компактной.

В зеркально-линзовых системах с центральным экранированием возможно прохождение светового потока, не участвующего в формировании изображения, мимо зеркал непосредственно на линзовый корректор и попадание его на светочувствительную область приемника. Это приводит к появлению паразитного фона, который при наличии ярких объектов вне рабочего поля может достигать значительной величины и снижать контраст изображения.

Для устранения данного явления необходимо применение светозащитных бленд. Классическое решение данной проблемы – установка наружной бленды перед объективом. Однако, как показал расчет, в данном случае (в связи с большим для данного типа систем полем зрения), наружная бленда должна иметь длину не менее 2 метров, что недопустимо по массогабаритным ограничениям.

Решением в данном случае является применение дополнительных внутренних бленд. Они устанавливаются в рабочей световой зоне в сходящемся пучке лучей между главным и вторичным зеркалами (рисунок 1.4.2.2). Их размеры и положение рассчитаны таким образом, чтобы перекрыть весь паразитный свет, но при этом минимально экранировать полезный поток. Исходя из этих требований, форма бленд получается конической, а угол образующей определяется по углу лучей центральной зоны поля.

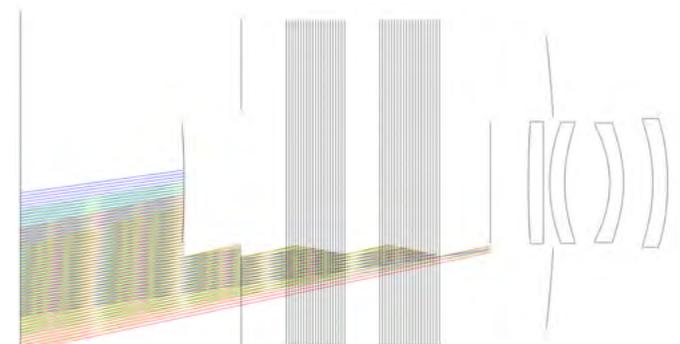


Рисунок 1.4.2.2. Ход паразитных лучей в объективе с 2 основными и 2 вспомогательными внутренними защитными блендами

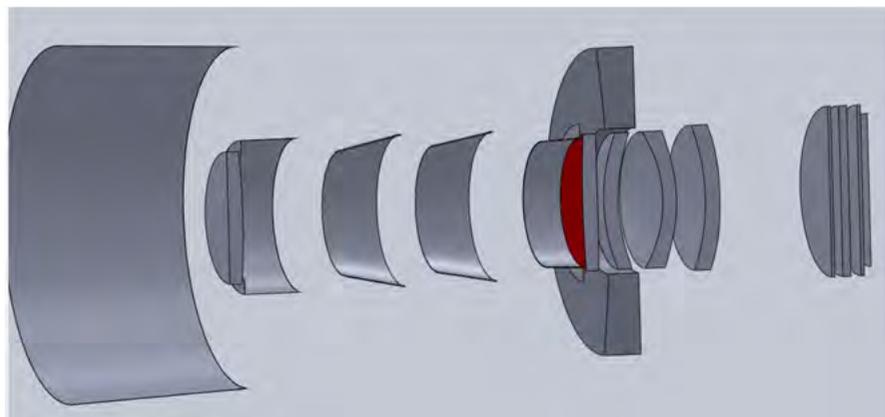


Рисунок 1.4.2.3. Модель объектива (разрез) с блендами ОЗА «Аврора» для МКА «АИСТ-2Д»

Таким образом, в результате расчетов были определены размеры и положение светозащитных бленд (рисунок 1.4.2.3). Дополнительные внутренние бленды располагаются в «коридоре» между внутренней границей светового пучка, падающего на главное зеркало, и наружной границей пучка, отраженного от вторичного зеркала. При этом бленды располагаются вдоль по касательной к лучам, идущим от главного зеркала ко вторичному. Как видно из рисунка, одной дополнительной бленды оказалось недостаточно, пришлось использовать две сплошные дополнительные внутренние бленды, т.к. применение одной сплошной бленды привело бы к экранированию значительной части рабочего пучка лучей.

Для проверки расчетов светозащиты была построена 3D-модель оптической системы. На рисунке 1.4.2.3 представлен ее разрез. Красным цветом отмечена первая поверхность первой линзы корректора. 3D-модель подтвердила полное отсечение паразитного света в системе. Расчет объектива и оценка качества изображения проводились для панхроматического спектрального диапазона $\Delta\lambda=0,58\div 0,80$ мкм. Расчет проводился с учетом влияния светозащитных бленд. Их наличие вносит дополнительное экранирование рабочей световой зоны, что приводит к увеличению дифракционных эффектов. Анализ проводился для углов поля зрения $W = 0^\circ; 1^\circ; 2^\circ; 2,3^\circ; 2,6^\circ$. Коррекцию aberrаций наиболее удобно оценивать по анализу распределения значения коэффициента Штреля по полю

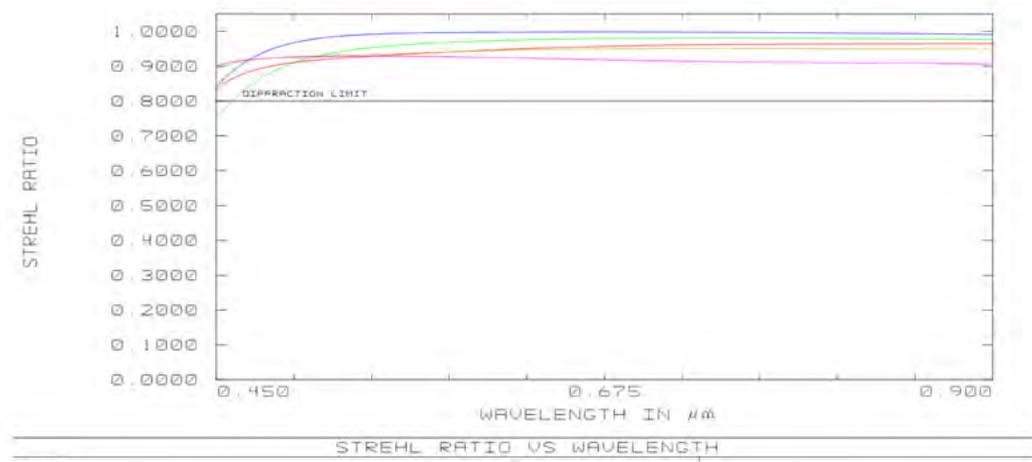


Рисунок 1.4.2.4. График зависимости коэффициента Штреля как функция от длины волны в диапазоне 0,45-0,90 мкм

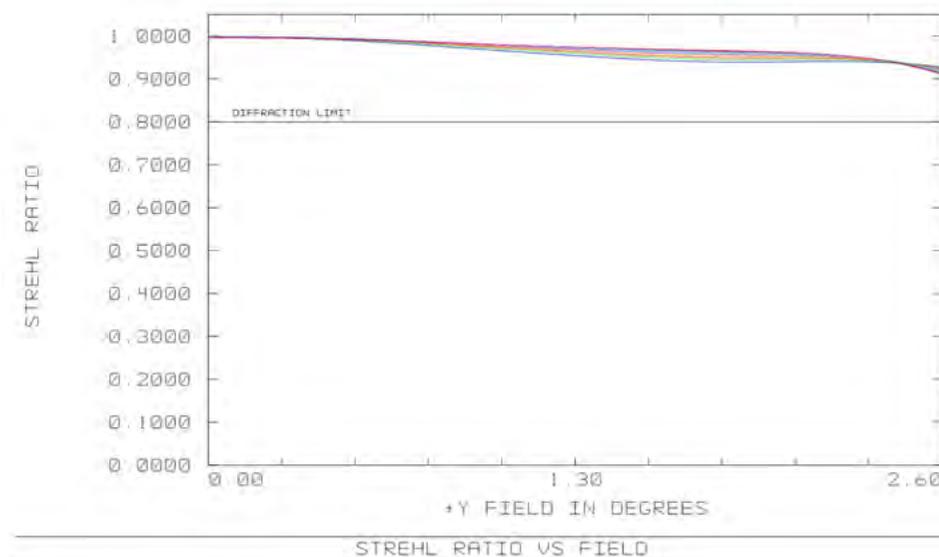


Рисунок 1.4.2.5. График коэффициента Штреля для ПХ диапазона в зависимости от угла поля зрения

зрения и рабочей области спектра. Данный критерий характеризует вклад aberrаций в качество реального дифракционного изображения и является весьма наглядным и информативным. На рисунке 1.4.2.4 представлен график зависимости коэффициента Штреля от длины волны в диапазоне 0,45-0,90 мкм. Как видно, практически во всем рабочем спектральном диапазоне качество изображения объектива является дифракционным. На рисунке 1.4.2.5 приведен график функции коэффициента Штреля в зависимости от угла поля зрения. Согласно ему, качество изображения для ПХ диапазона спектра полностью соответствует дифракционному.

Анализ коэффициента передачи модуляции проводился для рабочих пространственных частот в панхроматических и узких мультиспектральных диапазонах. На рисунке 1.4.2.6 представлен график КПМ объектива в ПХ диапазоне 0,58-0,80 мкм на пространственной частоте до 80 лин/мм для различных углов поля зрения.

На пространственной частоте Найквиста для используемого в КОЭЦА фотоприемника (матрицы ПЗС ВЗН с размером пикселей 6x6 мкм) КПМ составляет около 0,25.

Расчет показал, что изменение атмосферного давления с 1 атм. до вакуума приводит к смещению положения плоскости изображения на 3 мкм и не оказывает существенного влияния на качество изображения.

Тепловые колебания вызывают изменение показателя преломления стекол, размеров оптических и механических деталей, что приводит к возникновению термооптической aberrации и изменению осевого положения изображения. Для ее устранения производился подбор материалов линз корректора, подложек зеркал и корпуса объектива таким образом, чтобы согласовать положение плоскости изображения и положение чувствительной площадки приемника в заданном температурном диапазоне.

Расчет влияния температуры на расфокусировку и качество изображения объектива проводился исходя из условия равенства температуры всех частей объектива (отсутствие градиента). Оценка влияния температуры проводилась по линейной модели с использованием данных по температурному изменению показателя преломления и линейного расширения используемых стекол и с

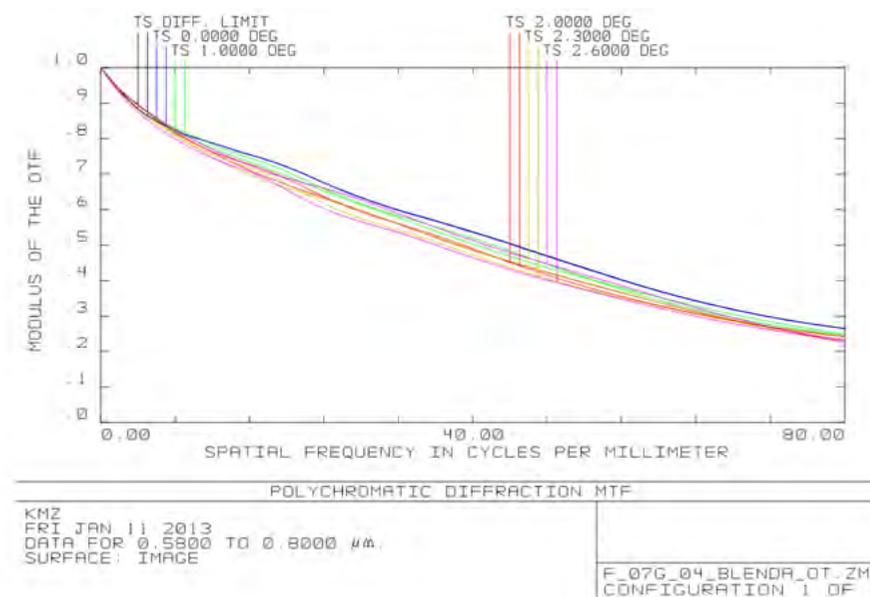


Рисунок 1.4.2.6. КПМ объектива для ПХ диапазона

учетом использования в качестве материала корпуса углепластика с коэффициентом линейного расширения $\alpha = 0,93 \cdot 10^{-6}$. Материал корпуса был выбран исходя из ограничения по массовым характеристикам. Часть корпуса, в которой располагаются линзы корректора, выполнена из титана. В расчетах были использованы материалы для подложек зеркал: ситалл, кварцевое стекло, стекло марок ЛК3, ЛК5.

Расчеты выполнены исходя из условия, что температура одинакова во всех частях объектива и изменяется в пределах от +20 °С до +40 °С. Расчет проведен исходя из условия смещения плоскости изображения относительно светочувствительной площадки приемника на величину $\Delta S'$ не более 0,03 мм.

1.4.2.2. Функциональное построение ОЭА «Аврора»

Функционально ОЭА «Аврора» включает в себя: осесимметричный зеркально-линзовый объектив; блоки СППИ; фокальный узел; привод фокусировки фокального узла с блоком управления фокусировкой. Привод фокусировки обеспечивает установку вторичного зеркала объектива в заданное положение. Функциональная схема представлена на рисунке 1.4.2.7.

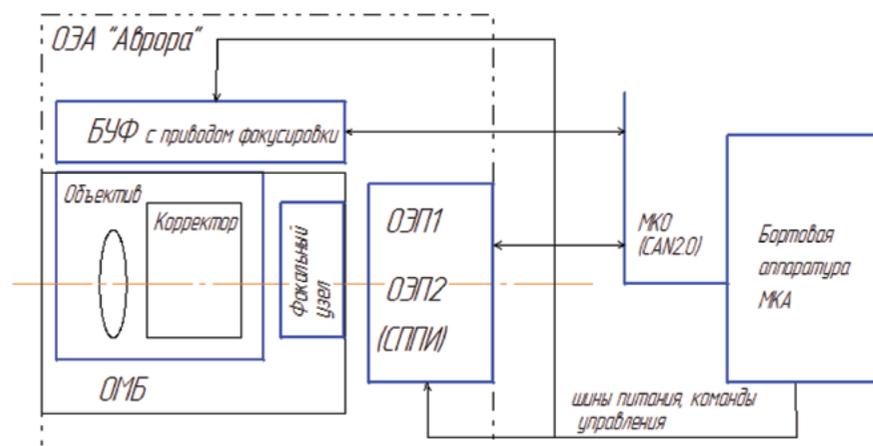


Рисунок 1.4.2.7. Функциональная схема ОЭА «Аврора»

Блок управления фокусировкой (БУФ) имеет непосредственную электрическую и информационную стыковку с бортовой аппаратурой МКА. Информационная стыковка осуществляется по интерфейсам МКО по CAN2.0.

Для включения и выключения каналов БУФ бортовая аппаратура МКА формирует импульсные команды управления. После отработки заданных режимов работы из БУФ по каналу МКО (CAN2.0) в бортовую аппаратуру МКА выдается контрольная информация.

Исполнительный механизм обеспечивает перемещение исполнительного устройства на ≈ 350 мкм. По границам диапазона располагаются контактные датчики, обеспечивающие принудительное отключение электродвигателя. Время отработки режима фокусировки не более 10 с. Расчетная величина смещения исполнитель-

ного устройства при отработке одного кода составляет ≈ 1 мкм. Установка исполнительного механизма в любое положение производится с СКО не более 1,5 мкм. Информация по обрабатываемому положению формируется 12-разрядным энкодером по интерфейсу SSI, установленным на валу исполнительного элемента (кулачка). В приводе используется шаговый электродвигатель вакуумного исполнения.

Текущее и отработанное положение отслеживается энкодером и запоминается в энергонезависимой памяти. При опросе состояния аппаратуры БУФ формирует телеметрические параметры, характеризующие положение исполнительного элемента. Телеметрическая кодовая информация выдается в бортовую аппаратуру по каналу CAN-2.

1.4.2.3. Конструкция опико-электронного аппарата

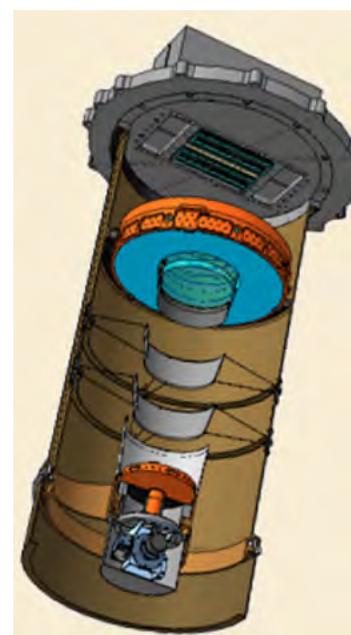


Рисунок 1.4.2.8. Объектив аппарата СА-201 с блоками ОЭП ПХ и МС каналов

Летный комплект опико-электронной аппаратуры «Аврора» включает в себя следующие основные части: аппарат СА-201; блок управления фокусировкой (БУФ); комплект бортовых кабелей. В состав аппарата входит опико-механический блок (ОМБ) и функционально два опико-электронных преобразователя ОЭП ПХ и ОЭП-МС СППИ, устанавливаемые на основании фокального узла опико-механического блока (ОМБ). В свою очередь опико-механический блок состоит из зеркально-линзового объектива, включающего в себя корпусную часть с блендой, узел главного зеркала, узел вторичного зеркала с механизмом принудительной дистанционной фокусировки (ПДФ), корректор и диафрагмы. Зеркально-линзовый объектив аппарата представляет собой корпус-трубу, выполненный из углепластика, внутри

которого смонтированы все основные узлы – главного зеркала, вторичного зеркала с механизмом фокусировки, корректора и бленды (рисунок 1.4.2.8).

На размерно-стабильной несущей платформе (РСНП МКА «АИСТ-2Д») устанавливаются аппарат СА-201, блоки СППИ и блок управления фокусировкой. Визирная ось аппарата совмещена с осью X приборной системы координат. На основании ОМБ установлен кожух теплозащитный для размещения на нем электронагревательных элементов и температурных датчиков с целью обеспечения температурного режима ОЭА.

Конструкция аппарата разработана с учетом возможности компенсации термодформаций несущими элементами при условии соблюдения параметров температурного режима.

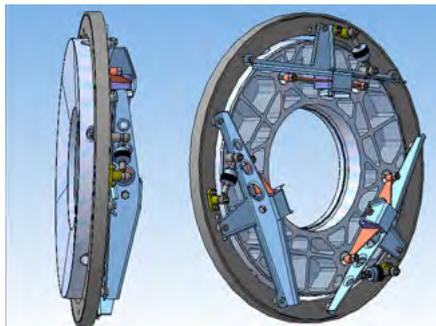


Рисунок 1.4.2.9. Конструкция узла главного зеркала

Конструкция узла главного зеркала (рисунок 1.4.2.9) состоит из собственно зеркала, устройства подвеса и фиксации главного зеркала, силовой рамы, механического кольца стыковки с корпусом объектива.

Узел вторичного зеркала (рисунок 1.2.4.10) устанавливается на переднем фланце корпуса объектива. Несущим элементом узла является корпус вторичного зеркала, представляющий собой два фланца – наружный и внутренний. Фланцы соединены тремя лучеобразными спицами. Корпус вторичного зеркала выполнен из титана ВТ1-0.

Чашеобразная посадочная поверхность оправы вместе с направляющей подвижной базовой втулкой и ребрами обеспечивает

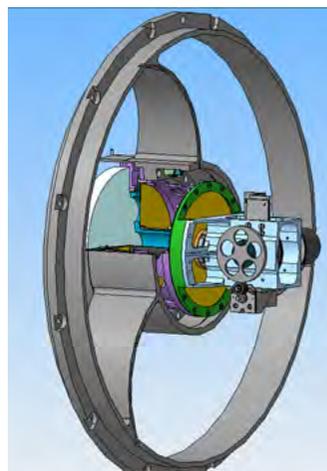


Рисунок 1.4.2.10. Конструкция вторичного зеркала с механизмом фокусировки

необходимую жесткость. Наружная втулка фланцем закрепляется винтами на посадочном диаметре переднего фланца корпуса объектива. Фланец имеет юстировочные подвижки для выставления вторичного зеркала по углам наклона и перемещению в плоскости, перпендикулярной оптической оси аппарата.

Привод механизма фокусировки (ПДФ) предназначен для перемещения вторичного зеркала в диапазоне $\pm 0,175$ мм. Перемещение вторичного зеркала для фокусировки аппарата осуществляется механизмом с вращающимся кулачком и поступательно движущимся толкателем, направление которого проходит через центр вращения кулачка.

Профиль кулачка выполнен по типу архимедовой спирали. Плавное движение кулачка и уменьшение трения в месте контакта кулачка и толкателя обеспечивается подшипником качения.

Вращение кулачка осуществляется от электродвигателя через пары зубчатых колес. Кулачок перемещает толкатель с узлом зеркала, закрепленным на упругих мембранах.

В зоне разъема составных частей корпуса объектива закладная деталь имеет посадочный центрирующий диаметр, в который устанавливается корректор, состоящий из четырех линз, собранных в титановом корпусе. На переднем торце корпуса корректора устанавливается светозащитная бленда. Прокладка, установленная между закладной деталью объектива и блоком корректора, позволяет, при необходимости, окончательно отъюстировать положение блока корректора вдоль оптической оси.

В средней части корпуса объектива по периметру расположены элементы крепления двух промежуточных конических диафрагм. Диафрагмы выполнены из тонкостенного металла и подвешены соосно оптической оси на трех растяжках каждая. На корпус объектива устанавливается наружная бленда с технологической крышкой.

Расчеты показывают, что запас прочности у аппарата при действии линейного ускорения $7g$ – не менее 50, т.е. аппарат может безопасно эксплуатироваться при любого рода ускорениях – линейных, вибрационных, ударных (в отсутствие резонанса) – до $(200 \div 250)g$.

Для предотвращения попадания прямой солнечной засветки внутрь аппарата и ослабления внешнего теплового потока на вход-

ном окне каждого ОЭА применяется светотеплозащитная бленда с крышкой. В конструкции ОЭА длина бленды рассчитана таким образом, чтобы прямая солнечная засветка не попадала внутрь аппарата на всех участках витка. В этом случае обеспечивается ослабление входящего теплового потока при сохранении достаточных светоэнергетических характеристик входящего излучения. Такая бленда ослабляет не только входящий, но и уходящий тепловой поток.

Для обеспечения рабочего диапазона температуры ОЭА в составе МКА «АИСТ-2Д» имеется система термостатирования (СТС). Эта система обеспечивает: получение информации о температурном состоянии аппаратуры; поддержание заданного уровня температуры и компенсацию температурных градиентов; быстрый выход из отрицательных температур после неориентированного полета. СТС представляет собой совокупность термонагревателей (ТН) и термодатчиков (ТД), управляемых по специальному алгоритму. Принцип термостатирования основан на подогреве более холодных участков аппаратуры.

В ОЭА несущая конструкция выполнена из низкотеплопроводного углепластика. При размещении на ней локальных ТН неизбежно возникает неравномерность прогрева, поэтому между силовым корпусом и оболочкой ЭВТИ расположен тонкостенный алюминиевый кожух, на поверхность которого и установлены ТН и ТД. Такая алюминиевая оболочка сама по себе играет роль дополнительного контура термостатирования, который к тому же, вследствие высокой теплопроводности, выравнивает температурные градиенты, возникающие под воздействием переменных внешних тепловых потоков. Вся внешняя поверхность ОЭА укрыта теплоизоляцией типа ЭВТИ-2Б-20 ОСТ92-1380-83 (термическое сопротивление $R = 95 \text{ К м}^2/\text{Вт}$).

1.4.2.4. Технология и оборудование для сборки и юстировки объектива

ПАО КМЗ обладает современным оборудованием, позволяющим контролировать процесс изготовления оптических деталей с асферическими поверхностями. Оборудование дает возможность производить и контролировать оптические детали диаметром до

250 мм. Шлифовка, полировка, торцевание и обработка наружного диаметра оптических деталей выполняется на одном приспособлении, что позволяет достичь значения биения и децентрировки в несколько микрон.

На этапе сборки юстировке подвергаются как отдельные узлы, так и объектив в целом. Юстировка вторичного зеркала производится в автоколлимационной схеме «интерферометр-ДГОЭ-вторичное зеркало» до получения минимальных ошибок. Все подвижки осуществляются вторичным зеркалом. Юстировка линзового корректора производится аналогично в автоколлимационной схеме «интерферометр-объектив-эталонное зеркало» до получения минимальных ошибок. Все подвижки осуществляются линзовым корректором. Предварительный контроль качества объектива производится в автоколлимационной схеме «интерферометр-объектив-эталонное зеркало» путем оценки ошибок волнового фронта. Оценка производится в монохроматическом свете и позволяет произвести оценку качества юстировки объектива.

Для получения качества изображения, близкого к расчетному, необходимо применение финальной юстировки по волновому фронту на длине волны в рабочей области спектра. Такие характеристики качества изображения, как функция передачи модуляции и функция концентрации энергии, являются интегральными и в общем случае не дают однозначной информации о причинах ухудшения качества изображения. Использование информации о форме и параметрах волнового фронта для различных точек поля позволяет провести точную диагностику оптической системы, определить место и величину децентрировок оптических элементов и тем самым их устранить.

Для выполнения указанной процедуры собранный объектив после сборки и предварительной юстировки устанавливается на специальный измерительный стенд, на котором происходит его окончательная юстировка. Цикл юстировки включает процесс автоматизированного интерферометрического измерения волновых aberrаций, обработки результатов измерений на специализированном ПО с вычислением необходимых перемещений юстируемых компонентов объектива и непосредственно выполнением этих перемещений. При необходимости данный цикл может повторять-

ся несколько раз. Процесс измерения происходит автоматически, с дистанционным управлением от персонального компьютера. Юстировка компонентов объектива может выполняться вручную или, при необходимости, с помощью специальных приводных механизмов.

Для указанных целей высокоточного контроля и юстировки в КМЗ разработан интерферометрический измерительный стенд для анализа качества крупногабаритных оптических компонентов и систем. Стенд предназначен для автоматического измерения на рабочей длине волны $\lambda=533$ нм по всему рабочему полю зрения волновых aberrаций объективов, работающих с бесконечной дистанции. Максимальный диаметр входного зрачка контролируемых объективов – 400 мм, длина от одной поверхности до фокальной плоскости – 900 мм и более (зависит от диаметра объектива). Стенд располагается в специальном термоизолированном боксе с высокой температурной стабильностью.

Стенд (рисунок 1.4.2.11) представляет собой массивную конструкцию из габбро-диабазы общей массой 4 т, установленную на основание и состоящую из нижней плиты, четырех стоек и верхней плиты. На нижней плите располагается стол установочный с контролируемым объективом и узел плоского поворотного зеркала. На верхней плите располагается двухкоординатный стол, на котором размещается интерферометр. Исследуемый объектив устанавливается на стол с вертикальным положением оптической оси и верхним положением плоскости изображения. Контроль осуществляется по автоколлимационной схеме.

Главной составной частью стенда является интерферометрическая система, построенная на базе неравноплечного фазосдвигающего



Рисунок 1.4.2.11.
Интерферометрический стенд

интерферометра Тваймана-Грина с рабочей длиной волны $\lambda_p=532$ нм. Погрешность измерения волновых aberrаций – не более $\lambda_p/30$ (после вычета инструментальных ошибок). Интерферометр формирует расходящийся волновой фронт, центр которого совмещается с плоскостью изображения объектива. Световой поток проходит через объектив, отражается от плоского зеркала и возвращается обратно в интерферометр, где происходит сложение с эталонным волновым фронтом и регистрация интерференционной картины.

Анализ волновых aberrаций объектива проводится по всему рабочему кадру, для этого применяется сканирование путем перемещения блока интерферометра в плоскости, перпендикулярной оптической оси, и оптически сопряженный поворот плоского зеркала. В процессе измерения производится съемка интерферограмм в заданной по программе серии точек кадра. После расшифровки интерферограмм можно получить значение aberrации для любой интересующей точки зрачка и поля.

После анализа формы волнового фронта по математическому аппарату полиномов Цернике можно определить полную картину aberrаций объектива и отклонения изображения относительно центра эталонной сферы по осям X, Y, Z в каждой точке кадра. Используя величины этих отклонений совместно со значениями, полученными с датчиков перемещения блока интерферометра и поворотов плоского зеркала, можно также определить фокусное расстояние, дисторсию по осям X и Y и кривизну поля изображения по всему кадру. Программное обеспечение стенда по полученным результатам измерений с использованием математической модели объектива позволяет определить компенсационные юстировочные перемещения оптических компонентов вдоль и поперек оптической оси и тем самым устранить aberrации, вызванные погрешностями формы рабочих поверхностей оптических деталей, воздушных промежутков и децентрировкой.

1.4.2.5. Основные тактико-технические характеристики ОЭА

В обеспечение создания МКА «АИСТ-2Д» ПАО КМЗ выполнил весь комплекс работ по созданию оптико-электронной аппаратуры космического назначения. Была разработана конструкторская документация на ОЭА «Аврора» и программы соответствующих испытаний и обеспечения надежности.

Разработаны, изготовлены и испытаны макетно-экспериментальные образцы отдельных узлов аппарата. Осуществлена подготовка производства для изготовления объектива и аппарата, для чего было разработано, укомплектовано и произведено необходимое технологическое оборудование. Были изготовлены два образца аппарата и проведен полный цикл наземных автономных испытаний, а также испытания летно-экспериментального образца ОЭА «Аврора» и КПА. На рисунке 1.4.2.12 показаны общий вид ОЭА «Аврора» в сборе и подготовка ее к транспортировке.

В результате выполнения всего комплекса работ подтверждены основные тактико-технические характеристики ОЭА «Аврора», которые приведены в таблице 1.4.2.1.



Рисунок 1.4.2.12. ОЭА «Аврора» и подготовка ее к транспортировке

Таблица 1.4.2.1. Основные тактико-технические характеристики ОЭА «Аврора»

№	Наименование параметра	Величина
1	Фокусное расстояние (мм)	2000
2	Диаметр входного зрачка (мм)	360
3	Поле зрения объектива (град)	5,2
4	Диапазон высот ОЭА (км)	350-700
5	Зачетная высота (км)	490
6	Захват ОЭА с зачетной высоты (км)	39,6
7	Углы Солнца (град)	10÷90
8	Диапазон коэффициентов яркости объектов	0,07÷0,9
9	Количество ОЭП ПХ/МС	1/1
10	Спектральные диапазоны (мкм): – в ОЭП ПХ – в ОЭП МС	0,58÷0,80 0,45÷0,52 0,53÷0,60 0,61÷0,70
11	Проекция пикселя (м): – в панхроматическом канале – в мультиспектральных каналах	1,46 5,1
12	Отношение сигнал/шум на выходе (не менее) – в канале ПХ – в каналах МС	150 200
13	Длина фотоканалов, (мм)	162
14	Размер элемента разложения, мкм: – в панхроматическом канале – в мультиспектральных каналах	6×6 18×18
15	Коэффициент передачи контраста в канале ПХ на рабочей частоте	0,17
16	Масса ОЭА с блоками ОЭП, (кг)	72
17	Энергопотребление не более, (Вт)	12
18	Срок активного существования, лет	3

1.4.3. Комплекс оптико-электронной целевой аппаратуры дистанционного зондирования МКА «АИСТ-2Д»

КОЭЦА разработан в филиале АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС». Над созданием аппаратуры трудился большой коллектив молодых специалистов предприятия при участии студентов и аспирантов Московского института электронной техники (МИЭТ). Работа над этим проектом дала возможность не только создать хорошую аппаратуру, технические и технологические заделы, но и предоставила шанс молодежи проявить себя, накопить необходимый опыт.

Краткая справка: Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС» – ведущее предприятие космического приборостроения России. НПП «ОПТЭКС» основано в 1990 г. на базе тематического подразделения Микроприборов НПО «ЭЛАС» и имеет давние традиции создания бортовой аппаратуры для космических систем наблюдения. Располагается в г. Зеленограде. С 1998 г. ФГУП НПП «ОПТЭКС» входит в ведение Российского космического агентства. В 2007 г., в соответствии с Указом Президента РФ, присоединено к ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и стало его филиалом. Основное направление деятельности – создание оптико-электронных приборов, систем и комплексов для спутников ДЗЗ. Практически все российские оптико-электронные космические аппараты высокого разрешения оснащены аппаратурой, разработанной в НПП «ОПТЭКС». Системы приема и преобразования информации, созданные для КА «Неман» и «Аркон», обеспечили получение качественной оперативной высокодетальной информации. Малогабаритная съемочная аппаратура «Сирень», разработанная для КА «Монитор-Э», позволила осуществить переход отечественных систем ДЗЗ на малые космические аппараты. Для КА связи серии «Ямал» в НПП «ОПТЭКС» были впервые разработаны высокоточные цифровые датчики координат Солнца и центра Земли. В составе КА «Метеор-ЗМ» и «Коронос-Фотон» успешно отработали приборы частотно-временного обеспечения борта. Все малые спутники серии МКА-ФКИ оснащены запоминающими устройствами, созданными в НПП «ОПТЭКС». С 2006 г. в составе КА ДЗЗ «Ресурс-ДК1» успешно отработала на протяжении 9 лет СППИ «Сангур-1», обеспечившая получение снимков с разрешением лучше одного метра в рекордной полосе захвата. В июне 2013 г. на орбиту был выведен новый российский космический аппарат ДЗЗ высокого разрешения «Ресурс-П». В составе этого спутника успешно работают четыре системы, разработанные в НПП «ОПТЭКС»: широкозахватная аппаратура высокого разрешения СППИ «Сангур-1У», СППИ – ГСА для гиперспектральной съемки, комплекс широкозахватной

мультиспектральной съемочной аппаратуры – КШМСА и система управления ОЭА «Геотон». В настоящее время на орбите успешно функционирует группировка из уже трех КА ДЗЗ «Ресурс-П», оснащенная такой аппаратурой НПП «ОПТЭКС».

Комплекс аппаратуры дистанционного зондирования Земли входит в состав космического комплекса на основе опытно-технологического малого космического аппарата «АИСТ-2Д» и включает в себя панхроматический и мультиспектральный оптико-электронные преобразователи, инфракрасную камеру теплового диапазона на основе микроболометрических матриц, запоминающее устройство и бортовую радиолинию. Бортовая радиолиния и запоминающее устройство обеспечивают запись, накопление, хранение и передачу на наземную станцию цифровой информации от всех инструментов полезной нагрузки МКА «АИСТ-2Д» как от аппаратуры ДЗЗ, так и от научных приборов, а также телеметрической информации МКА. Оптико-электронные преобразователи из состава КОЭЦА совместно с оптико-электронной аппаратурой «Аврора» образуют основную полезную нагрузку ДЗЗ – оптико-электронную камеру высокого разрешения. При этом в процессе съемки оптическое изображение, сфокусированное на фотоприемных матрицах оптико-электронных преобразователей, преобразуется в структурированные электрические цифровые сигналы. Аппаратура позволяет осуществлять съемку поверхности Земли с высоким разрешением в видимой области спектра. Отличительной особенностью КОЭЦА являются компактность и небольшие весовые характеристики (всего 33 кг) при высоком разрешении (1,47 и 4,41 метра в панхроматическом и мультиспектральных каналах соответственно) и большой полосе захвата (39,6 км). Входящая в состав КОЭЦА инфракрасная камера КОЭ-ИКД предназначена в первую очередь для отработки новых технологий в области приборостроения для ДЗЗ. Камера КОЭ-ИКД позволяет получать тепловые изображения поверхности Земли в спектральном диапазоне 8-14 мкм с невысоким пространственным разрешением (122 м, полоса захвата 47 км).

При съемке поверхности Земли аппаратурой ДЗЗ МКА «АИСТ-2Д» сканирование осуществляется в режиме «заметания» («pushbroom») за счет движения космического аппарата по орбите. При проектировании аппаратуры КОЭЦА в целом ее характери-

стики рассчитывались и закладывались исходя из потребностей обработки и накопления большого объема данных камеры высокого разрешения. Все остальные инструменты, вместе взятые, порождают существенно меньше данных. Таким образом, архитектура и характеристики КОЭЦА в первую очередь определялись задачами получения панхроматических и мультиспектральных изображений поверхности Земли высокого разрешения. Аппаратура спроектирована таким образом, что обеспечивает съемку в диапазоне высот орбиты от 350 до 700 км и при отклонениях МКА по крену до $\pm 30^\circ$. КОЭЦА имеет несколько режимов работы и позволяет осуществлять или одновременно панхроматическую и мультиспектральную съемку, или панхроматическую и инфракрасную съемку, или съемку в каждом спектральном диапазоне отдельно. Комплекс позволяет проводить цифровую обработку получаемой информации, сжатие, хранение и передачу по скоростной радиолинии (150 Мбит/с) на наземные приемные пункты. Производительность съемки комплексом при однопунктной схеме приема достигает 100 тыс. кв. километров в сутки с высоким пространственным разрешением.

При создании КОЭЦА и в ходе его дальнейшей опытной эксплуатации было запланировано решение нескольких разноплановых конструкционных, технологических и программно-методических задач. Среди них в первую очередь необходимо отметить:

- обработку методологии проектирования и изготовления оптико-электронной аппаратуры, запоминающих устройств и бортовой радиолинии с повышенной плотностью интеграции и уменьшенными габаритами для использования в составе малогабаритного КА;
- обработку конструкции широкозахватных оптико-электронных преобразователей на основе матриц ПЗС ВЗН для малогабаритной оптико-электронной камеры видимого диапазона высокого разрешения;
- обработку схемотехнических, конструктивных решений и методов съемки в тепловом ИК-диапазоне с помощью микроболометрической матрицы;
- оценку достижимых параметров и условий применения микроболометрических приемников;

- исследование возможности использования микроболометрических приемников в системах ДЗЗ среднего и высокого разрешения,
- определение характеристик инфракрасной аппаратуры в условиях космического полета;
- отработку методов и программ управления КОЭЦА в составе МКА;
- проведение летной сертификации блоков и устройств КОЭЦА в условиях космического пространства;
- отработку целевой аппаратуры, наземных средств управления, приема и обработки информации и методов обработки информации ДЗЗ с высоким разрешением.

1.4.3.1. Состав аппаратуры и работа КОЭЦА

Укрупненная структурная схема КОЭЦА приведена на рисунке 1.4.3.1.

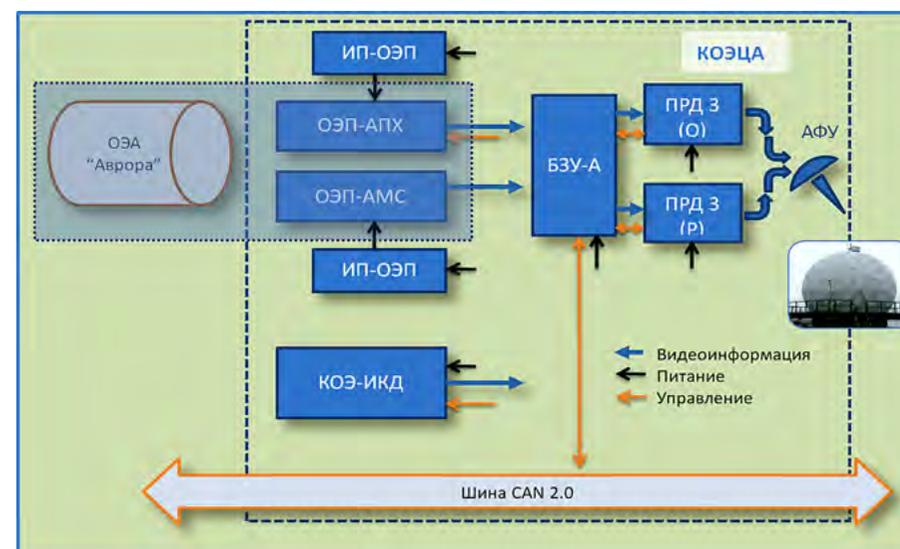


Рисунок 1.4.3.1. Укрупненная структурная схема комплекса оптико-электронной целевой аппаратуры – КОЭЦА

В состав КОЭЦА входят два широкоформатных оптико-электронных преобразователя (ОЭП) высокого разрешения на основе матриц ПЗС, работающих в режиме временной задержки и накопления (ВЗН), – панхроматический (ОЭП-АПХ) и мультиспектральный (ОЭП-АМС) вместе с источниками питания (ИП-ОЭП), инфракрасная оптико-электронная камера (КОЭ-ИКД), запоминающее устройство (БЗУ-А), два (основной и резервный) радиопередатчика (ПРД-3) и антенна (АФУ). Объектив с фокусным расстоянием 2 м (оптико-электронной аппаратуры ОЭА «Аврора») разрабатывается ПАО КМЗ и в состав КОЭЦА не входит. Передача видеоинформации от блоков ОЭП и КОЭ-ИКД в БЗУ-А осуществляется с использованием волоконно-оптических линий связи. В комплексе отсутствует собственная подсистема управления. Управление КОЭЦА осуществляется от системы управления КА по интерфейсу CAN2.0 путем выдачи команд непосредственного исполнения. Также в БЗУ по интерфейсу CAN может вводиться дополнительная, например, телеметрическая или научная информация от систем КА, которая передается затем на Землю.

Управление КОЭЦА производится по программно-временному принципу. Подачу питающего напряжения на основной или резервный блоки питания соответствующих составных частей КОЭЦА осуществляет бортовая система контроля и управления (БСКУ). БСКУ обеспечивает выдачу массивов управляющих параметров и прием информации оперативного контроля по интерфейсу управления/телеметрии CAN. Еще одной задачей БСКУ является прием информации от схемных телеметрических датчиков аппаратуры КОЭЦА.

При получении полетного задания на очередной сеанс работы аппаратуры КОЭЦА БСКУ обеспечивает выдачу питающего напряжения на блоки питания ИП-ОЭП-АПХ и ИП-ОЭП-АМС, встроенные модули питания блоков КОЭ ИКД, БЗУ-А и передатчиков БА РЛЦИ, задействованные в данном сеансе работы. Перечисленные блоки и модули обеспечивают формирование необходимых номиналов вторичных стабилизированных напряжений и выдают их соответствующим потребителям.

Массивы управляющих сигналов, содержащих все необходимые исходные данные для работы КОЭЦА, выдаются в блоки по маги-

стралям CAN2.0. Синхронизация вторичных шкал времени, ведущихся в блоках ОЭП-АПХ, ОЭП-АМС и КОЭ-ИКД, с бортовой шкалой времени, осуществляется по магистрали меток времени (далее – МВ) – синхросигналов частотой 1 Гц.

Режимы работы КОЭЦА реализуются на основе передаваемых в блоки массивов исходных данных (ИД), поступающих от БСКУ, получающей полетное задание от наземного центра. В процессе работы по каналу CAN в аппаратуру КОЭЦА передаются следующие массивы:

- массив бортовой шкалы времени (БШВ);
- массив исходных данных на режим (МИДР);
- массив коэффициентов усиления преобразователей ОЭП (КУСП);
- массив корректирующей программы (МКП).

Массив БШВ предназначен для синхронизации вторичной шкалы времени блоков ОЭП-АПХ, ОЭП-АМС, КОЭ-ИКД и БЗУ-А с бортовой шкалой времени БСКУ МКА. Массив описывает полный календарь в пределах одного столетия, выдается по каналу CAN один раз в секунду и обрабатывается указанными блоками КОЭЦА в соответствии с логикой, заложенной в каждом конкретном блоке.

Для обеспечения выполнения заданных режимов работы при каждом включении аппаратуры КОЭЦА блоки ОЭП-АПХ, ОЭП-АМС, КОЭ-ИКД и БЗУ-А принимают МИДР по каналу CAN от БСКУ. Массив содержит специфическую информацию, присущую каждому из перечисленных блоков, и обрабатывается в соответствии с логикой работы каждого блока.

Массив КУСП задается в том случае, когда появляется необходимость в изменении коэффициентов усиления в трактах передачи электрического сигнала в преобразователях блоков ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС.

Массив коррекции программ БЗУ предназначен для замены или коррекции СПО КОЭЦА. Максимальный объем массива МКП составляет 63488 байт. Массив МКП выдается от БСКУ в блок БЗУ-А пакетами по 256 кадров данных канала CAN (2048 байт) последовательно друг за другом. Массив коррекции программ предназначен для замены или коррекции программы управления работой БЗУ-А.

Целевая видеоинформация, сформированная в блоках ОЭП и КОЭ-ИКД, по волоконно-оптическим кабелям передается на блок БЗУ-А для записи и последующей передачи (в режиме воспроизведения) через радиолинию на наземные пункты приема. Блок КОЭ-ИКД имеет один резервированный выход, подключенный к оптическому кроссу.

Резервированный выход блока БЗУ-А подключается ко входу передатчиков БА РЛЦИ в соответствии с представленной схемой. На каждом сеансе работы включается только один из передатчиков. Работающий передатчик нагружается на антенну, излучающую фазоманипулированный сигнал сантиметрового диапазона волн в направлении наземных пунктов приема информации.

По завершении сеанса работы блоки ОЭП, КОЭ-ИКД и БЗУ-А передают в БСКУ информацию оперативного контроля (ИОК), содержащую данные о полноте отработки полетного задания, правильности развертывания циклограммы работы блоков и нештатных ситуациях в работе аппаратуры. Кроме того, по магистрали ТМ в БСКУ передается информация от схемных телеметрических датчиков блоков ИП-ОЭП АПХ, ИП-ОЭП-АМС, ОЭП-АПХ, ОЭП-АМС, КОЭ-ИКД, БЗУ-А, БА РЛЦИ.

В составе КА-демонстратора «АИСТ-2Д» КОЭЦА обеспечивает гибкую работу при съемке отдельными инструментами, получение данных научной аппаратуры, а также различные их одновременные сочетания. В таблице 1.4.3.1 приведены несколько режимов с возможными сочетаниями одновременной записи в БЗУ-А от различных источников информации при работе КОЭЦА, а также научной аппаратуры (НА) и телеметрической информации (ТМ). Кроме того, имеется возможность осуществлять съемку аппаратурой ОЭА «Аврора» с практически одновременной (с небольшой задержкой) передачей информации ДЗЗ на наземный пункт приема. Предусмотрен такой режимы работы и при съемке камерой КОЭ-ИКД.

Таблица 1.4.3.1. Режимы записи от различных источников

	ОЭП-АПХ	ОЭП-АМС	КОЭ-ИКД	НА	ТМ
1.	▲				
2.		▲			
3.			▲		
4.				▲	
5.					▲
6.	▲	▲			
7.	▲		▲		

В таблице 1.4.3.2 приведены массогабаритные и энергетические характеристики блоков, входящих в состав КОЭЦА.

Таблица 1.4.3.2. Массогабаритные и энергетические характеристики КОЭЦА

Наименование блока	Масса, кг	Мощность, Вт	Габариты, мм (ДхШхВ)	Кол-во блоков
ОЭП-АПХ	4,92	28	360x206x60	1
ОЭП-АМС	5,18	28	360x208x60	1
ИП-ОЭП	2,3 x 2	11 x 2	233x110x49	2
КОЭ-ИКД	4,40	5,4	291x200x180	1
БЗУ	5,7	18	280x180x115	1
ПРДЗ	1,63 x 2	65	230x140x45	2
АФУ	1,53	-	220Ø300	1
Комплект жгутов	3,12	-		
Итого:	32,7	101,4 (съемка, запись)		

Комплекс аппаратуры имеет небольшую массу (около 33 кг) и потребляет около 100 Вт максимально в режиме записи. При таких параметрах он обеспечивает прекрасные характеристики по пространственному разрешению, полосе захвата и информационной производительности.

При разработке блоков ОЭП для аппаратуры КОЭЦА «АИСТ-2Д» был использован весь богатый опыт НПП «ОПТЭКС». Разработка блоков ОЭП для МКА «АИСТ-2Д», проведенная в

основном молодыми специалистами, явилась не просто повторением предыдущих изделий и использованием имеющегося задела, а по-настоящему новым шагом для НПП «ОПТЭКС». В результате разработки удалось спроектировать блок ОЭП, имеющий передовые характеристики по многим показателям.

Проектирование блоков ОЭП проходило с использованием самых современных систем проектирования. Благодаря использованию 3D-моделирования и тщательному анализу конструкции удалось уменьшить массу и габариты блоков, в т.ч. и ширину блоков ОЭП по сравнению с аналогами. Впервые в бортовых блоках ОЭП было применено соединение между ячейками через соединители, что позволило практически избавиться от проводного монтажа. Также впервые в бортовых блоках применены гибко-жесткие печатные платы (ГЖПП) для коммутации ФПЗС с ячейками. Эти решения позволили существенно увеличить технологичность и надежность блоков ОЭП. На рисунке 1.4.3.2 показана 3D-модель блока ОЭП КОЭЦА МКА «АИСТ-2Д».

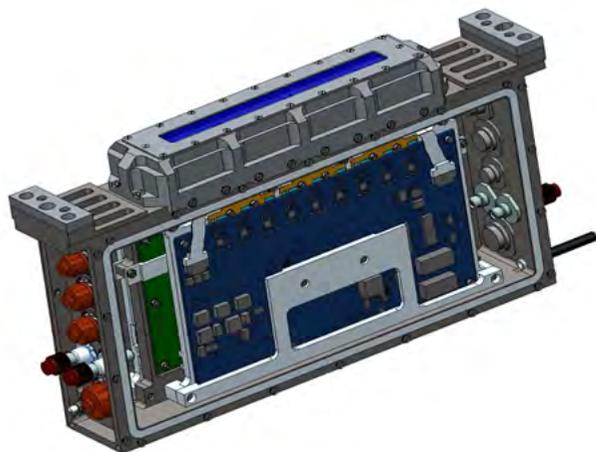


Рисунок 1.4.3.2. 3D-модель блока ОЭП-АМС

Претерпела изменения и архитектура блоков ОЭП. В блоках сокращено количество типов ячеек и относительное количество программируемых логических интегральных схем (ПЛИС). Функции ячеек управления реализованы на ячейках тракта обработки сигнала

ла (ТОС), на ячейках тактового питания (ТП) отсутствуют ПЛИС. Сигналы управления для ячеек ТП формируются в ПЛИС на ячейках ТОС. Впервые применена конфигурационная память типа MRAM, обладающая повышенными показателями надежности. В качестве интерфейса управления применен интерфейс CAN 2.0.

Помимо основных требований, предъявляемых ко всей бортовой аппаратуре МКА «АИСТ-2Д», к блокам ОЭП предъявляются и специальные конструктивные требования:

- обеспечение стабильного положения фотоприемных матриц с зарядовой связью (ФПЗС) на фотоприемной поверхности блока ОЭП;
- обеспечение коротких и надежных электрических связей между матрицами ФПЗС и ячейками тактового питания и тракта обработки сигналов;
- обеспечение отвода тепловых потоков от микросистемных ячеек и матриц ФПЗС в процессе наземной и штатной эксплуатации блока ОЭП;
- обеспечение рабочего теплового режима для работы электронной составляющей блока ОЭП;
- обеспечение эргономичности и технологичности конструкции блока с учетом производственных возможностей НПП «ОПТЭКС».

В основе конструктивной схемы блока ОЭП (рисунок 1.4.3.3.) лежит цельноалюминиевая рама, выполняющая несущую функцию. С обеих сторон несущей рамы располагаются пакеты ячеек ТОС и ТП. В верхней части несущей рамы находится узел фотоприемной поверхности с расположенными на нем матрицами ФПЗС. Коммутация между матрицами ФПЗС и ячейками ТОС и ТП осуществляется

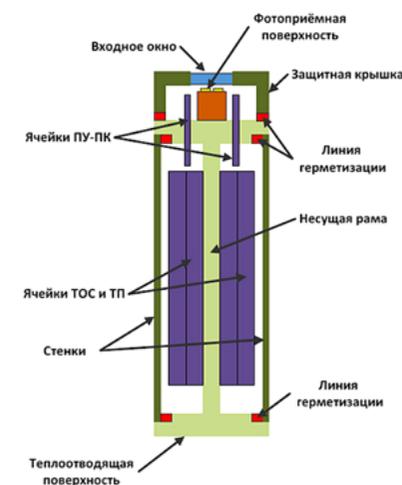


Рисунок 1.4.3.3. Конструкция блока ОЭП

посредством ячейки ПУ-ПК. Сверху фотоприемная поверхность защищена крышкой с прозрачным окном из оптического стекла. В нижней части несущей рамы располагается узел теплообмена с конструкциями космического аппарата. С боков доступ к микроэлектронным ячейкам закрыт съемными стенками. Электрические и оптические разъемы блока выведены на торцы несущей рамы. Также на торцах несущей рамы на уровне фотоприемной поверхности располагаются элементы крепления блока ОЭП к конструкции КА.

Оптико-электронные преобразователи ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС выполнены на матрицах ПЗС ВЗН «Круиз-6» и «Круиз-Ц-Б», аналогичных используемым в системе приема и преобразования информации «Сангур-1У» ОЭА «Геотон-Л» космического аппарата «Ресурс-П». Основные отличия состоят в используемых трехполосных интерференционных светофильтрах. Микросхемы предназначены для использования в составе широкоформатных оптоэлектронных преобразователей СППИ. Оба типа фотоприемников ПЗС ВЗН, используемых в аппаратуре МКА «АИСТ-2Д», разработаны и изготовлены в ЗАО «НПП «ЭЛАР» (г. С.-Петербург).

Краткая справка: ЗАО «НПП «ЭЛАР» (г. С.-Петербург) – дочернее предприятие АО «ЦНИИ «Электрон», ведущая отечественная компания в области твердотельных полупроводниковых фотоприемников, одна из двух находящихся в Европе компаний, производящих приборы с зарядовой связью (ПЗС). Основная деятельность ЗАО «НПП «ЭЛАР» – разработка и производство фоточувствительных приборов с зарядовой связью (ФПЗС). Компания имеет более 3000 кв. м производственных площадей, из которых более 800 кв. м – чистые комнаты, а также технологическое и контрольно-измерительное оборудование для производства ФПЗС. ЗАО «НПП «ЭЛАР» обладает полностью замкнутым технологическим циклом разработки, производства и испытаний линейных и матричных ФПЗС. Основной продукцией являются: ФПЗС ультрафиолетового (УФ) и видимого спектральных диапазонов; ФПЗС с диодами Шоттки для среднего ИК-спектрального диапазона; ФПЗС с временной задержкой и накоплением; ФПЗС с волоконно-оптическими входными окнами для использования в высокочувствительных ТВ-камерах; заказные разработки и выпуск ФПЗС различных типов. Здесь создавались фотоприемные матрицы для проектов «Вега», «Фобос» и МКС. ФПЗС с ВЗН «Круиз» успешно отработали на протяжении 9 лет в составе КА «Ресурс-ДК1». Кадровые матрицы серии «Лев» используются в отечественных астродатчиках. Фотоприемные ма-

трицы «Круиз-6» с размером пикселей 6 мкм и мультиспектральные фотоприемные модули ПЗС ВЗН «Круиз-Ц-Б» обеспечивают высокое качество изображения аппаратуры «Геотон-Л» с СППИ «Сангур-1У» космических аппаратов ДЗЗ «Ресурс-П». Для гиперспектральной аппаратуры ГСА-РП специально разработаны матрицы ПЗС «Кадр-РП». В ЗАО «НПП «ЭЛАР» созданы приборы ПЗС ВЗН с длиной строки до 6144 пикселя, линейные ПЗС до 12000 пикселей и кадровые, форматом до 16 Мпикселей.

Структурная схема ФПЗС «Круиз-6» и кристаллы ФПЗС, собранные в универсальную измерительную тару, показаны на рисунке 1.4.3.4.

Конструкция ФПЗС обеспечивает монтаж в гибридные интегральные микросхемы, микросборки, блоки и аппаратуру. Формат фотозоны прототипа ФПЗС «Круиз-6» – 1536x192 элементов; размер элемента – 6x6 мкм. Ступенчатая электронная регулировка чувствительности ФПЗС осуществляется путем изменения числа шагов накопления: 192, 96, 48, 24, 12. Наличие устройства ввода «электронной» миры дает возможность тестирования ОЭП на борту КА без засветки фотозоны. Микросхемы ФПЗС типа «Круиз-6» имеют две модификации, различающиеся расположением контактных площадок относительно считывающего регистра ФПЗС.

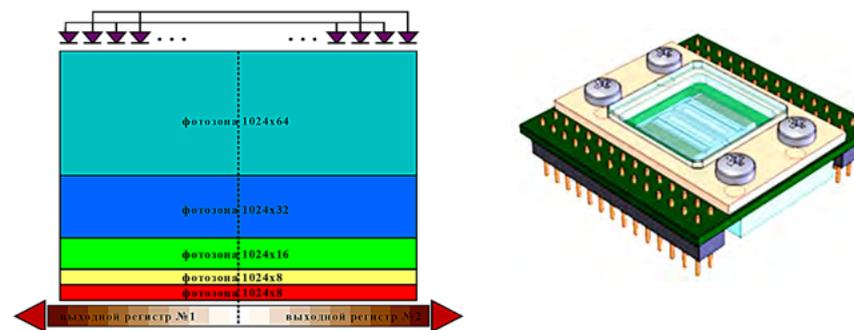


Рисунок 1.4.3.4. Структурная схема ФПЗС «Круиз-6» и кристаллы ФПЗС, собранные в универсальную измерительную тару

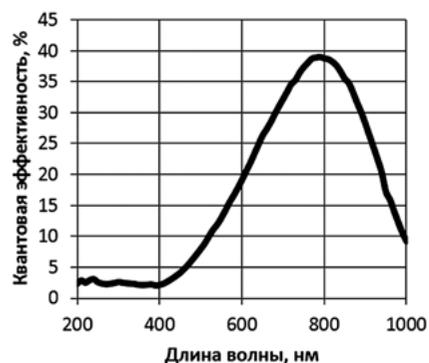


Рисунок 1.4.3.5. Спектральная квантовая эффективность ФПЗС «Крузиз-6»

Микросхемы ФПЗС типа «Крузиз-6» имеют два считывающих трехфазных регистра, каждый из которых принимает заряды с 768 столбцов матрицы элементов фотозоны. Рабочая частота выходных регистров «Крузиз-6» – 6 МГц (максимальная рабочая частота – 10 МГц). Рабочая частота выходных регистров разрабатываемого ФПЗС «Крузиз-6» – 12 МГц. ФПЗС «Крузиз-6» изготавливается по технологии с трехслойным поликремнием. На рисунке 1.4.3.5 показана спектральная квантовая эффективность ФПЗС «Крузиз-6».

Фоточувствительную зону панхроматического блока ОЭП образуют 18 матриц ПЗС ВЗН «Крузиз-6» с размером пикселя 6×6 мкм². Формат каждого фотоприемника 1536x192 пикселя. Суммарная длина строки составляет около 27 тысяч пикселей. Матрицы секционированы и обеспечивают съемку с 192, 128, 96, 64, 48 или 32 шагами накопления. Таким образом достигается дискретное изменение чувствительности ОЭП при изменении условий наблюдения. Рабочий спектральный диапазон ОЭП-АПХ 0,5-0,8 мкм.

В таблице 1.4.3.3 показаны основные фотоэлектрические характеристики ФПЗС «Крузиз-6».

Таблица 1.4.3.3. Характеристики ФПЗС «Крузиз-6»

Параметр, единица измерения	Норма	
	не менее	не более
Напряжение насыщения, мВ	520	–
Зарядовая емкость, тыс. эл.	93	–
Динамический диапазон, раз	2700	–
Пиковая неравномерность выходного сигнала, %		3,0
Интегральная чувствительность, В·см ² /мкДж	1,4	–
Среднее значение темного тока, эл./с	–	4000
Эффективность переноса по горизонтали, отн. ед. в.	0,99998	–
Эффективность переноса по вертикали, отн. ед. в.	0,99997	–
Нелинейность светосигнальной характеристики, %	–	1,00
Коэффициент передачи контраста по горизонтали на частоте Найквиста	0,5	–

В мультиспектральном блоке ОЭП-АМС используется модификация фотоприемных модулей «Крузиз-Ц-Б» со светофильтрами, обеспечивающими съемку в 3 спектральных диапазонах: 0,45 – 0,52 мкм; 0,53 – 0,6 мкм; 0,63 – 0,69 мкм. В блоке ОЭП-АМС установлено 12 таких фотоприемных модулей форматом 768x64 пикселей размером 18x18 мкм. Суммарная длина строки около 9 тыс. пикселей. Число шагов накопления изменяется с коэффициентом 2 в диапазоне 64, 32 и 16, позволяя управлять чувствительностью блока ОЭП-АМС.

На рисунке 1.4.3.6 показаны топология двух модификаций ФПЗС «Крузиз-Ц» и фоточувствительный модуль «Крузиз-Ц-Б» в универсальной измерительной таре. ФПЗС «Крузиз-Ц» содержит на одном кристалле три фоточувствительные зоны формата 768 (Г) x 64 (В) элемента разложения каждая. ФПЗС предназначен для сопряжения со спектрально-зональным светофильтром. Размер элемента разложения – 18x18 мкм. Ступенчатая электронная регулировка чувствительности фотозон ФПЗС осуществляется путем изменения числа шагов накопления: 64, 32, 16 независимо для каждой фотозоны.

Прибор отличается увеличенным значением квантовой эффективности за счет применения конструкции ячейки с «синими окнами».

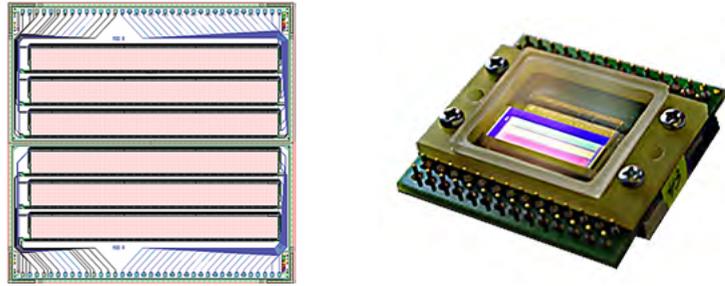


Рисунок 1.4.3.6. Топология двух модификаций ФПЗС «Круиз-Ц» и фоточувствительный модуль «Круиз-Ц-Б» в универсальной измерительной таре

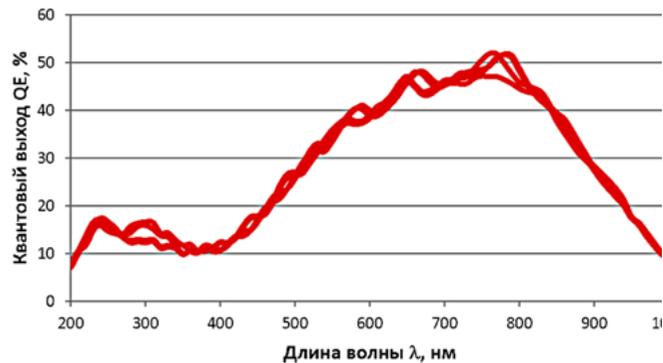


Рисунок 1.4.3.7. Квантовая эффективность ФПЗС «Круиз-Ц» и ее разброс от партии к партии

ми», причем конструкция «синего окна» предусмотрена в каждом из трех электродов фаз вертикального переноса. Расстояние между центрами «синих окон» – 6 мкм. Такая конструкция прибора расширяет спектральный диапазон чувствительности в коротковолновую область спектра, делая его чувствительным в диапазоне от 200 нм, и значительно увеличивает значение квантового выхода. Спектральная квантовая эффективность ФПЗС «Круиз-Ц» и ее разброс от партии к партии показаны на рисунке 1.4.3.7.

Наличие устройства ввода «электронной» миры дает возможность тестирования ОЭП на борту КА без засветки фотозоны. Микросхема ФПЗС имеет две модификации, различающиеся расположением контактных площадок относительно считывающего регистра ФПЗС.

В таблице 1.4.3.4 показаны основные фотоэлектрические характеристики ФПЗС «Круиз-Ц».

Таблица 1.4.3.4. Характеристики ФПЗС «Круиз-Ц»

Параметр	Значение	
	Не менее	Не более
Напряжение насыщения, мВ	1300	–
Зарядовая емкость, тыс. эл.	200	–
Динамический диапазон, раз	5000	–
Пиковая неравномерность выходного сигнала	–	3
Среднее значение темного тока ячейки, тыс. эл./с	–	10
Эффективность переноса по горизонтали	0,99997	–
Эффективность переноса по вертикали	0,99997	–
Отклонение от пропорциональной зависимости сигнала от числа шагов накопления, %	–	1,0
Нелинейность светосигнальной характеристики, %	–	1

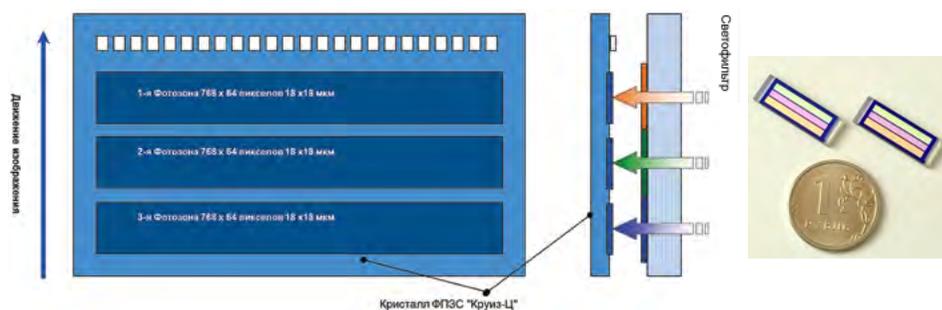


Рисунок 1.4.3.8. Схема формирования мультиспектрального (цветного) изображения и фото используемых трехполосных микросветофильтров

Фотоприемные модули «Круиз-Ц-Б» представляют собой прецизионную сборку, содержащую фотоприемную матрицу «Круиз-Ц» и трехполосовой интерференционный светофильтр.

Светофильтры устанавливаются непосредственно на трехканальной матрице ПЗС ВЗН «Круиз-Ц» таким образом, что падающий на фотоприемные зоны ФПЗС свет сначала проходит через одну из трех спектральных зон микросветофильтра. Схема формирования мультиспектрального (цветного) изображения показана на рисунке 1.4.3.8.

В результате с каждой фотозоны матрицы ФПЗС будет получено изображение в узком спектральном диапазоне, соответствующем длинам волн, пропускаемых одной из зон (полос) светофильтра. Справа показаны фотографии светофильтров, используемых в модификации фоточувствительных модулей «Круиз-Ц-Б» для КОЭЦА МКА «АИСТ-2Д». Интерференционные светофильтры являются сложнейшим изделием, от их характеристик зависит формирование качественного цветного изображения. На всей площади микрофильтра должна быть обеспечена высокая равномерность пропускания. Не должно быть «проколов» и царапин. Каждая из зон интерференционного фильтра содержит около 40 последовательно наносимых слоев различных материалов. Светофильтры для мультиспектральной аппаратуры МКА «АИСТ-2Д» изготовлены в ЗАО «ИЗОВАК» (республика Беларусь).

На рисунке 1.4.3.9 показаны спектральные характеристики светофильтров, используемых в составе модулей. Видно, что наряду

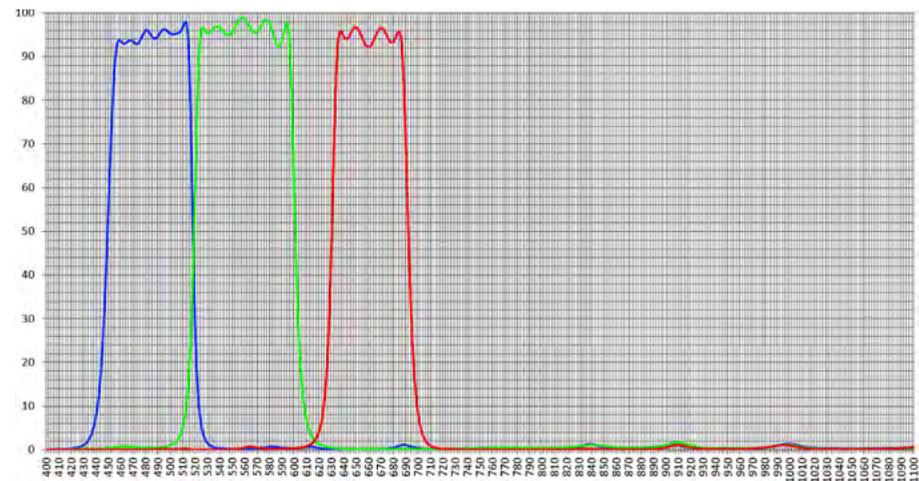


Рисунок 1.4.3.9. Спектральное пропускание трех полос микросветофильтров, использованных в блоках ОЭП-АМС

с высоким пропусканием в рабочих спектральных диапазонах обеспечивается высокое подавление пропускания вне рабочих зон. В целом три спектральных диапазона приблизительно соответствуют синему (B), зеленому (G) и красному (R) и хорошо подходят для формирования качественного цветного изображения.

Для получения качественных снимков земной поверхности необходимо прецизионное и стабильное положение матриц ФПЗС во время эксплуатации блока ОЭП. Для обеспечения стабильного положения матриц ФПЗС в блоке ОЭП матрицы ФПЗС устанавливаются на планку из материала инвар. Данный материал имеет коэффициент теплового расширения, близкий по значению к коэффициенту теплового расширения подложки матриц ФПЗС, и при этом собственное удлинение планки при изменении температуры в диапазоне $25 \pm 15^\circ\text{C}$ не превышает 3 мкм. Продольное сечение узла установки матриц ФПЗС приведено на рисунке 1.4.3.10. Планка, на которую прецизионно устанавливаются ФПЗС, обрабатывается в сборе с несущей рамой блока с точностью 5 мкм. На планку наносятся технологические пазы и отверстия, используемые для установки матриц ФПЗС. Точность установки матриц относительно

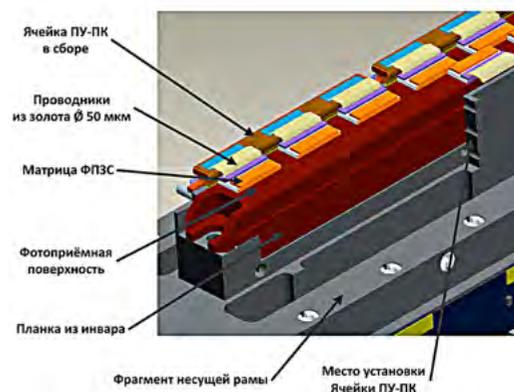


Рисунок 1.4.3.10. Продольное сечение узла установки матриц ФПЗС

точки отсчета ± 1 мкм. Тепловые потоки от электронной «начинки» блока ОЭП не доходят до планки с матрицами ФПЗС ввиду конструктивных особенностей данного узла.

С целью обеспечения электрической связи с ячейками ТОС и ТП и предварительного усиления сигнала от матриц ФПЗС в конструкции блока ОЭП использована гибко-жесткая плата ячейки ПУ-ПК. Ячейка ПУ-ПК коммутирует сигнал тактового питания от ячейки ТП к матрицам ФПЗС и обеспечивает предварительное усиление и коммутацию сигнала от матриц ФПЗС к ячейке тракта обработки видеосигнала. Электрический контакт между ПУ-ПК и матрицами ФПЗС осуществляется с помощью золотых проводников диаметром 50 мкм. Данное конструктивное решение позволяет с одной стороны минимизировать длину электрических связей между ячейками и матрицами, а с другой – обеспечивает простой монтаж и ремонтпригодность конструкции фотоприемного узла.

Для решения тепловых проблем блока ОЭП в конструкции применен ряд конструктивных и технологических приемов. Тепловые потоки от теплонагруженных ЭРИ на ячейках направляются на несущую раму блока и далее на теплоотводящую поверхность. Тепловые потоки на ячейках собираются посредством радиаторов и теплопроводящего слоя в печатной плате ячейки и направляются на несущую раму. Дополнительно тепло с ячеек собирается также



Рисунок 1.4.3.11. Блоки ОЭП-АПХ (сверху) и ОЭП-АМС (снизу) комплекса целевой аппаратуры МКА «АИСТ-2Д»

посредством алюминиевой рамки ячейки и также направляется на несущую раму. Несущая рама, благодаря своей массе в 1,7 кг, аккумулирует значительное количество тепловой энергии и переносит ее на теплоотводящую поверхность. Конструкция несущей рамы и планки из инвара выполнена таким образом, чтобы минимизировать натекание тепла от ячеек к фотоприемной поверхности.

Таким образом, конструкция блока ОЭП полностью обеспечивает рабочий диапазон температур для микроэлектронной составляющей блока. Внешний вид панхроматического и мультиспектрального блоков ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС показан на фотографии (рисунок 1.4.3.11).

Внизу находится мультиспектральный блок ОЭП-АМС, а сверху – панхроматический ОЭП-АПХ. На лицевой стороне хорошо видны фотозоны ОЭП, набранные из фотоприемных матриц. Масса каждого из блоков ОЭП составляет около 5 кг. Для сравнения, масса блоков ОЭП СППИ «Сангур-1У» КА «Ресурс-П» около 15 кг, однако длина фотозоны (количество ФПЗС и каналов обработки видеосигнала) в блоках ОЭП МКА «АИСТ-2Д» в два раза меньше.

Характеристики оптико-электронных блоков ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС КОЭЦА приведены в таблице 1.4.3.5.

Таблица 1.4.3.5. Характеристики ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС

Параметр	ОЭП-АПХ	ОЭП-АМС
Количество спектральных диапазонов	1	3
Спектральный диапазон, мкм	0,5-0,8	0,45 - 0,52 мкм 0,52 - 0,60 мкм 0,63 - 0,69 мкм
Размер элемента, мкм	6	18
Длина строки, мм	162	162
Количество элементов в строке	27648	9 216
Разрядность выходного сигнала, бит	10	10
Сжатие видеoinформации, бит/пикс.	4 (ДИКМ)	
Число строк накопления	192, 128, 96, 48, 32	64, 32, 16
Скорость бега изображения, мм/с	10÷42	
Масса, кг	4,9	5,2
Энергопотребление, Вт	28	28

Электронная «начинка» блоков ОЭП обеспечивает все необходимые аналоговые и цифровые функции: управление матрицами ПЗС, усиление и оцифровку видеосигнала, цифровую обработку, сжатие и упаковку данных, обработку команд управления, поступающих от БКУ КА по интерфейсу CAN 2.0, привязку видеoinформации к бортовой шкале времени, а также формирование телеметрической информации.

Внутри блоков ОЭП аналоговый сигнал от ФПЗС сначала усиливается, а затем преобразуется в цифровой 10-разрядный. Цифровая видеoinформация из каждого блока ОЭП выдается по двум волоконно-оптическим линиям связи, которые хорошо себя зарекомендовали на КА «Ресурс-П». Блоки ОЭП имеют несколько режимов работы, обеспечивающих съемку и тестовые проверки. Предусмотрены режимы съемки как со сжатием (ДИКМ – дифференциально-импульсная кодовая модуляция), так и с передачей ис-

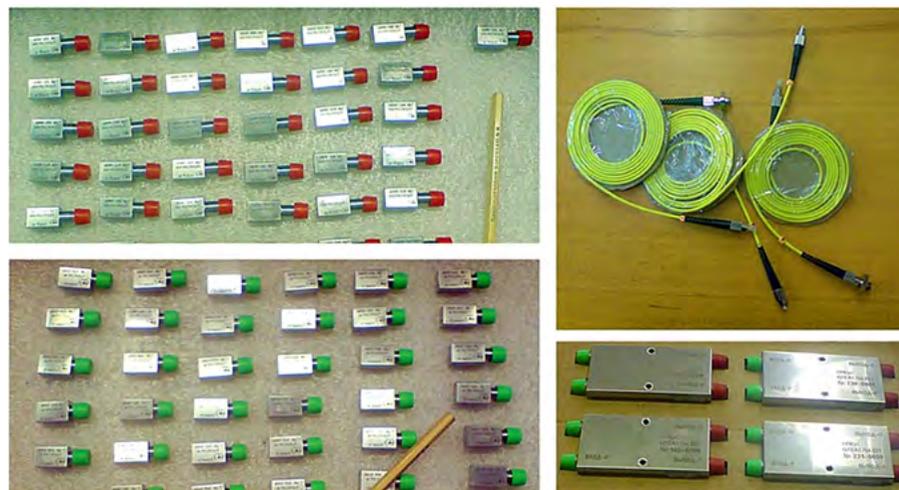


Рисунок 1.4.3.12. Элементы, разработанные для волоконно-оптических линий передачи информации



Рисунок 1.4.3.13. Комплект вторичных источников питания блоков ОЭП

ходной несжатой информации. Каждый режим задается внешними командами управления, но даже при отсутствии таких команд блок будет работать в определенном фиксированном режиме.

Волоконно-оптические линии высокоскоростной передачи информации между блоками в комплексе аппаратуры КОЭЦА являются по-настоящему инновационным решением для использования в составе малого космического аппарата «АИСТ-2Д». При этом все компоненты для таких линий (кабельная оптическая сеть, оптические передатчики и приемники, кроссы) разработаны и изготовлены на своей производственной базе в НПП «ОПТЭКС» (рисунок 1.4.3.12).

Применение волоконно-оптических линий передачи улучшило эксплуатационные характеристики системы передачи информации по следующим направлениям:

- уменьшилась в 8-10 раз масса бортовой кабельной сети (БКС);
- повысилась помехоустойчивость линий связи к воздействию электромагнитных помех;
- увеличилась скорость передачи и приема информации по сравнению с применением электрических интерфейсов;
- существенно снизилось количество линий передачи информации.

Все необходимые для работы блоков ОЭП питающие напряжения формируются в блоках вторичного питания ИП-ОЭП. Комплект ИП-ОЭП для ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС показан на фото (рисунок 1.4.3.13).

1.4.4. Комплекс аппаратуры наблюдения в ИК-диапазоне

При планировании и проведении проектных работ по целевой аппаратуре и полезной нагрузке МКА «АИСТ-2Д» была поставлена задача экспериментальным путем на борту МКА провести исследования возможности использования в дистанционном зондировании Земли микроболометрических матриц, работающих в тепловом диапазоне. Для проведения этих исследований и испытаний как в наземных, так и в натуральных условиях, создана инфракрасная камера КОЭ-ИКД на основе микроболометрического модуля разработки ЗАО «НПП «ЭЛАР». КОЭ-ИКД входит в состав

КОЭЦА. Камера призвана обеспечивать получение информации о земной поверхности в тепловом ИК-диапазоне от 8 до 14 мкм при съемке в диапазоне высот от 350 до 700 км в надире и при отклонениях МКА по крену до $\pm 30^\circ$. При этом пространственное разрешение составит 122 метра, а полоса захвата – 47 км. Камера имеет кадровую организацию. Формат кадра 384x288. Оценки с использованием результатов наземных измерений показывают, что при определенных методах обработки можно ожидать получения температурного разрешения около 0,1 °К. Примеры изображений, полученных камерой КОЭ-ИКД в наземных условиях, показаны на рисунке 1.4.4.1.

КОЭ-ИКД представляет собой моноблок, состоящий из платы управления; платы сопряжения интерфейсов; модуля питания; платы питания; платы оптических передатчиков (ОПРД); микроболометрического ИК-модуля и ИК-объектива. Функциональная схема блока КОЭ-ИКД представлена на рисунке 1.4.4.2, а фотография внешнего вида – на рисунке 1.4.4.3.

Плата управления осуществляет:

- формирование управляющей диаграммы блока КОЭ-ИКД;
- обработку команд и данных, получаемых по основному и резервному интерфейсу CAN, в соответствии с протоколом обмена;
- управление микроболометрическим модулем;
- прием потока данных, получаемых в процессе проведения съемки от микроболометрического модуля и их обработку для выдачи в блок БЗУ в виде выходной информации в согласованном формате.

Плата сопряжения интерфейсов предназначена для:

- электрического согласования основного и резервного интерфейсов CAN;
- формирования телеметрических сигналов в соответствии с протоколом электрического сопряжения;
- приема сигнала секундной метки.

Модуль питания обеспечивает преобразование напряжения +27 В во вторичное напряжение 3,3 В для питания блока КОЭ-ИКД. Плата питания предназначена для формирования вторичных напряжений питания для платы управления.



Рисунок 1.4.4.1. Примеры изображений, полученных камерой КОЭ-ИКД в наземных условиях

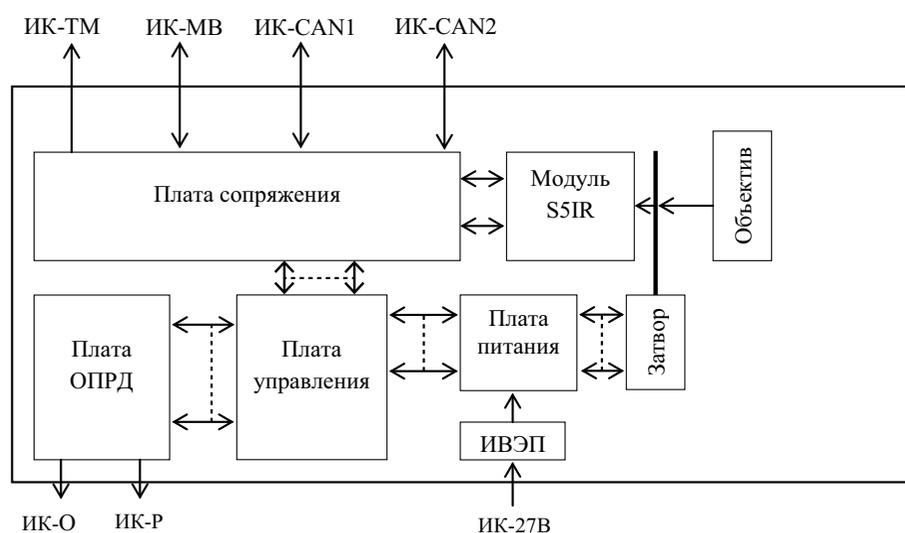


Рисунок 1.4.4.2. Функциональная схема блока КОЭ-ИКД



Рисунок 1.4.4.3. КОЭ-ИКД – инфракрасная оптико-электронная камера

Плата ОПРД предназначена для преобразования получаемой с платы управления в процессе съемки выходной информации из электрической формы в оптическую для передачи по волоконно-оптическим линиям в БЗУ.

Микроболометрический модуль преобразует инфракрасное изображение, сформированное объективом, в цифровой поток данных.

При подаче питания на блок КОЭ-ИКД модуль питания формирует вторичное напряжение питания. В течение 30 секунд происходит инициализация и подготовка блока КОЭ-ИКД к работе, а также прием команд и данных по интерфейсу CAN. Далее происходит включение микроболометрического модуля и, в соответствии с исходными данными, полученными по интерфейсу CAN, формирование потока выходной информации в БЗУ.

В камере тепловое изображение, сформированное инфракрасным объективом, преобразуется в аналоговый сигнал. Затем происходит аналого-цифровое преобразование (14 бит) и формирование выходной структуры видеoinформации для передачи в бортовое ЗУ. Все необходимые для работы вторичные напряжения питания формируются внутри самой камеры.

Управление режимами работы КОЭ-ИКД осуществляется командами по интерфейсу CAN. Кроме цифровой видеoinформации на выход камеры передается необходимая телеметрия. Основные характеристики КОЭ-ИКД показаны в таблице 1.4.4.1.

Таблица 1.4.4.1. Основные характеристики камеры КОЭ-ИКД

Спектральный диапазон, мкм	8-14
Размер элемента, мкм	25
Размер кадра, пикселей	384x288
Частота кадров, Гц	25
Проекция пикселя, м	122
Размер кадра, км	47,2x35,1
Разрядность информации, бит	14
Температурное разрешение, НЕΔТ, °К	0,1
Информационный поток, Мбит/с	45
Масса, кг	4,4
Энергопотребление, Вт	5,4

Для проведения фокусировки камеры КОЭ-ИКД был изготовлен стенд, имеющий зеркальную оптическую систему Ньютона с использованием специального тест-объекта, предназначенного для формирования контрастного изображения в тепловом ИК-диапазоне. В связи с тем, что в данной оптической системе использовались только зеркальные оптические элементы, это позволило провести высокоточную настройку данного стенда простыми оптическими методами.

Для оценки температурного разрешения по одиночному кадру был изготовлен стенд, формирующий температурный градиент. Схема данного стенда приведена на рисунке 1.4.4.4. Тест-объект был выполнен из теплопроводящего алюминиевого сплава и на всем протяжении формируемого теплового градиента имел постоянное сечение, благодаря чему был получен постоянный температурный

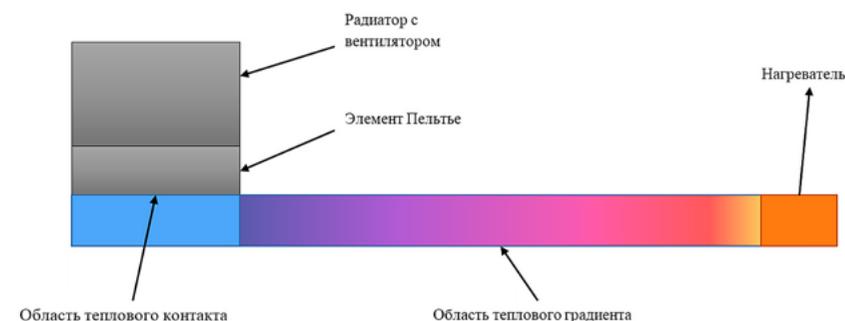


Рисунок 1.4.4.4. Схема стенда для оценки теплового разрешения

перепад на единицу длины. Для формирования температурных градиентов в различных диапазонах температур тест-объект с одной стороны нагревался с помощью электронагревателя и охлаждался с помощью модуля Пельтье с другой. Для уменьшения влияния теплообмена с окружающим воздухом тест-объект с трех сторон покрывался теплоизоляцией. С наблюдаемой стороны тест-объект был покрыт краской на основе углерода с известной излучательной способностью в ИК-диапазоне.

По результатам проведения съемки данного тест-объекта было получено температурное разрешение по одиночному кадру 0,1 мК в диапазоне температур объекта от 10 до 50 °С.

При испытаниях и эксплуатации КОЭ-ИКД в составе бортовой аппаратуры МКА «АИСТ-2Д» будут отрабатываться алгоритмы наземной обработки информации. Предполагается отработка методов повышения чувствительности, цифрового накопления, коррекции неоднородности теплового изображения, калибровки, сшивки протяженного изображения на основе отдельных кадров и т.п.

1.4.5. Бортовое запоминающее устройство

БЗУ-А – бортовое запоминающее устройство предназначено для приема, записи, хранения и воспроизведения целевой видеoinформации, поступающей от оптико-электронных преобразователей ОЭП-АПХ, ОЭП-АМС, а также камеры КОЭ-ИКД по оптоволоконным линиям связи. Кроме того, БЗУ-А обеспечивает те же самые функции для научной, а также специальной телеметрической



Рисунок 1.4.5.1. Бортовое запоминающее устройство БЗУ-А

информации, которая поступает в блок по интерфейсному каналу CAN. Эти данные передаются в виде пакетов и включают в себя идентификаторы источника, метки времени и другую необходимую служебную информацию.

Информация хранится в энергетически независимой флеш-памяти. Емкость БЗУ-А на начало срока активного существования 160 Гб. На конец срока прогнозируется около 140

Гб. В процессе испытаний подтверждена скорость записи информации от 0,04 до 1,92 Гб/с., что обеспечивает все сочетания работы аппаратуры. Воспроизведение информации из БЗУ в аппаратуру бортовой радиолнии осуществляется со скоростью 150 Мбит/с. Данные передаются по линиям LVDC. Конструктивно БЗУ-А выполнено в виде моноблока (рисунок 1.4.5.1). Масса блока 5,7 кг. Максимальная потребляемая мощность в процессе записи 16,2 Вт.

Блок БЗУ-А обеспечивает обмен сообщениями с БСКУ по шине CAN и конфигурацию резервированных частей по исходным данным, прием целевой информации от блоков ОЭП и блока КОЭ-ИКД в процессе их функционирования в заданных режимах, хранение записанной информации и выдачу ее в БА РЛЦИ по командам от БСКУ.

Управление процессами записи и воспроизведения осуществляется процессорной системой, входящей в состав блока. Внешние команды управления режимами работы принимаются по шине CAN. Программное обеспечение БЗУ-А организует и ведет файловую систему для записываемой, хранимой и воспроизводимой информации, осуществляет контроль работы, формирует различную телеметрию.

В режиме воспроизведения в заданный модуль памяти поступает команда на воспроизведение с именем файла (файлов), подлежащего (подлежащих) передаче в модуль коммутации. Передача осуществляется последовательным кодом с одновременной пере-

дачей синхронизирующего сигнала по отдельному проводу. С выхода модуля КМ сигнал последовательным кодом передается в БА РЛЦИ для дальнейшей передачи на наземный пункт приема. Выход информации дублирован: оба модуля КМ (основной и резервный) передают информацию как на основной, так и на резервный передатчики БА РЛЦИ.

1.4.6. Бортовая радиолния

Результаты съемок оптико-электронной аппаратурой «Аврора» в панхроматическом и мультиспектральных каналах (с ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС), камеры КОЭ-ИКД в тепловом ИК-диапазоне, а также данные от научной аппаратуры, получаемые на борту КА «АИСТ-2Д», передаются на наземную приемную станцию через бортовую радиолнию передачи информации (БА РЛЦИ). Радиолния работает в X-диапазоне. В состав БА РЛЦИ входят два радиопередающих устройства ПРД-3 (основное и резервное) разработки ЗАО НПП «САИТ» и антенно-фидерное устройство.

Краткая справка: ЗАО НПП «САИТ» (г. Зеленоград) основано в 1995 году. Предприятие специализируется на разработке вычислительных и управляющих бортовых блоков, запоминающих устройств и бортовых космических радиолний. Бортовые системы, созданные в ЗАО НПП «САИТ», успешно работали и продолжают работать на МКС, спутниках МКА-ФКИ, «Ресурс-П» и ряде других малых отечественных спутниках.

Бортовая аппаратура РЛЦИ выполняет следующие функции: принимает и форматирует данные от блока БЗУ-А; осуществляет помехоустойчивое кодирование; генерирует сигнал несущей частоты, осуществляет его модуляцию и усиление; осуществляет направленную передачу информации на наземный приемный пункт в зоне обслуживания $\pm 70^\circ$.

Внешний вид ПРД-3 показан на фото (рисунок 1.4.6.1). В блоке передатчика осуществляется прием данных от БЗУ-А, помехоустойчивое кодирование, форматирование последовательного выходного потока данных, форматирование синфазного и



Рисунок 1.4.6.1. Фото блока передатчика ПРД-3

квадратурного каналов, цифровая фильтрация, цифроаналоговое преобразование, генерация сигнала несущей частоты, модуляция несущей и усиление ВЧ-сигнала.

Основные характеристики блока радиопередатчика приведены в таблице 1.4.6.1.

Таблица 1.4.6.1. Основные характеристики ПРД-3

Параметр	Значение
Скорость передачи данных (полезная), Мбит/с	150
Количество несущих	1
Модуляция	QPSK
Помехоустойчивое кодирование	CCSDS 131.1-О-2 (LDPC 7/8)
Диапазон частот	X (8050-8400 МГц)
Полоса частот, до, МГц	85
Мощность передатчика, Вт	8
Потребляемая мощность, Вт	70
Интерфейс данных	Последовательный LVDS до 200 Мбит/с
Интерфейс управления/телеметрии	RS-422
Напряжение питания, В	23÷31
Рабочий диапазон температур, °С	-20...+40

Антенно-фидерное устройство (АФУ) работает в X-диапазоне. Антенна ненаправленная (см. рисунок 1.4.6.2.). Зона обслуживания $\pm 70^\circ$. Коэффициент усиления в зоне 0,45-7,2.

Передающая антенна системы высокоскоростной передачи информации предназначена для формирования диаграммы направленности специального вида и передачи высокочастотного сигнала в



Рисунок 1.4.6.2. Антенна

радиолинию. Конструкция антенны включает следующие основные составные части: поляризатор; крышка технологическая; зеркало большое; винт настроечный; зеркало малое; стакан; два радиочастотных соединителя (коаксиально-волноводных перехода).

Поляризатор антенны выполнен в виде круглого волновода с продольной металлической пластиной специального профиля с двумя входами для излучения электромагнитного поля правой эллиптической поляризации (вход «1 прав.») и левой эллиптической поляризации (вход «2 лев.»).

Формирование диаграммы направленности осуществляется с использованием излучателя в виде открытого конца волновода, первичного и вторичного зеркал специальной формы. Антенна имеет следующие технические характеристики:

- рабочий диапазон частот – от 8195 до 8255 МГц с центральной частотой диапазона в 8225 МГц;
- коаксиальные входы антенны «1 прав.» и «2 лев.» в рабочем диапазоне частот согласованы с фидерным трактом с волновым сопротивлением 50 Ом до уровня коэффициента стоячей волны не более 1,4;
- развязка между входами «1 прав.» и «2 лев.» в рабочем диапазоне частот составляет не менее 20 дБ.

Антенна формирует в свободном пространстве электромагнитное поле эллиптической поляризации правого или левого направления

вращения при подаче излучаемого сигнала на соответствующие входы. Примерный вид среднестатистического плоского сечения пространственной диаграммы направленности антенны приведен на рисунке 1.4.6.3.

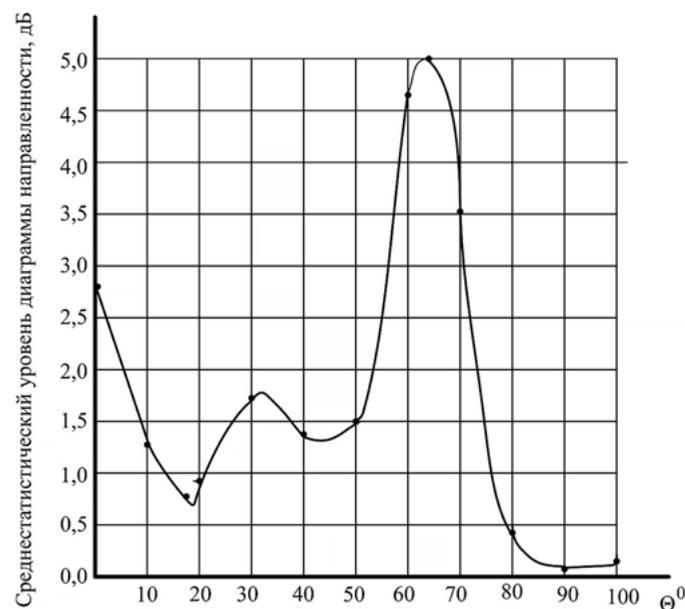


Рисунок 1.4.6.3. Вид диаграммы направленности антенны

Прием информации от МКА «АИСТ-2Д» осуществляется ЦПОИ «Самара», который оснащен соответствующими рабочими местами и программным обеспечением. В качестве резервной приемной станции может использоваться наземная станция НС-АИСТ-2, располагающаяся в Зеленограде в филиале АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС».

Для станции ЦПОИ «Самара» прием на полной скорости возможен при угле места около 5 градусов. Для станции «ОПТЭКС» прием на полной скорости возможен при угле места от 10 градусов, на половинной скорости – от 5 градусов.

1.4.7. Бистатистический радиолокатор с синтезированной апертурой, работающий в Р-диапазоне частот

КА ДЗЗ позволяют вести наблюдение за поверхностью Земли в различных диапазонах электромагнитного спектра: видимом, инфракрасном, радио. Радиолокационные комплексы обеспечивают круглосуточность и всепогодность наблюдения при высоком пространственном разрешении и широкой полосе обзора.

В наши дни на орбите Земли находятся радиолокационные КА ERS, ENVISAT, Sentinel (Европа), RADARSAT (Канада), ALOS (Япония), TERRASAR-X, TANDEM-X, SAR-Lupe (Германия), COSMO Skymed (Италия), RISAT (Индия), Метеор-М, Кондор (Россия). В ближайшем будущем планируются запуски радиолокационных КА в России, Украине, Казахстане, Испании, Малайзии и Китае.

Сегодня радиолокационные КА используют X, C, S и L-диапазоны частот. Повышается интерес к использованию космических радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА) VHF или Р-диапазона для наблюдения подповерхностных, укрытых или замаскированных растительностью объектов, геологического картографирования, измерения биомассы растительности и других приложений. В ближайшие годы планируется запуск космической РСА Р-диапазона BIOMASS (Европа).

БиРЛК МКА «АИСТ-2Д» является первым в истории космического ДЗЗ радиолокационным комплексом, работающим в Р-диапазоне частот. Технические решения, отработанные в рамках экспериментов с БиРЛК, позволят России реализовать в течение 3 лет моностатический РСА Р-диапазона на отечественном малом аппарате с тактико-техническими характеристиками, не уступающими, а в части пространственного разрешения в 6 раз превосходящими аналогичную европейскую систему BIOMASS.

Известно, что при реализации этих систем разработчики сталкиваются с проблемой разрушающего влияния ионосферы, ограничениями регламента радиосвязи, развертыванием в космосе крупногабаритной антенной системы, применением высокоскоростной радиопередачи и запоминающего устройства большой емкости, мощного сосредоточенного передатчика, использования в РСА полного

поляриметрического базиса и, в конечном итоге, весьма дорогостоящего КА и/или системы КА.

В ряде работ было показано, что развитие технологий многопозиционного радиолокационного зондирования открывает возможности по созданию аппаратуры радиолокационного зондирования в VHF или Р-диапазонах частот, не сопряженной с вышеперечисленными затратами [7, 8]. Кроме того, особенность данного подхода к построению системы ДЗЗ позволяет организовывать непрерывное наблюдение объекта за наземными средствами приема и обработки радиолокационных сигналов. С другой стороны, необходимость наземной стационарной или мобильной станции на относительно небольшом расстоянии (до 20 км) от наблюдаемого объекта ограничивает области применения системы ДЗЗ.

Таким образом, цель проводимых экспериментов заключается в отработке технологии многопозиционного радиолокационного наблюдения поверхности Земли в радиодиапазоне, апробации технологии детального томографирования ионосферы Земли, создании технологического и конструктивного задела по созданию моностатического радиолокатора дистанционного зондирования в Р-диапазоне на базе малого космического аппарата.

1.4.7.1. Принципы построения многопозиционной РСА

Рассмотрим возможность реализации системы многопозиционного радиолокационного дистанционного зондирования Земли и околоземного пространства в VHF или Р-диапазонах частот на базе микро- и малых космических аппаратов, сокращенно – многопозиционный радиолокационный комплекс (МПРЛК).

По предварительным оценкам МПРЛК может включать несколько МКА, обеспечивающих радиолокационное наблюдение поверхности Земли в «телевизионном» режиме (квазинепрерывное наблюдение с периодичностью до нескольких минут) с пространственным разрешением 5-30 м в полосе до 6-15 км, протяженностью до 10 км (при использовании одного КА), точностью определения высоты до 5 м. В случае приема на систему приемных пунктов (два и более) МПРЛК позволяет реализовать томографирование ионосферы над контролируемым районом. Примерная схема ра-

боты системы одного МКА (бистатическая РСА) показана на рис. 1.4.7.1.

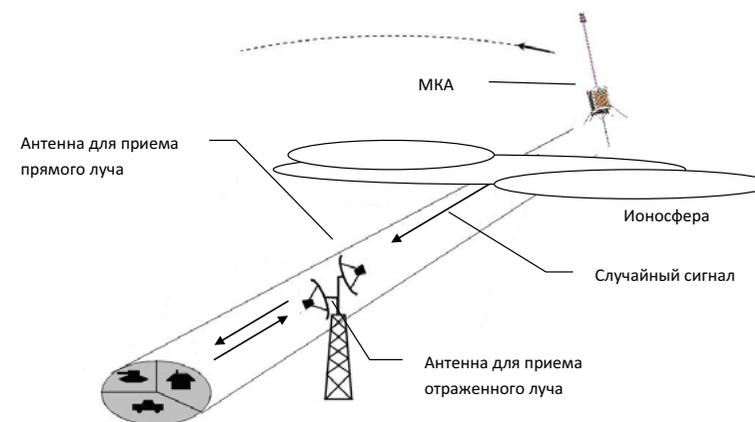


Рисунок 1.4.7.1. Схема работы бистатической РСА для дистанционного зондирования Земли

Импульсные сигналы бортового передатчика принимаются наземной аппаратурой (стационарного или мобильного исполнения) по двум каналам: «прямому» и «отраженному». Такая схема приема позволяет компенсировать искажения сигнала в ионосфере и обеспечивать когерентную обработку сигнала в РСА и получение пространственного разрешения до 5 м в радиусе до 20 км.

В рамках программы создания МКА «АИСТ-2Д» предполагается отработка ключевой технологии МПРЛК в виде развертывания бистатического радиолокационного комплекса с синтезированной апертурой Р-диапазона (БиРЛК). Выбор Р-диапазона связан с необходимостью соответствия локатора действующему в настоящее время регламенту радиосвязи.

Бортовая аппаратура БиРЛК представляет собой многорежимный импульсный передатчик, обеспечивающий широкую гамму стабильных сигналов на несущей частоте 435 МГц в полосе до 6 (30) МГц с возможностью перестройки от 1 до 30 МГц. Типы используемых зондирующих сигналов:

- последовательность прямоугольных импульсов;
- последовательность ЛЧМ-импульсов;

– последовательность фазоманипулированных сигналов, кодируемых М-последовательностью.

Бортовая передающая антенна представляет собой антенну Уда-Яги, поляризация – линейная, коэффициент усиления 5 дБ. Наземная стационарная аппаратура включает в себя двухканальный приемник прямого усиления (до 110 дБ) с цифровой регистрацией квадратурных компонент на частоте до 200 МГц и последующей цифровой обработкой сигналов.

Наземная приемная антенна (см. рисунок 1.4.7.2) «отраженного» канала представляет собой «стек» из двух антенн Уда-Яги, поляризация антенны – круговая, коэффициент усиления антенны отраженного канала 18–20 дБ, прямого – 9 дБ. При данных параметрах системы на расстоянии до 20 км в прямой видимости от приемной позиции обеспечивается чувствительность БиРСА (σ_0) не хуже минус 20 дБ.



Рисунок 1.4.7.2. Внешний вид наземной антенны отраженного канала БиРЛК МКА «АИСТ-2Д», установленной на здании ПГУТИ (г. Самара)

1.4.7.2. Особенности построения бортового радиопередающего устройства БиРЛК

Структурная схема бортового радиопередающего устройства (БРПУ) представлена на рисунке 1.4.7.3.

Одна из важных особенностей построения БРПУ – высокие требования к надежности его функционирования в условиях космического пространства на орбитах высотой порядка 500 км.

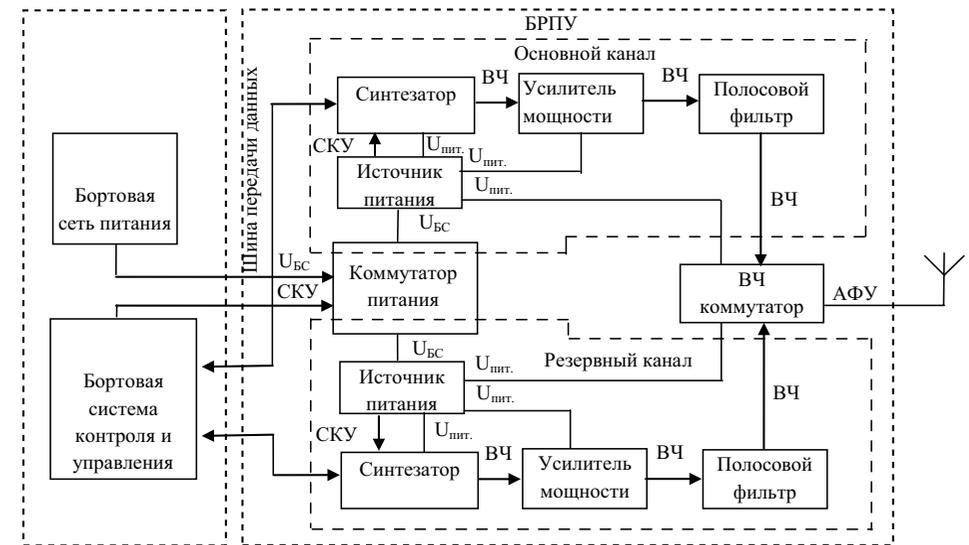


Рисунок 1.4.7.3. Структурная схема БРПУ

Наличие достаточного рабочего объема, выделенного для БРПУ в общем объеме аппаратуры КА, позволило создать передатчик с двумя независимыми каналами, обеспечив тем самым практически стопроцентное резервирование всех узлов. Как видно из рисунка 1.4.7.3, оба канала БРПУ полностью изолированы друг от друга и управляются бортовой системой КА по индивидуальным шинам последовательной передачи данных. Единственными нерезервируемыми устройствами БРПУ являются ВЧ-коммутатор и антенно-фидерное устройство (АФУ). Наиболее сложными в части схемотехнического и конструктивного проектирования оказались модули полосового фильтра, УМ и отчасти ВЧ-коммутатора. Эти

же узлы определяют эффективность БРПУ в условиях имеющихся ограничений по энергопотреблению и выполнению требований по ЭМС в части внеполосных и побочных излучений. Технические характеристики передатчика представлены в таблице 1.4.7.1. На рис.1.4.7.4. показана фотография БРПУ на этапе сборки.

Каждый из модулей БРПУ кроме массогабаритных ограничений должен удовлетворять целому ряду специфических технических требований. Например, модуль источника питания должен соответствовать примерно 20 требованиям, модуль УМ – 25. Столько же требований предъявляется и к другим модулям БРПУ. Следует сказать, что высокие требования надежности накладывают дополнительные ограничения как на схемотехнические решения построения модулей БРПУ, так и на применяемую элементную базу.

Таблица 1.4.7.1. Технические характеристики передатчика

Техническая характеристика	Значение
Импульсная выходная мощность, не менее, Вт	200
Средняя выходная мощность, не менее, Вт	20
Центральная частота рабочей полосы, МГц	435
Ширина рабочей полосы частот, МГц	30
Неравномерность АЧХ в рабочей полосе частот, не более, дБ	± 1
Виды излучения	ЛЧМ, фазовая манипуляция кодируемая М-последовательностью, последовательность монохроматических импульсов
Коэффициент полезного действия, не менее, %	50
Волновое сопротивление ВЧ-тракта, Ом	50
КСВН на входе в рабочей полосе частот, не более	1,1
Максимально допустимый КСВН нагрузки выходного УМ, не более	10



Рисунок 1.4.7.4. Внешний вид БРПУ на сборочном участке

Рассмотрим более подробно построение составных частей БРПУ. Оба канала БРПУ управляются бортовой системой контроля и управления по индивидуальным шинам последовательной передачи данных. Коммутатор питания, обеспечивающий плавный старт, защиту источника питания от перенапряжений в бортовой сети и защиту последней от короткого замыкания в цепях передатчика, также выполнен двухканальным, хотя конструктивно и на одной печатной плате. Работа основного и резервного каналов БРПУ на общую нагрузку АФУ обеспечивается ВЧ-коммутатором, где в качестве ключей использованы переключаемые диоды с *p-i-n* структурой. Функциональная схема коммутатора представлена на рисунке 1.4.7.5. Диод активного канала находится в прямо смещенном проводящем состоянии, диод другого канала запирается напряжением питания УМ. Диоды объединены одной контактной площадкой, с которой соединен выходной фидер АФУ. Очевидно надежность диодов и блокировочных конденсаторов, обеспечивающих развязку цепей смещения, должна быть максимально высокой. После подачи напряжения питания на основной или резервный канал БРПУ источник питания активируемого канала формирует, в числе прочих, два напряжения питания $U_{пит1}$ и $U_{пит2}$. Эти напряжения переводят схему управления переключаемым диодом (СУПД) соответствующего тракта коммутатора в активное состояние, характеризующееся подачей тока прямого смещения через *p-i-n* переключаемый диод и запирающего напряжения на *p-i-n*

переключательный диод, соответствующий неактивному каналу передатчика. Для предотвращения попадания постоянного тока в ВЧ-тракт используются две разделительные емкости C_p .

В блоке ВЧ-коммутатора дополнительно измеряются падающая и отраженная мощности. Этой цели служит 40 дБ направленный ответвитель (НО), выполненный печатным монтажом. С выходов НО сигналы падающей и отраженной волн поступают на входы детекторов среднеквадратичного значения (ДСКЗ), где преобразуются в постоянное напряжение. Элементы согласования обеспечивают согласование входа ДСКЗ с импедансом связанной линии и тем самым минимизируют величину мощности, отраженную от входа ДСКЗ и попадающую в изолированное плечо НО. Сигналы с выходов ДСКЗ поступают на АЦП, который шиной последовательной передачи данных подключен к процессору синтезатора для вычисления выходной мощности и КСВН. Экспериментально были измерены S-параметры коммутатора. Вносимые коммутатором потери не превышают 0,63 дБ, КСВН – не более 1,35 во всем диапазоне рабочих частот. Функциональная схема УМ представлена на рисунке 1.4.7.5. В УМ используется режим АВ, поскольку именно такой режим возбуждения дал наиболее компактное решение.

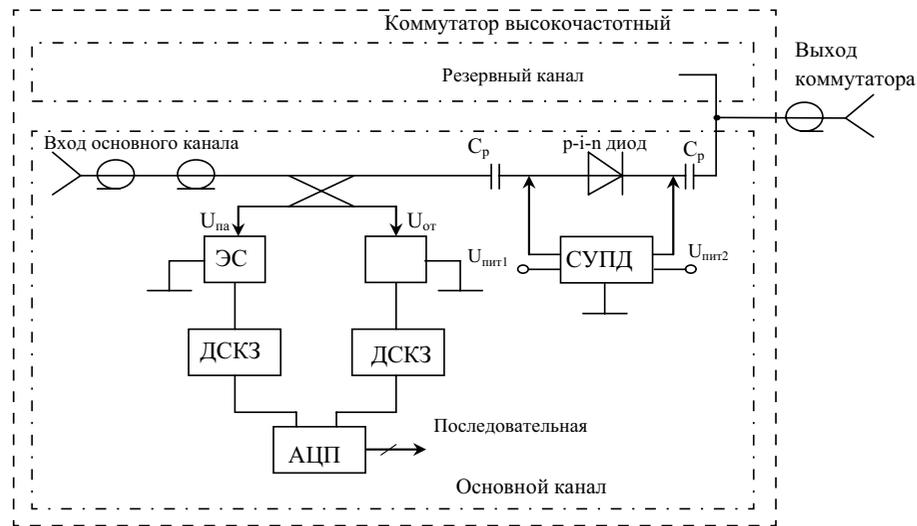


Рисунок 1.4.7.5. Функциональная схема УМ

Хотя эффективность работы УМ в режиме АВ ниже эффективности ключевого режима (теоретически для режима 1 дБ компрессии порядка 65%), особенности использованных транзисторов LDMOS структуры делают режим АВ более предпочтительным для заданного уровня мощности и частотного диапазона. Данное обстоятельство обусловлено необходимостью при реализации ключевых режимов дополнительных каскадов усиления, кроме этого, ключевые схемы более узкополосны, имеют более сложную архитектуру и труднее согласуются с системным импедансом 50 Ом.

Усилитель мощности выполнен по двухтактной схеме. Причина – более мягкие требования к цепям согласования и трансформации (СТЦ) в сравнении с несимметричной схемой той же мощности. Четырехкратный выигрыш в добротности для двухтактной схемы позволяет использовать более широкополосную структуру СТЦ.

Разработанный УМ имеет две особенности. Первая – усилитель состоит из двух каскадов с общим коэффициентом усиления 43 дБ: предварительного усилителя и выходного. Каждый каскад включает конденсаторы емкостного накопителя энергии, позволяющего снизить общую мощность источника питания благодаря импульсному характеру излучения с большой скважностью. Вторая особенность – реализация цепей СТЦ3 и СТЦ4, выполняющих задачи симметрирования, трансформации импеданса и фильтрации.

Обычно подобные СТЦ делают на коаксиальной линии передачи, обеспечивающей симметрирование, и комбинации микрополосковой структуры, LC-секций и дополнительного трансформатора на связанных коаксиальных линиях. Однако такая конструкция СТЦ для используемого диапазона частот занимает много места и требует индивидуальной настройки. Поэтому была выбрана и спроектирована СТЦ в виде планарных компонентов – части конструкции печатной платы, представляющих пару связанных LC-резонаторов, расположенных по разные ее стороны. Такие резонаторы дают преимущество в ослаблении четных гармонических составляющих тока выходного каскада, связанного с достаточно низким импедансом выходного каскада для этих компонент, в сравнении с конструкцией на коаксиальных линиях, где импеданс для четных гармоник тока представляется ненагруженной линией. На рисунке 1.4.7.6 приведена измеренная нагрузочная характери-

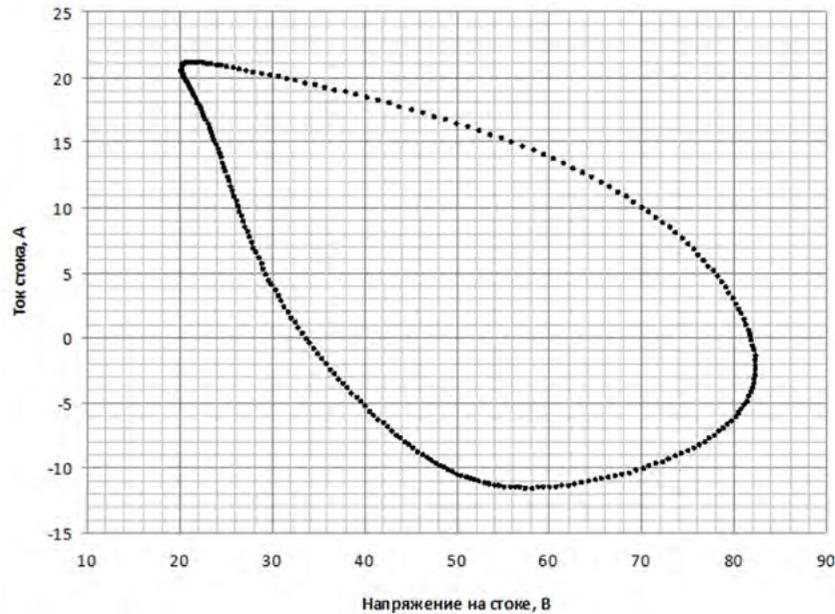


Рисунок 1.4.7.6. Нагрузочная характеристика транзистора выходного каскада УМ

стика LDMOS транзистора, примененного в выходном каскаде УМ. Нагрузка носит индуктивный характер, что соответствует максимальной мощности, поставляемой в нагрузку. Комплексная величина оптимального импеданса нагрузки получена экспериментально методом согласования нагрузок, при котором транзистор оснащен цепями сопряжения с измерительным оборудованием.

На рисунке 1.4.7.7 (верхний график) представлена передаточная характеристика (ПХ) выходного каскада УМ, имеющая небольшой рост коэффициента усиления с увеличением частоты до $P_{in} \approx 30$ дБмВт. Однако точка 1 дБ компрессии на верхней граничной частоте 450 МГц на 1–2 дБ ниже. Линейность ПХ до $P_{out} = 50$ дБмВт остается вполне удовлетворительной (измеренный уровень интермодуляционных компонентов не превышает минус 27 дБн), что в дальнейшем позволит применить упрощенную цепь линеаризации ПХ. После точки $P_{in} = 35$ дБмВт (нижний график) эффективность УМ остается постоянной, что соответствует 3 дБ компрессии (верхний график).

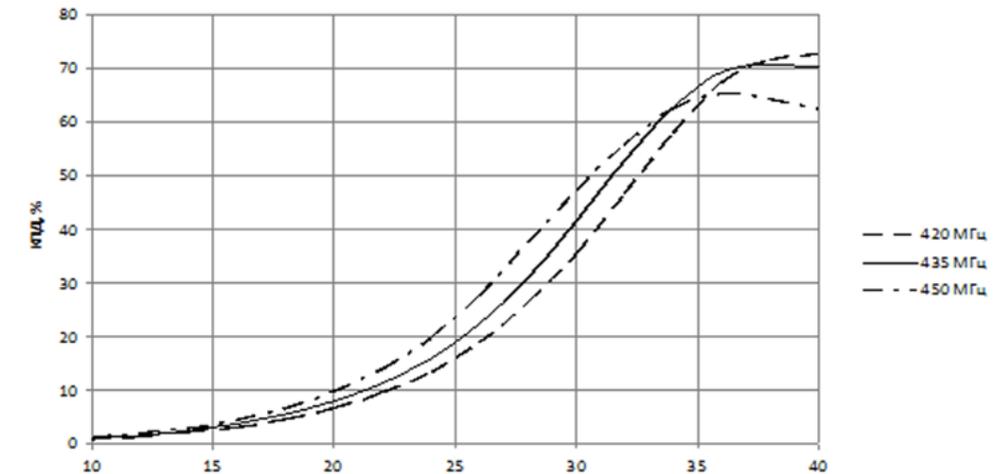
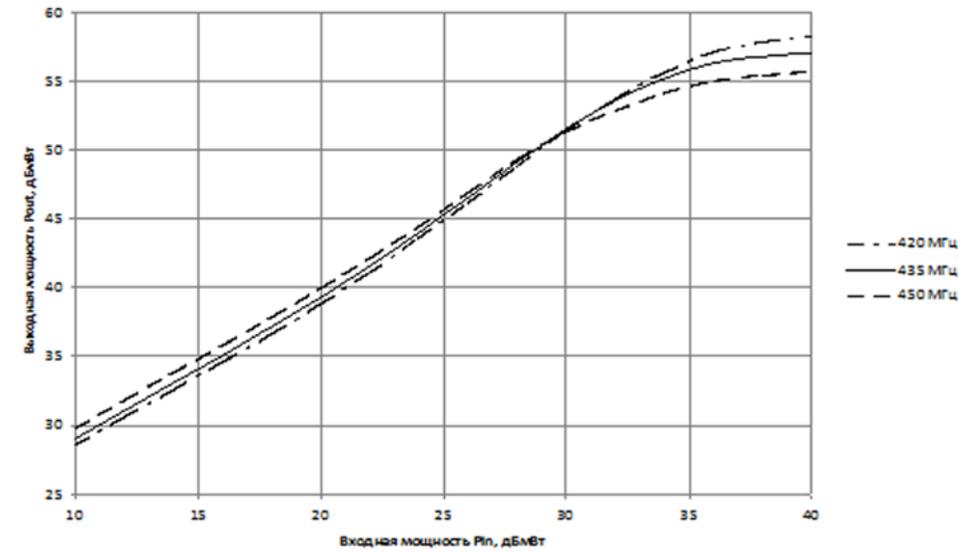


Рисунок 1.4.7.7. Передаточная характеристика транзистора выходного каскада и КПД УМ

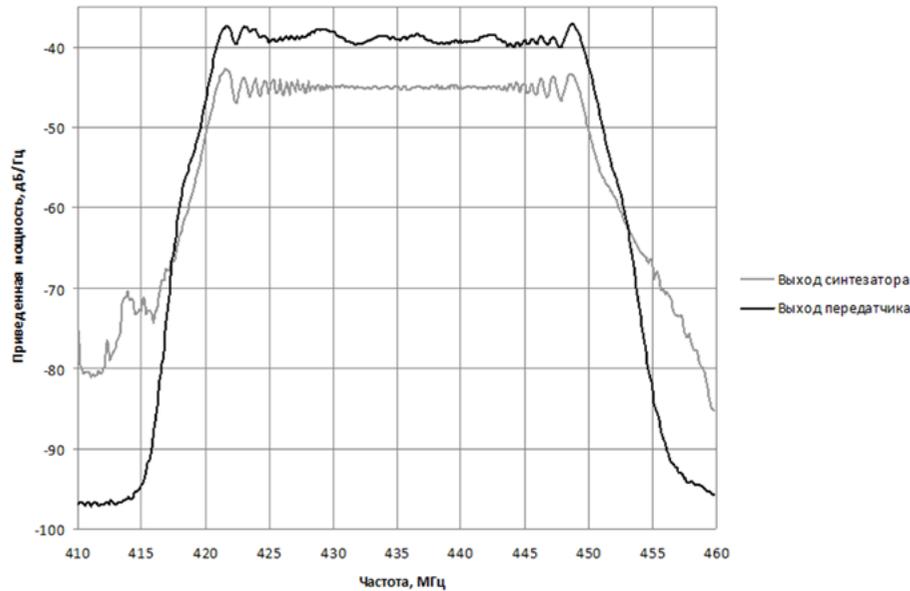


Рисунок 1.4.7.8. Спектральная плотность мощности ЛЧМ-сигнала

На рисунке 1.4.7.8 приведены графики спектральной плотности мощности формируемого БРПУ ЛЧМ-сигнала на выходе синтезатора и собственно на выходе самого БРПУ. Неравномерность на графике выходного спектра БРПУ обусловлена неравномерностью АЧХ восьмизвенного полосового фильтра на спиральных резонаторах с малыми потерями, установленного на выходе УМ каждого из каналов БРПУ. Фильтр необходим для обеспечения требований по внеполосным и побочным излучениям изделия.

В БРПУ в качестве цифрового синтезатора частоты (ЦВС) его основного элемента используется отечественная микросхема 1508ПЛ8Т производства ОАО НПЦ «ЭЛВИС». Микросхема имеет 10-разрядный ЦАП, работающий на частоте до 1 ГГц, обеспечивает формирование гармонических квадратурных колебаний и сигналов с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ), амплитудно-фазовой (QAM), частотной и фазовой манипуляцией (ЧМ и ФМ). Кроме того, микросхема содержит генератор фазового и амплитудного шума и 64 профиля для хранения узловых значений параметров частотно-зависимой коррекции в режиме излучения ЛЧМ-сигнала.

Регулировка уровня входного сигнала БРПУ осуществляется с помощью цифрового аттенюатора, входящего в состав ЦВС. Его применение уменьшает количество уровней квантования, приводя к возникновению паразитной амплитудной модуляции. Для устранения нежелательных дискретных составляющих в спектре выходного сигнала используется аппаратная рандомизация амплитуды (стандартная функция микросхемы 1508ПЛ8Т).

Для коррекции неравномерности АЧХ-усилителя, фильтра и высокочастотного коммутатора в ЦВС в режиме формирования ЛЧМ-сигнала применяется частотная коррекция методом кусочно-линейной интерполяции.

Формирователь модулирующей псевдослучайной последовательности (ПСП) построен на микросхеме программируемой логики семейства Spartan 3 компании XILINX по классической схеме, основой которой служит сдвиговый регистр переменной разрядности. Минимальное количество разрядов регистра 5 (длина последовательности 31), максимальная разрядность регистра 12 (длина последовательности 4095). Длительность сигнального элемента ПСП может изменяться в дискретном диапазоне значений с шагом 66,6 нс. Для повышения надежности в формирователе используется схема троирования с мажоритарным принятием решения. Внешний вид БРПУ в сборе показан на рисунке 1.4.7.9.

Реализация БРСА в Р-диапазоне на МКА «АИСТ-2Д» открывает возможность реализации системы МПРЛК и, соответственно, решения задач наблюдения не только поверхности Земли, но и мониторинга околоземного пространства, наблюдения воздушных целей [9], причем в сроки, сопоставимые с принятыми в соответствующих программах других стран.

Успешное решение указанных задач обуславливается:

- созданием БРПУ, обеспечивающего формирование



Рисунок 1.4.7.9. Внешний вид БРПУ

широкого ансамбля сигналов высокой мощности (от 130 до 180 Вт в импульсе), и успешными его наземными испытаниями, выполненными филиалом ФГУП НИИР–СОНИИР;

– разработкой наземной антенной решетки из кросс-поляризованных элементов типа Уда-Яги с коэффициентом усиления до 20 дБ в полосе до 30 МГц на несущей частоте 435 МГц и успешными ее испытаниями, выполненными ФГБОУ ВО ПГУТИ (Самара);

– наличием всех необходимых предпосылок успешного проведения эксперимента по регистрации сигналов в прямом канале БиРЛК, позволяющего получить реализации случайных амплитудных и фазовых флуктуаций сигнала на трассе спутник-земля, с последующим проведением статистической идентификации искажений сигнала, необходимой для построения эффективных алгоритмов синтеза апертуры в Р-диапазоне.

Краткая справка: ФГБОУ ВО ПГУТИ – Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Поволжский государственный университет телекоммуникаций и информатики» создан приказом Минсвязи СССР от 04.01.1956 г. № 24 как Куйбышевский электротехнический институт связи. Учредителем университета является Российская Федерация. Функции и полномочия учредителя Университета осуществляет Федеральное агентство связи (Россвязь). ПГУТИ один из четырех российских центров, ведущих широкомасштабную подготовку специалистов и научные исследования по новейшим технологиям радиотехники, связи и информатики. В настоящее время университет имеет 5 факультетов, 24 кафедры, 2 филиала, колледж связи. Численность обучающихся на всех формах обучения – 6339 чел. Число функционирующих диссертационных советов – 2. Корпус преподавателей ПГУТИ насчитывает 251 чел. Из 216 штатных преподавателей имеют ученую степень доктора наук – 38 человек, кандидата наук – 123 человека. Ежегодный объем хоздоговорных НИР и НИОКР – 22-28 млн. руб. В рамках развития авиационно-космического кластера Самарской губернии в университете создан Центр радиолокационного дистанционного зондирования Земли (ЦРДЗЗ). Центр предназначен для обеспечения потребителей Поволжского региона уникальными данными радиолокационного дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и информационной продукцией, разрабатываемой на их основе. Получаемые ЦРДЗЗ данные могут быть использованы для решения многочисленных задач, среди которых:

– обновление топографических карт;

– прогноз и контроль развития наводнения, оценка нанесенного им ущерба;

– прогноз урожайности сельскохозяйственных культур;

– контроль состояния гидротехнических сооружений на каскадах водохранилищ;

– мониторинг разливов нефти и движения нефтяного пятна и др.

В 2009-2013 гг. в ЦРДЗЗ создан экспериментальный бистатический радиолокационный комплекс, паразитирующий на сигналах ТВ-вещания. В 2014 г. на кафедре прошли успешные испытания мобильного радиолокационного комплекса с синтезированной апертурой (МРЛК) УКВ (ОВЧ) диапазона для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с высоким пространственным разрешением (3-5 метров). Радиолокатор разработан в рамках НИР с АО «РКЦ «Прогресс». МРЛК предназначен для размещения на борту летательных аппаратов малой авиации, автомобильном транспорте, объектах наземной инфраструктуры. Конструкция МРЛК обеспечивает легкую трансформацию из моностатической в бистатическую конфигурацию съемки. В настоящее время проводятся интенсивные исследования в области низкочастотной космической радиолокации с высоким пространственным разрешением.

Краткая справка: филиал ФГУП НИИР – СОНИИР – ведущее предприятие в области радиосистем различного назначения, имеющее лидирующие позиции в России по традиционным и новейшим научным направлениям, обладающее многолетним опытом научно-исследовательских, опытно-конструкторских, проектных и других работ. Предприятие основано в 1955 г., в настоящее время является филиалом ФГУП НИИР, входит в Аэрокосмический кластер Самарской области.

Основные направления деятельности:

– антенно-фидерные системы;

– цифровая обработка сигналов;

– радиоприемные и радиопередающие системы общего и специального назначения;

– разработка и производство радиоэлектронной аппаратуры;

– программное обеспечение электродинамического моделирования, имитаторов радиоканалов;

– электромагнитная совместимость;

– электромагнитная безопасность; системы оповещения;

– строительные, монтажные и пусконаладочные работы на объектах связи любой сложности;

– услуги Испытательного центра по испытаниям средств связи для целей получения сертификатов соответствия и деклараций подтверждения соответствия продукции требованиям технических регламентов;

– услуги Испытательной лаборатории неионизирующих электромагнитных излучений по электромагнитной экспертизе объектов и радиосредств и аттестации рабочих мест по электромагнитному фактору.

Специалистами предприятия выполнены многочисленные проектные, монтажные и пусконаладочные работы, в том числе на уникальных объектах. Успешно эксплуатируются и серийно выпускаются передающие и приемные антенно-фидерные устройства КВ-диапазона, в том числе защищенные постоянной готовности (изделия Октава-КП, АЗИ-ПРД, АКАР, малогабаритные приемные антенны с поляризационной обработкой класса АПМ и т.д.). Разработаны и приняты на снабжение соответствующими ведомствами адаптивные комплексы КВ-радиосвязи (изделия КТС АРС, АКТС), КВ-модем МУПС-9600, возбудитель КВ-диапазона ВКВ-30. Разработаны и серийно выпускаются передатчики ОВЧ ЧМ вещания семейства «Утес». Разработаны и успешно эксплуатируются системы тоннельной радиосвязи специального назначения.

Разработаны и получены свидетельства о государственной регистрации на программные средства электродинамического моделирования, в том числе для решения задач обеспечения электромагнитной безопасности и совместимости. В настоящее время проводятся интенсивные исследования в области одноточечной пеленгации (на основе малогабаритных триортогональных антенн), радиомониторинга, имитации широкополосных КВ-радиоканалов, модернизации радиолокационных станций дальнего обнаружения.

Установка разработанного ИСОИ РАН в рамках рассматриваемого проекта гиперспектрометра планируется на последующих образцах опытно-технологических МКА.

1.5. Комплекс научной аппаратуры

Комплекс научной аппаратуры разработки Института космического приборостроения Самарского университета размещен на наружных и внутренних поверхностях силовых панелей аппарата без использования термоплат. Общий вид расположения блоков НА на аппарате представлен на рисунке 1.5.1 (а, б, в, г).

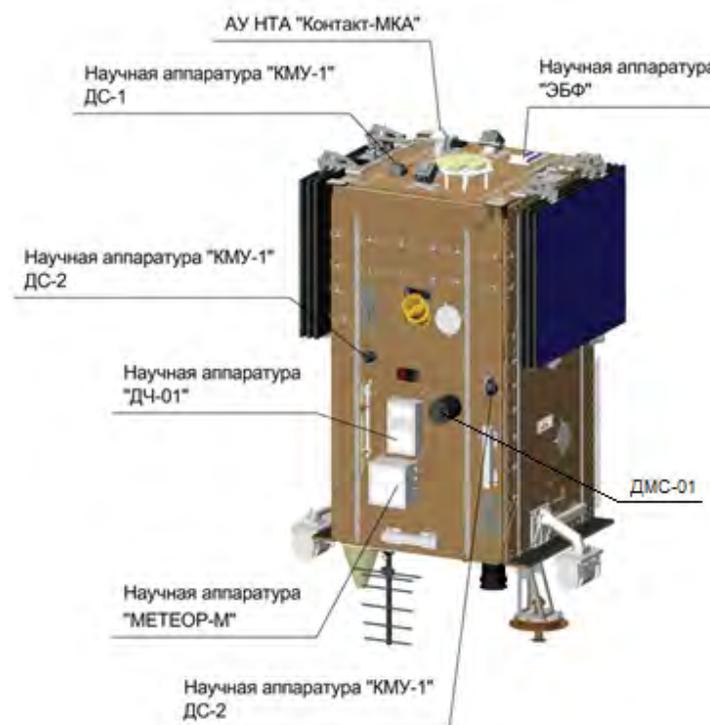


Рисунок 1.5.1. Размещение блоков научной аппаратуры на корпусе МКА, вид (а)

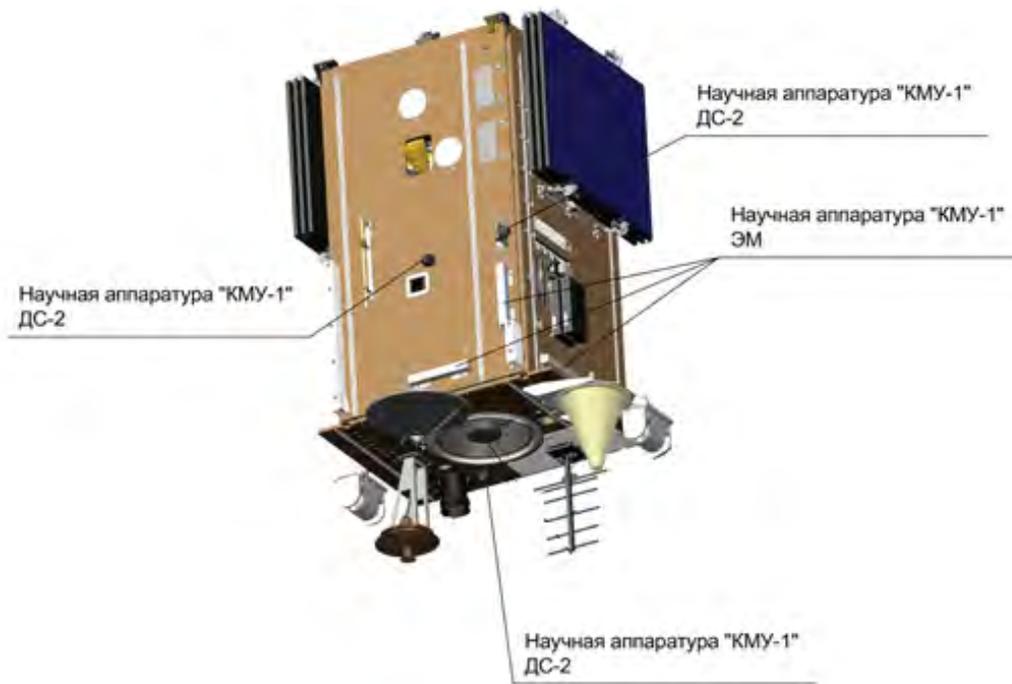


Рисунок 1.5.1. Размещение блоков научной аппаратуры на корпусе МКА, вид (б)

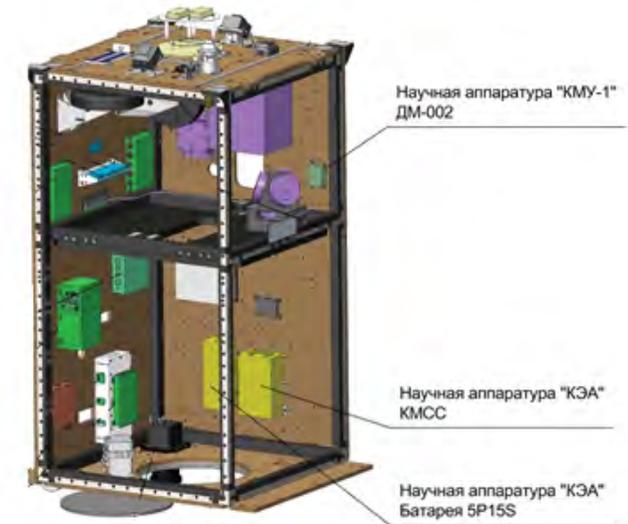


Рисунок 1.5.1. Размещение блоков научной аппаратуры на корпусе МКА, вид (б)



Рисунок 1.5.1. Размещение блоков научной аппаратуры на корпусе МКА, вид (г)

Краткая справка: В 2008 году в Самарском университете на базе лаборатории быстро протекающих процессов (1993 г.) и межкафедральной лаборатории аэрокосмического приборостроения (1995 г.) был создан **Институт космического приборостроения (ИКП)**, основными направлениями работ и научных исследований которого стали следующие.

1. Разработка бортовой научной аппаратуры и проведение космических экспериментов для:
 - экспериментального исследования параметров и результатов воздействия твердых частиц естественного и искусственного происхождения на поверхность космических аппаратов;
 - управления движением малых космических аппаратов с использованием магнитных силовых элементов;
 - проведения экспериментов по исследованию воздействия факторов космического пространства на образцы наноматериалов, оптоволоконные датчики, электронные компоненты, элементы питания и солнечные элементы.
2. Разработка наземных стендов для моделирования воздействия факторов космической среды на элементы конструкций КА и чувствительные элементы научных приборов.
3. Математическое моделирование и расчет величины электромагнитного поля и параметров электромагнитных помех в цепях КА при возникновении электростатического разряда или удара молнии.

В период с 1993 по 2016 г. сотрудниками института были разработаны:

- модули для исследования микрометеороидов и частиц космического мусора на геостационарной орбите в составе спутников связи «Горизонт-41», «Горизонт-43»;
- НА «Мираж», «Мираж-М» для КА «Фотон» № 12, «Фотон-М» № 2 – научная аппаратура для исследования пространственного распределения магнитного поля внутри спускаемого аппарата, восстановления параметров орбитального движения КА и космической навигации;
- датчиковая аппаратура «Штиль» для оперативного контроля магнитной обстановки внутри СА КА «Ресурс-ДК1»;
- научная аппаратура «ТЕПЛО» – совместный эксперимент с брюссельским университетом (исследование работы низкотемпературных тепловых труб в условиях микрогравитации) для КА «Фотон-М» № 3.

За последние 8 лет ИКП Самарского университета разработал научную аппаратуру для МКА «АИСТ-1Л» и «АИСТ-1Т», успешно работающих на орбите, НА «ГРАВИТОН», «БИОИМПЕДАНС», предназначенную для получения новых научных данных о морфофункциональном состоянии

культур клеток в условиях космического полета путем мониторинга биоимпедансных характеристик пробы культур клеток для КА «Бион-М» № 1, НА «КСКМ» для КА «Фотон-М» № 1. Для МКА «АИСТ-2Д» в ИКП разработан комплекс научной аппаратуры.

1.5.1. Датчик масс-спектрометрический ДМС-01

Научная аппаратура ДМС-01 [10, 11, 12] предназначена для экспериментального изучения влияния факторов космической среды на качество научных и технологических экспериментов на малых космических аппаратах. Аппаратура ДМС-01 анализирует состав собственной внешней атмосферы (СВА) в диапазоне масс 1-50 а.е.м.

Цель эксперимента:

- качественный анализ состава СВА малого космического аппарата;
- оценка количества атомарного кислорода в составе СВА;
- оценка энергий электронов солнечных космических лучей (СКЛ).

Для проведения экспериментов на научной аппаратуре ДМС-01 роль объекта исследования выполняет газовая составляющая СВА КА и солнечные лучи.

Основные принципы работы.

Структурная схема аппаратуры ДМС-01 представлена на рисунке 1.5.1.1.

Логика функционирования в режиме измерения состава газа заключается в следующем. В начальный момент времени газовая среда ионизируется электронным ударом в зазоре между сетками (4) и (5). Полученные ионы ускоряются и движутся по траектории (9) через ионное зеркало (3) в приемник (6). Зарегистрированный спектр обрабатывается средствами вычислителя прибора и на его базе формируется телеметрический пакет.

В режиме регистрации атомарного кислорода из спектра выделяется массовая линия кислорода $O^+(16)$ и оценивается ее интенсивность.

Энергоанализатор работает с тем же приемником ионов (6), но электрические потенциалы на сетке (5) и ионном зеркале (3)

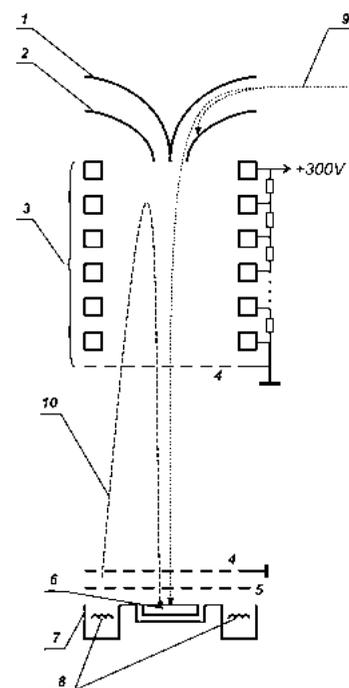


Рисунок 1.5.1.1. Структурная схема НА ДМС-01

1, 2 – внешний и внутренний электроды энергоанализатора, 3 – ионное зеркало, 4 – заземленные сетки, 5 – ускоряющая сетка, 6 – приемник ионов (типа ВЭУ-6), 7 – отражатель, 8 – нить накала (резервированный элемент, 3 или 6 шт.), 9 – электронный поток, 10 – ионный поток

отсутствуют. Основными полезадающими в этом случае электродами являются электроды 1 и 2. Разница потенциалов между ними линейно увеличивается от до 1 кВ, что обеспечивает снятие с приемника (6) зависимости, пропорциональной энергии электронов.

Включение питания и начало функционирования научной аппаратуры ДМС-01 производится подачей электропитания на разъем «ПИТ». При этом аппаратура переходит в рабочее состояние за время, не превышающее 60 сек. По окончании инициализации энергопотребление аппаратуры ДМС-01 не должно превышать 4 Вт, аппаратура находится в ждущем режиме.

Структурная схема аппаратной части НА ДМС-01 показана на рисунке 1.5.1.2.

При подаче команды на проведение серии измерений аппаратура проводит измерение состава газа и записывает полученную информацию в энергонезависимую память. Процесс измерения занимает не более 5 минут, при этом аппаратура потребляет максимальную мощность 7-10,5 Вт.

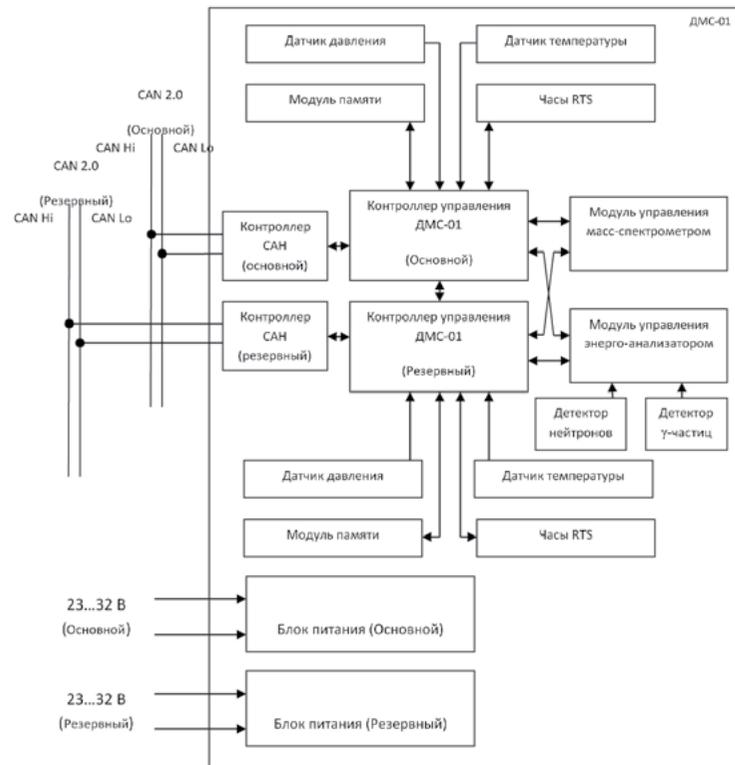


Рисунок 1.5.1.2. Структурная схема НА ДМС-01 с указанием подключения к шинам CAN и питания

После измерения состава газа ионное зеркало отключается и НА начинает работать в режиме энергоанализатора. Измерение занимает не более 1 мин.

Источники питания имеют гальваническую развязку. Их выходы объединены для питания модулей ДМС-01. Для нормального функционирования НА ДМС-01 не имеет значения, какой из блоков питания, основной или резервный, осуществляет питание аппаратуры. Цепи питания, команд управления и ТМ-контроля гальванически развязаны между собой, от цепей вторичного напряжения и от корпуса. Все обмотки реле и электромагнитные элементы зашунтированы диодами.

Внешний вид НА ДМС-01 представлен на рисунке 1.5.1.3.



Рисунок 1.5.1.3. Внешний вид НА ДМС-01

НА ДМС-01 выполнена в виде моноблока и имеет следующие характеристики: масса – до 3,5 кг; габаритные размеры – не более 250 x 250 x 128 с учетом трубки забора пробы; энергопотребление – не более 10,5 Вт (во время анализа).

НА устанавливается на внутренней и наружной поверхностях конструкции космического аппарата.

НА ДМС-01 должна удовлетворять следующим требованиям:

- диапазон рабочих температур:
 - при включенной аппаратуре, °С от -30 до +60;
 - при выключенной аппаратуре, °С от -50 до +80;
- напряжение питания постоянным током, В от 23 до 32;
- потребляемая мощность, Вт не более 10,5;
- величина пускового тока, А не более 8;
- интерфейсы сопряжения с БСКУ:
 - по каналу питания РС-10;
 - по цифровому каналу CAN;
- интерфейс сопряжения с КПА USB.

Циклограмма работы

Согласно заложенной программе, НА ДМС-01 осуществляет 4 серии экспериментов. Порядок и состав каждой серии работы ДМС-01 определяется параметрами, закладываемыми через массив

исходных данных. Научная аппаратура находится в режиме ожидания исходных данных первые 5 минут после включения, а затем приступает к работе.

Научная аппаратура ДМС-01 функционирует сеансами. Длительность сеанса работы не может быть меньше 15 минут и не должна превышать 93 минут (1 виток). Циклограмма энергопотребления для заложенных по умолчанию серий измерений представлена на рисунке 1.5.1.4.

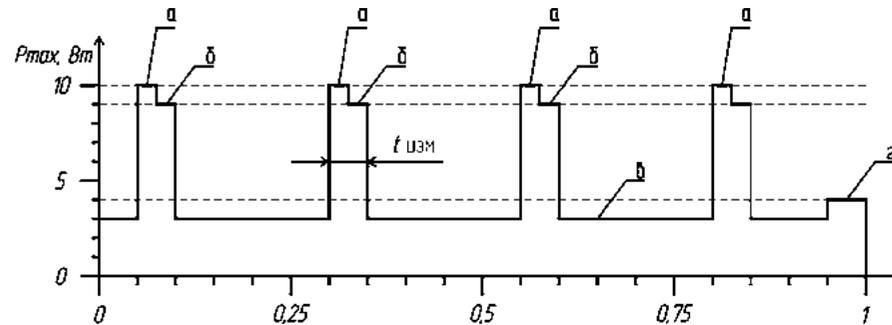


Рисунок 1.5.1.4. Циклограмма энергопотребления ДМС-01 на 1 виток

На участке «а» работает масс-спектрометрический датчик (не более 5 минут), на участке «б» работает энергоанализатор (не более 7 минут). Участок «г» соответствует передаче телеметрической информации, а участок «в» – режиму энергосбережения. Участок «г» может повторяться после каждого проведенного измерения, в этом случае его длина определяется количеством передаваемой телеметрической информации. В режиме «в» возможно временное увеличение энергопотребления до 3,5 Вт при занесении в энергонезависимую память временных меток и другой служебной информации.

Желательна синхронизация сеансов работы прибора с положением МКА «АИСТ-2» на орбите Земли, как показано на рисунке 1.5.1.5.

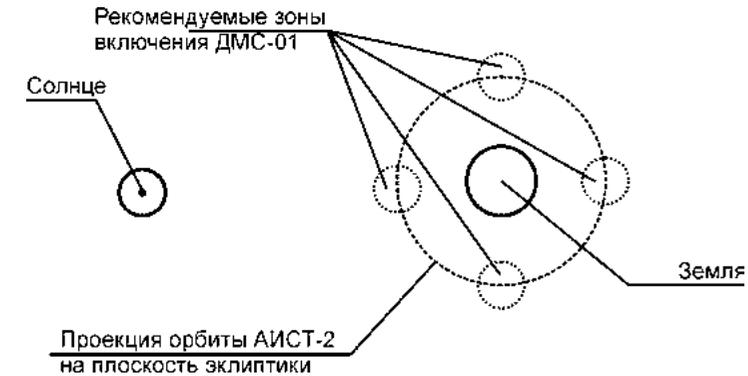


Рисунок 1.5.1.5. Рекомендуемые зоны включения ДМС-01

1.5.2. Датчик частиц ДЧ-01

Важнейшую роль в обеспечении длительной безотказной работы КА играет стойкость их конструкционных материалов и элементов бортового оборудования к воздействию окружающей космической среды. На КА в полете воздействует обширный комплекс факторов космического пространства (ФКП): потоки электронов и ионов высокой энергии, холодная и горячая космическая плазма, солнечное электромагнитное излучение, метеорная материя, твердые частицы искусственного происхождения и другие факторы. Для оценки воздействия ФКП на различные материалы проводятся лабораторные испытания с использованием ускорителей различных типов, однако часто по результатам этих экспериментов можно лишь косвенно судить о деградации элементов в условиях космической среды вследствие сложности воспроизводства реальных характеристик воздействующих потоков. Измерение характеристик элементов и систем КА в натуральных экспериментах является прямым методом изучения влияния ФКП на их функционирование. Для этих целей разработана многофункциональная аппаратура ДЧ-01 (рисунок 1.5.2.1), позволяющая контролировать изменение свойств различных образцов материалов на борту малого космического аппарата.

Научная аппаратура ДЧ-01 включает в себя три модуля:



Рисунок 1.5.2.1. Внешний вид научной аппаратуры ДЧ-01

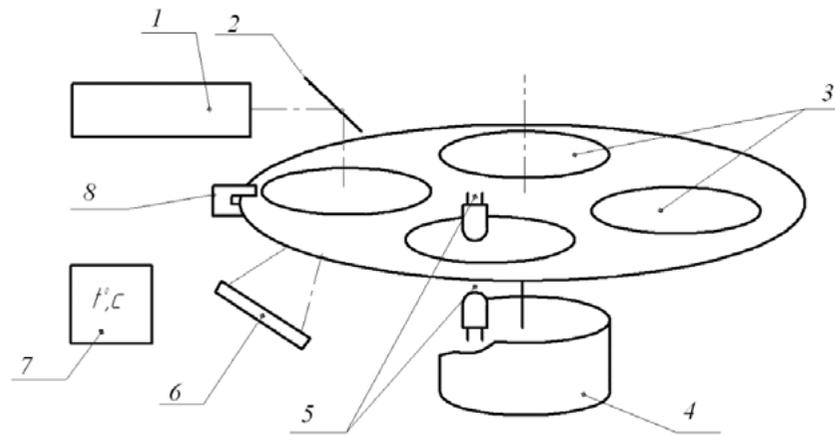


Рисунок 1.5.2.2. Оптическая схема измерителя ДЧ-ОПТИКА:

1 – лазер, 2 – зеркало, 3 – исследуемые образцы, 4 – шаговый двигатель, 5 – измеритель прозрачности (3 светодиода и фотоприемник), 6 – измеритель рассеяния (16 фотоприемников в диапазоне углов 10-40°) 7 – термодатчик, 8 – датчик положения диска

1) модуль исследования воздействия частиц космического мусора на оптические элементы (ДЧ-ОПТИКА);

2) модуль исследования воздействия факторов космического пространства на электронные компоненты (микросхемы памяти, микроконтроллеры и т.д.) (ДЧ-ЭРИ);

3) модуль исследования воздействия атомарного кислорода на покрытия (ДЧ-КВАРЦ).

Перечисленные модули конструктивно выполнены в виде моноблока, включающего в себя датчики и образцы исследуемых материалов и устанавливаемого на поверхности космического аппарата.

Основные характеристики датчика ДЧ-01:

- диапазон рабочих температур:
 - при включенной аппаратуре, °С от -30 до +60;
 - при выключенной аппаратуре, °С от -50 до +80;
- напряжение питания постоянным током, В от 23 до 32;
- потребляемая мощность, Вт не более 8;
- величина пускового тока, А не более 5;
- интерфейсы сопряжения с БСКУ:
 - по цифровому каналу CAN;
 - интерфейс сопряжения с КПА RS-232;
- модуль измерения оптических характеристик:
 - количество образцов прозрачных материалов 5;
 - диапазон измерения коэффициента прозрачности для длин волн 470, 525, 650 нм 0,1-1;
- диапазон углов рассеяния лазерного излучения 850 нм 6-38°;
- модуль кварцевых весов:
 - количество каналов для подключения кварцевых пластин 6 пар;
 - диапазон измерения разностной частоты пар кварцевых пластин 0-500 кГц.

Модуль ДЧ-ОПТИКА [13, 14, 15], помимо платы контроллера, содержит устройство оптических измерений, схематическое изображение которого представлено на рисунке 1.5.2.2.

В качестве показателя деградации для каждого типа элементов используется коэффициент изменения параметра:

- спектрального пропускания $\Delta T(\lambda)$ для оптических стекол;

– поглощения солнечного излучения ΔA_s для терморегулирующих покрытий.

Модуль ДЧ-ЭРИ [16], структурная схема которого представлена на рисунке 1.5.2.3, размещается в корпусе аппаратуры ДЧ-01, где находится плата с исследуемыми элементами. Под ней расположен защитный экран и модуль управления с микропроцессорным устройством, предоставляющим различные интерфейсы обмена данными, а также линии управления режимами работы тестируемых микросхем. С тестируемыми микросхемами ведется информационный обмен в запросно-ответном режиме. В случае искажения или потери данных на любом из элементов этот факт фиксируется и передается в канал телеметрии с указанием номера канала и типа ошибки (искажение/нет ответа).

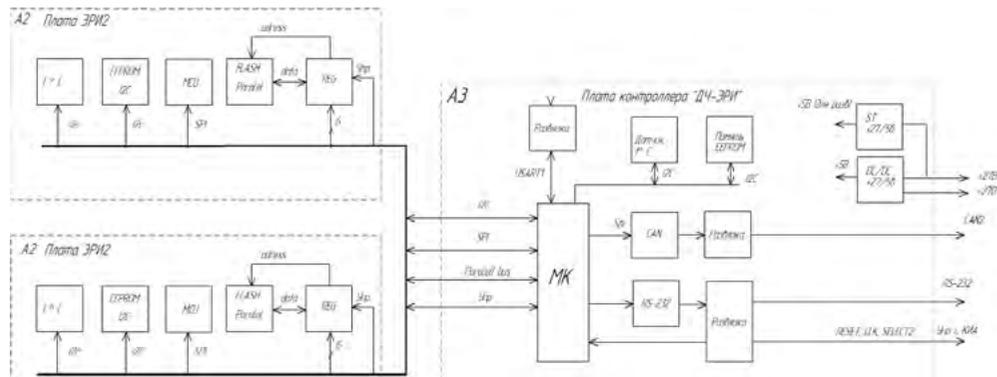


Рисунок 1.5.2.3. Структурная схема модуля ДЧ-ЭРИ

Аппаратура позволяет выявить:

- искажение или потерю данных, записанных во флеш-память;
- полный отказ элементов;
- превышение потребления тока отдельными ИМС;
- температуру платы с ИМС.

В качестве образцов используются различные электронные компоненты (Atmega168PA, STM32F303, AM29F010b, AM24C32), выполненные с различным технологическим процессом – 0,35-0,09 мкм.

Модуль ДЧ-КВАРЦ [17] предназначен для контроля уноса массы с поверхности аппарата универсальным частотным методом. В качестве преобразователя в этом методе используется кварцевый элемент, включенный в контур генератора частоты. Принцип действия кварцевого преобразователя основан на зависимости частоты генерируемых сигналов от изменения массы кварцевого элемента в процессе осаждения на его поверхность пыли. С увеличением массы элемента его резонансная частота падает.

Реализованная в аппаратуре ДЧ-01 структурная схема кварцевых весов, удовлетворяющая этим условиям, приведена на рисунке 1.5.2.4.

Аппаратура ДЧ-01 рассчитана на срок активного существования не менее 2 лет. В результате космического эксперимента должны быть получены результаты по изменению оптических свойств кварцевых стекол марки К-8, уменьшению массы тонких пленок различных диэлектриков (например, каптона), отказоустойчивости микросхем памяти, выполненных с разным технологическим процессом (0,09-0,35 мкм).

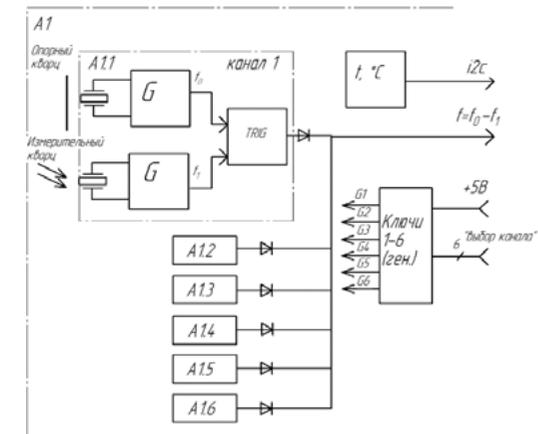


Рисунок 1.5.2.4. Структурная схема кварцевых весов

Эти данные будут полезны для уточнения существующих математических моделей влияния факторов космического пространства, производства микросхем и дальнейшего изучения как околоземного космического пространства, так и дальнего космоса.

1.5.3. Аппаратура «МЕТЕОР-М»

Научная аппаратура «МЕТЕОР-М» [18, 19, 20, 21], предназначенная для изучения микрометеороидов и космического мусора, имеет следующие характеристики:

- диапазон рабочих температур, °С от -30 до +50;
- напряжение питания постоянным током, В от 23 до 32;
- потребляемая мощность, Вт не более 8;
- величина пускового тока, А не более 8;
- число телеметрических цифровых каналов (дублированных) 1;
- интерфейсы сопряжения с БСКУ:
 - по каналу питания РС-10;
 - по цифровому каналу CAN;
- интерфейс сопряжения с КПА RS232;
- формат данных обмена с БСКУ и КПА последовательный;
- параметры микрометеороидов:
 - масса частиц, г $10^{-13} \div 10^{-11}$;
 - скорость частиц, км/с $1 \div 30$;
 - поле зрения, (телесный угол) $\pm 60^\circ$.

Назначение аппаратуры «МЕТЕОР-М» – это оценка параметров высокоскоростных пылевых частиц (массы и скорости), взаимодействующих с поверхностью ионизационного датчика;

3D-модель НА «МЕТЕОР-М» представлена на рисунке 1.5.3.1. На рисунке 1.5.3.2 показаны функциональные блоки детектора микрометеороидов и частиц космического мусора (НА «МЕТЕОР-М»).

На рисунке 1.5.3.3 представлена схема, описывающая принцип работы ионизационного детектора, главного компонента научной аппаратуры «МЕТЕОР-М».

Рассмотрим более подробно принцип измерения.

В космическом пространстве микрометеороиды и частицы космического мусора в большинстве случаев имеют некоторый заряд, который появляется на их поверхности вследствие воздействия на них факторов космического пространства (электронов, протонов). Поэтому при пролете через системы электродов приемника ионов на них наводится заряд, пропорциональный заряду частицы.

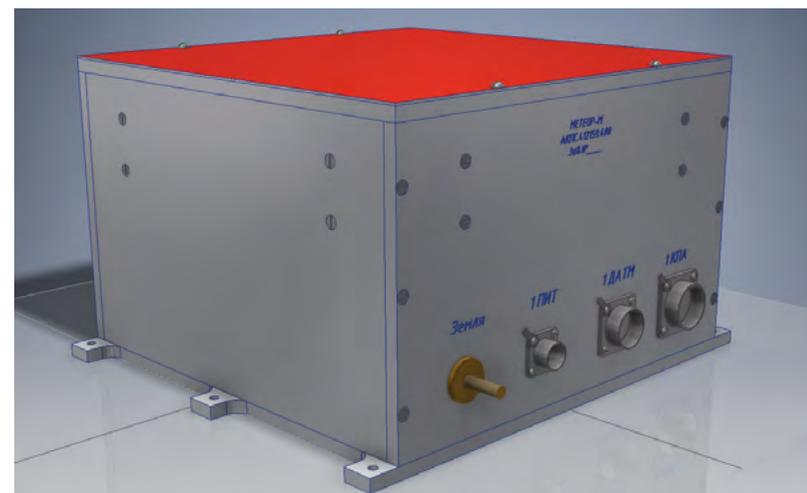


Рисунок 1.5.3.1. 3D-модель НА «МЕТЕОР-М»



Рисунок 1.5.3.2. Детектор микрометеороидов и частиц космического мусора

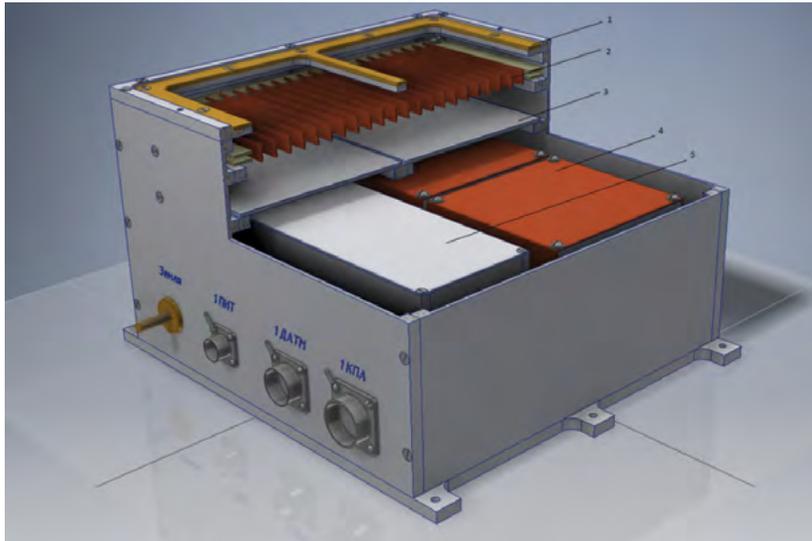
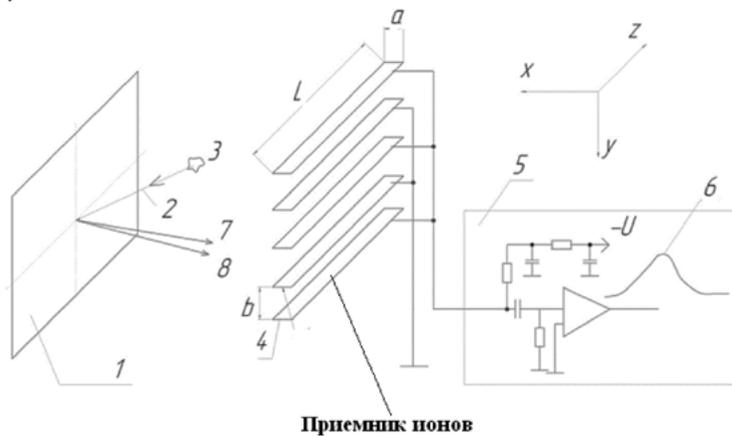


Рисунок 1.5.3.2. (продолжение) 1 – место крепления защитной сетки (заземленной на корпус детектора), 2 – электроды, 3 – мишень, 4 – блок аналоговой части, 5 – блок цифровой части



Приемник ионов

Рисунок 1.5.3.3. Схематическое изображение ионизационного детектора:

1 – мишень, 2 – траектория движения высокоскоростной микрочастицы, 3 – высокоскоростная микрочастица, 4 – измерительные электроды (двухфазная штыревая решетка), 5 – схема входной части приема сигнала с измерительных электродов, 6 – форма импульса, 7, 8 – разлет ионов

Пылевая частица (3) с высокой скоростью ударяется в мишень (1), при этом происходит образование ионов и электронов в зоне контакта микрочастицы и мишени.

Мишень подключена к нулевому потенциалу, а на измерительные электроды через фильтр подается напряжение порядка -200 В. В результате влияния электрического поля положительно заряженные ионы летят в сторону измерительных электродов (4), с которых сигнал снимается с помощью зарядочувствительного усилителя (ЗЧУ).

На рисунке 1.5.3.4 показана структурная схема НА «МЕТЕОР-М».

В состав НА «МЕТЕОР-М» входят: ПЗУ, реализованное на основе флеш-памяти для записи телеметрической информации; часы для контроля момента времени высокоскоростного соударения; температурный датчик. Зарядочувствительный усилитель представляет собой многокаскадный усилитель с высоким входным сопротивлением.

НА «МЕТЕОР-М» для общения с внешними устройствами использует интерфейс RS232 с гальванической развязкой на 1500 В, выведенный на разъем 1 КПА. Обмен между платами внутри научной аппаратуры происходит по шине I2C. Обмен с бортовым компьютером происходит по шине CAN.

Принцип работы микроконтроллерного модуля заключается в следующем: в случае прихода импульса сигнала от ионизационного либо конденсаторного датчика, превышающего пороговое значение, происходит включение микросхем FIFO, в которых прописывается данный импульс сигнала. Впоследствии данный импульс считывается с FIFO и записывается в ПЗУ. В случае подачи управления по внешним интерфейсам RS232 происходит выдача эти данных.

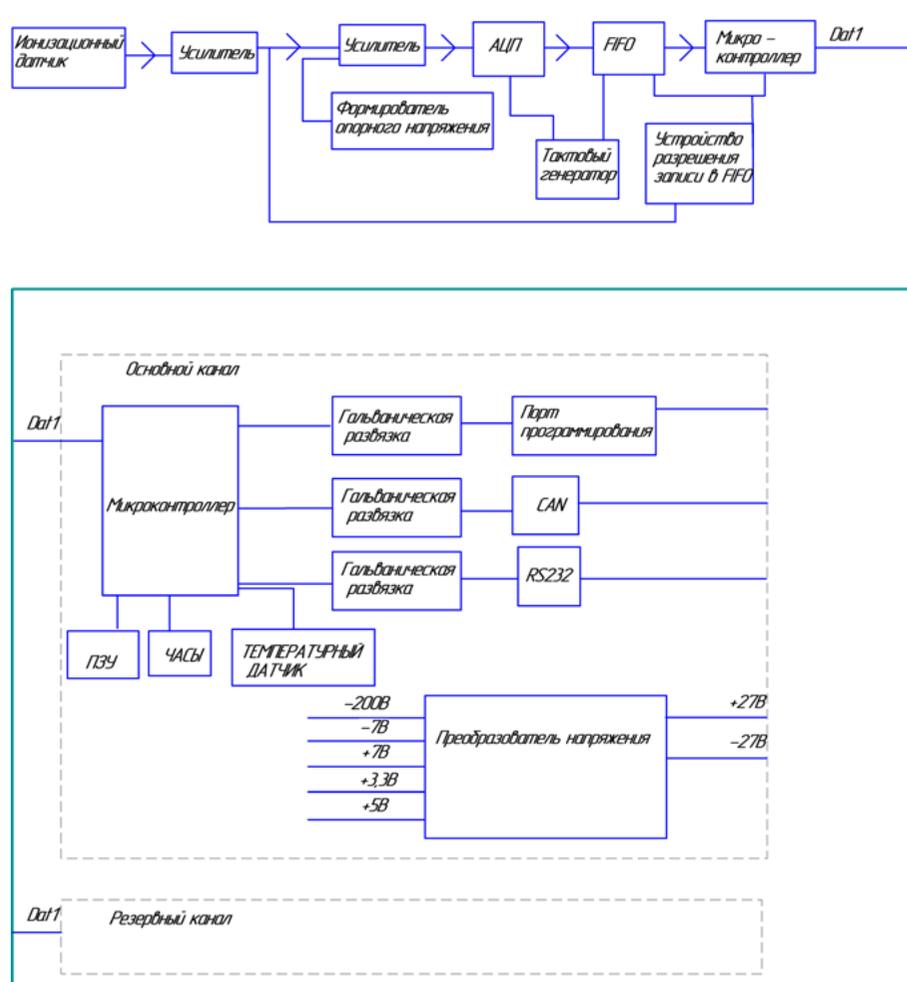


Рисунок 1.5.3.4. Структурная схема НА «МЕТЕОР-М»

1.5.4. Компенсатор микроускорений КМУ-1

НА КМУ-1 предназначена для решения следующих задач:

- определение низкочастотных микроускорений по результатам измерений вектора магнитной индукции геомагнитного поля в неориентированном орбитальном полете МКА «АИСТ-2Д»;
- компенсация низкочастотных микроускорений ортогональной системой электромагнитов, установленных на борту МКА «АИСТ-2Д».

Научная аппаратура КМУ-1 функционально объединяет:

- 1) блок электроники (БЭ КМУ-1, АКПС.466535.012), выполненный в виде моноблока и объединяющий служебные модули, включая контроллер с программно-математическим обеспечением (ПМО) для управления и контроля функционирования аппаратуры КМУ-1;
- 2) два трехкомпонентных магнитометра (ДМ-002, АКПС.411173.012) для измерения состояния магнитного поля, сопряженных с БЭ КМУ-1;
- 3) один датчик Солнца (ДС-1, АКПС.4012011.012) для измерения углов направления на Солнце, сопряженный с блоком электроники КМУ-1;
- 4) пять датчиков Солнца (ДС-2, АКПС.401265.012) для измерения уровней засветки на гранях МКА «АИСТ-2Д», сопряженных с блоком электроники КМУ-1;
- 5) исполнительные элементы – три ортогонально расположенных электромагнита (ЭМ, АКПС.684419.012), сопряженные с блоком электроники КМУ-1.

Структурная схема НА КМУ-1 приведена на рисунке 1.5.4.1.

Фотография НА КМУ-1 приведена на рисунке 1.5.4.2.

Структурная схема блока электроники КМУ-1 представлена на рисунке 1.5.4.3.

Модуль центрального процессора выпускается в компании Fasstwell (Россия). Внешний вид вычислителя приведен на рисунке 1.5.4.4.

Модуль центрального процессора имеет следующие характеристики:

- процессор: DM&P Vortex86DX (тактовая частота 600 МГц; 32 бит x86 ядро; математический сопроцессор; 16 бит шина памяти;

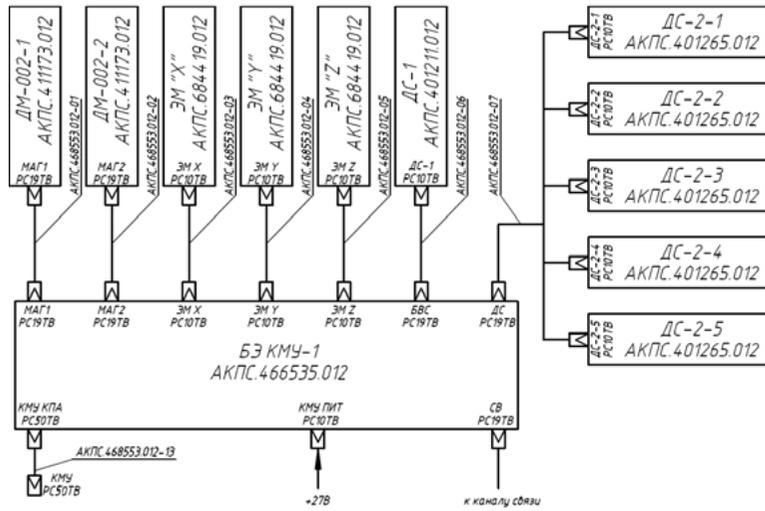


Рисунок 1.5.4.1. Общая структурная схема НА КМУ-1



Рисунок 1.5.4.2. Фотография НА КМУ-1

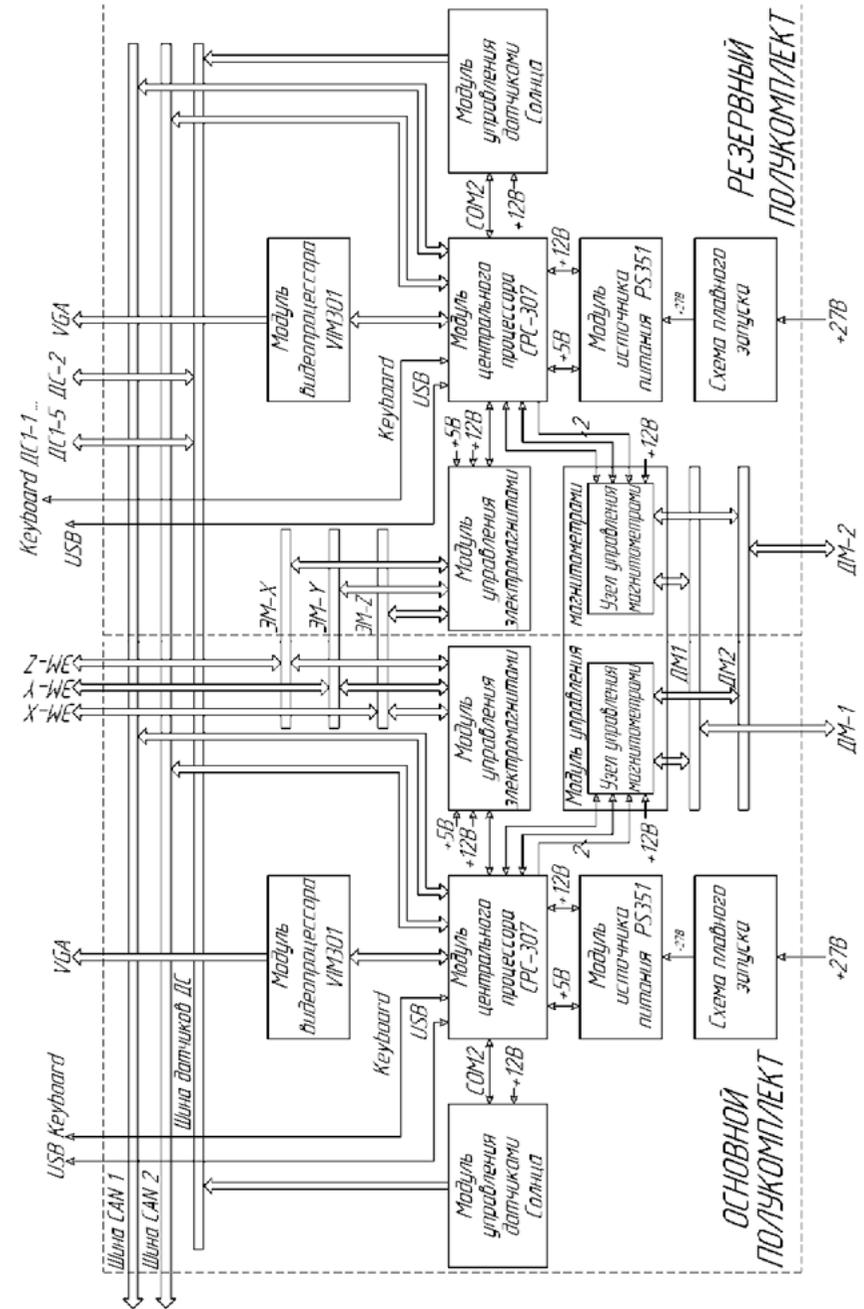


Рисунок 1.5.4.3. Структурная схема БЭ КМУ-1

Cache-память 1-го уровня 32 Кбайт; Cache-память 2-го уровня 256 Кбайт);

- оперативная память DDR2 SDRAM 256 Мбайт, частота 266 МГц;

- 1 Гбайт NAND Flash;

- COM1, COM2: RS232/RS485/RS422, без изоляции;

- COM3, COM4: RS232, полный, скорость передачи до 115,2 Кбод;

- COM5, COM6: RS422/RS485;

- два изолированных канала CAN 2.0b;

- ток потребления до 1 А;

- рабочая температура: от -40 °С до +85 °С;

- влажность: от 0% до 80% без конденсации;

- устойчивость к вибрации: 5 – 2000 Гц, 10 g;

- устойчивость к одиночным ударам: 150 g;

- наработка на отказ (MTBF): 200000 часов;

- размер: 90,6x101,5 мм;

- вес: 0,135 кг;

- температура: от -40 °С до +85 °С.

Модуль источника питания PS351 выпускается компанией Fastwell (Россия) и преобразует входное напряжение бортовой сети КА (+27 В) в требуемые для работы узлов НА КМУ-1 напряжения (+12 В, +5 В, +3,3 В). Внешний вид модуля источника питания представлен на рис. 1.5.4.5.



Рисунок 1.5.4.4. Общий вид одноплатного компьютера в формате PC/104 на базе процессора Vortex



Рисунок 1.5.4.5. Модуль источника питания PS151

Модуль имеет следующие основные характеристики:

- форм-фактор: PC/104+ для PS-351; MicroPC для PS151,
- диапазон входных напряжений: 10,5–36 В,
- гальваническая изоляция вход/выход: 1000 В,
- выходные напряжения/токи (мощность):
 - +12 В / 1,66 А (20 Вт),
 - +5 В / 6 А (30 Вт),
 - +3,3 В / 1,5 А (5 Вт),
- защита от перегрузок и перегрева (для стабилизаторов 5 В и 12 В),
- функция источника бесперебойного питания (ИБП) 1,
- сигнал PowerGood,
- интеллектуальная система управления:
 - гальванически изолированный интерфейс RS232/RS422,
 - программируемые режимы включения/выключения DC/DC-преобразователей,
 - встроенный WDT-таймер,
 - интегрированный температурный датчик,
 - встроенные RTC (часы реального времени) с батарейным питанием,
 - память для системных событий.



Рисунок 1.5.4.6. Внешний вид модуля видеопроцессора VIM301

Модуль видеопроцессора

Модуль видеопроцессора выпускается компанией Fastwell (Россия) и предназначен для подключения к БЭ КМУ-1 монитора КИАКМУ-1, на котором отображается информация в ходе наземной отработки НА КМУ-1. Внешний вид модуля представлен на рисунке 1.5.4.6.

Модуль имеет следующие характеристики.

Видеопроцессор Lynx3DM8+(SM722G8):

- 32 бит видеоядро;
- 128 бит Drawing Engine (100 МГц);
- PCI 2.1 совместимый контроллер, 33 МГц, режимы Master/Slave;
- RAMDAC 200 МГц.

Оперативная память:

- 8 Мбайт, 64 бит, 100 МГц, встроена в видеопроцессор.

Питание модуля:

+5 В ±5%;

Механические характеристики:

- вибростойкость, амплитуда ускорения: 10 g;
- устойчивость к одиночным ударам, пиковое ускорение: 150 g;
- устойчивость к многократным ударам, пиковое ускорение:

50 g.

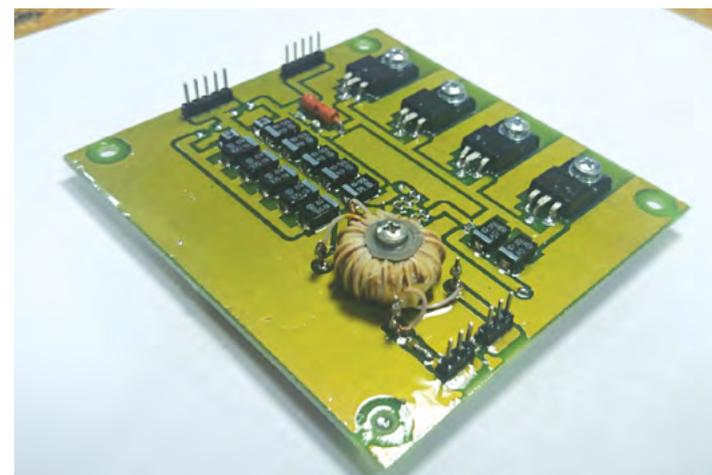


Рисунок 1.5.4.7. Внешний вид модуля плавного запуска

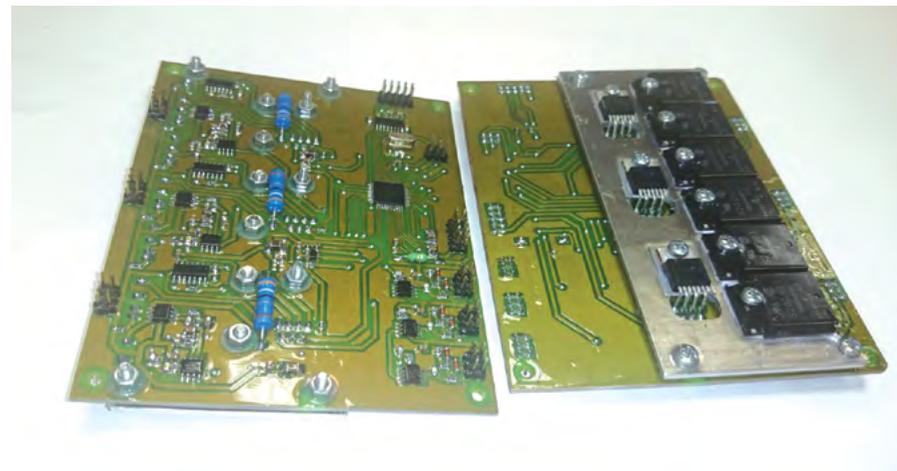


Рисунок 1.5.4.8. Внешний вид модуля управления электромагнитами

Средняя наработка на отказ (MTBF):
100000 ч.

Условия эксплуатации:

- диапазон рабочих температур: от $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+85\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- относительная влажность воздуха: от 5% до 90% при $+25\text{ }^{\circ}\text{C}$ без конденсации;
- диапазон температур хранения: от $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+90\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Масса модуля: 0,12 кг.

Схема плавного запуска разработана и собрана в Институте космического приборостроения (ИКП) Самарского университета и предназначена для обеспечения минимального уровня пускового тока при включении НА КМУ-1 на борту МКА «АИСТ-2Д». Внешний вид модуля представлен на рисунке 1.5.4.7.

Для выдачи управляющих токов на электромагниты в НА КМУ-1 служит модуль управления электромагнитами. Данный модуль разработан и собран в Институте космического приборостроения Самарского университета.

Внешний вид модуля представлен на рисунке 1.5.4.8. Функциональная схема модуля приведена на рисунке 1.5.4.9.

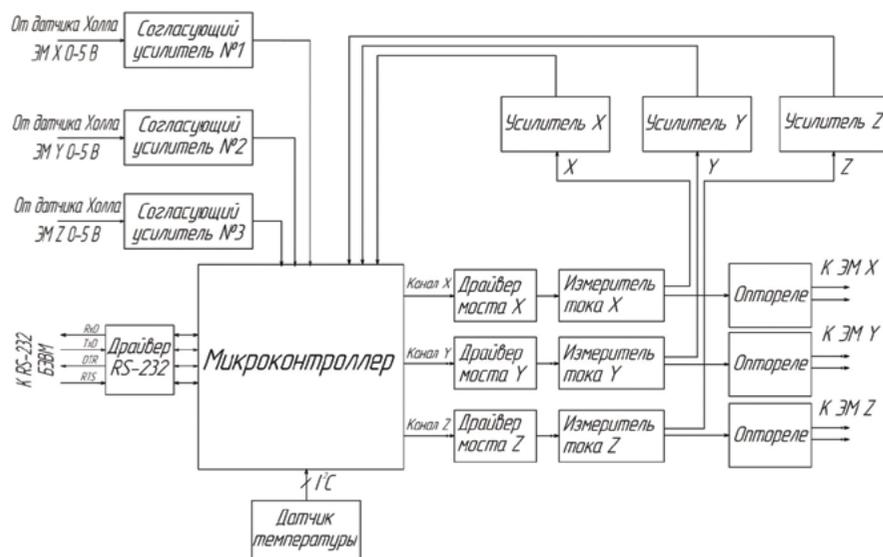


Рисунок 1.5.4.9. Функциональная схема модуля управления электромагнитами

По полученным от БЭВМ по порту RS-232 командам микроконтроллер устанавливает необходимую скважность импульсов на выходах «Канал X», «Канал Y» и «Канал Z», используя широтно-импульсную модуляцию (ШИМ). По данным сигналам драйверы мостов соответствующих каналов формируют на своих выходах необходимые для получения заданных токов в обмотках электромагнитов напряжения. Для контроля токов в обмотках используются как цепи измерителей токов, состоящие из измерителя тока и усилителя, так и сигналы с датчиков Холла, установленных непосредственно в электромагнитах. Для обеспечения отключения модуля от электромагнитов при резервировании используются оптореле.

Данный модуль имеет следующие характеристики:

- питание модуля: $+5\text{ В}$, $0,1\text{ А}$; 12 В , $0...1,2\text{ А}$;
- количество каналов: 3 шт;
- разрядность ШИМ: 256 (с возможностью смены полярности);
- встроенный термометр и возможность измерения выходных токов;
- канал связи: RS-232.

Модуль управления магнитометрами разработан и собран в Институте космического приборостроения Самарского университета и обеспечивает подключения датчиков-магнитометров ДМ-002 к БЭКМУ-1 с реализацией гальванической развязки.

Модуль реализует раздельное формирование питания и согласование по шине управления, двунаправленное прохождение команд управления и данных от основного и резервного полукомплекта, магнитных датчиков.

Основные технические характеристики:

- питание модуля: $+5\text{ В}$, $0,1\text{ А}$; 12 В , $0,1...0,2\text{ А}$;
- интерфейс связи RS 232;
- количество входных каналов: 4;
- выходное напряжение: $2 \times 6,5\text{ В}$;
- количество подключаемых датчиков: 2 шт.

Внешний вид приведен на рисунке 1.5.4.10, структурная схема на рисунке 1.5.4.11.

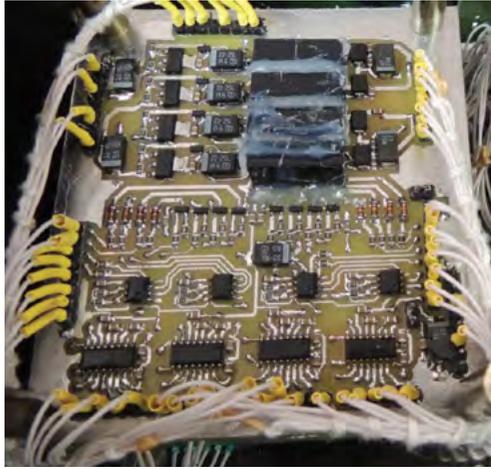


Рисунок 1.5.4.10. Внешний вид модуля управления магнитными датчиками

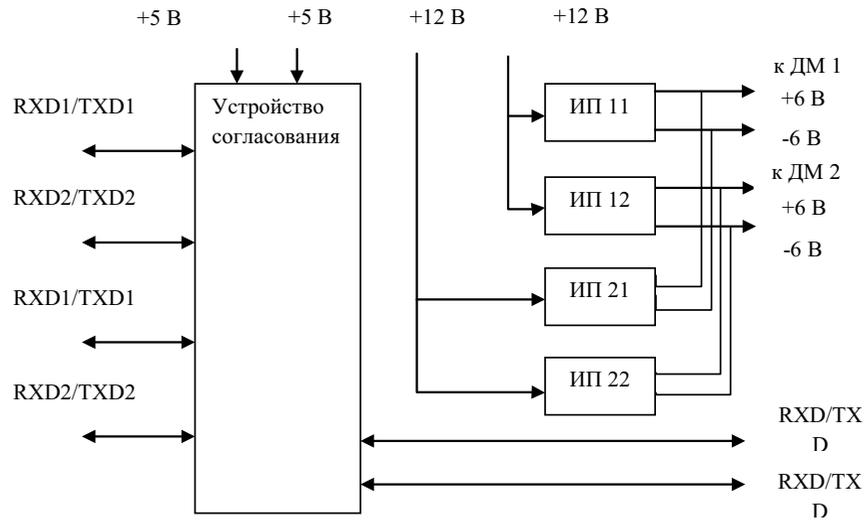


Рисунок 1.5.4.11. Структурная схема модуля управления магнитными датчиками

Магнитные датчики – магнитометры предназначены для измерения магнитной индукции постоянного и медленно меняющегося магнитного поля. Внешний вид магнитометров показан на рисунке 1.5.4.12, основные характеристики – в таблице 1.5.1.

Таблица 1.5.1. Основные технические характеристики магнитометров

Диапазон измерений магнитной индукции постоянного магнитного поля, мкТл	от 0 до 200
Рабочий диапазон частот переменного магнитного поля при измерении амплитудного значения магнитной индукции, Гц	от 0 до 5
Разрешающая способность, не более, мкТл	0,1
Пределы допускаемой абсолютной погрешности измерений магнитной индукции постоянного и амплитудного значения магнитных полей, мкТл	$\Delta_0 = \pm(0,05 \cdot V_{и} + 5)$, где $V_{и}$ – измеренное значение
Максимальная частота дискретизации, Гц	10
Коэффициент преобразования магнитной индукции при работе с аналоговым выходом, мВ/мкТл	$3,2 \pm 0,2$
Пределы допускаемой относительной погрешности коэффициента преобразования магнитной индукции, %	5
Напряжение питания, В	$+ (6^{+1,5}_{-0,2})$
Ток потребления по цепям питания, мА (+6 В)	(35 ± 15)
Время установления рабочего режима, не более, с	10



Рисунок 1.5.4.12. Внешний вид магнитных датчиков

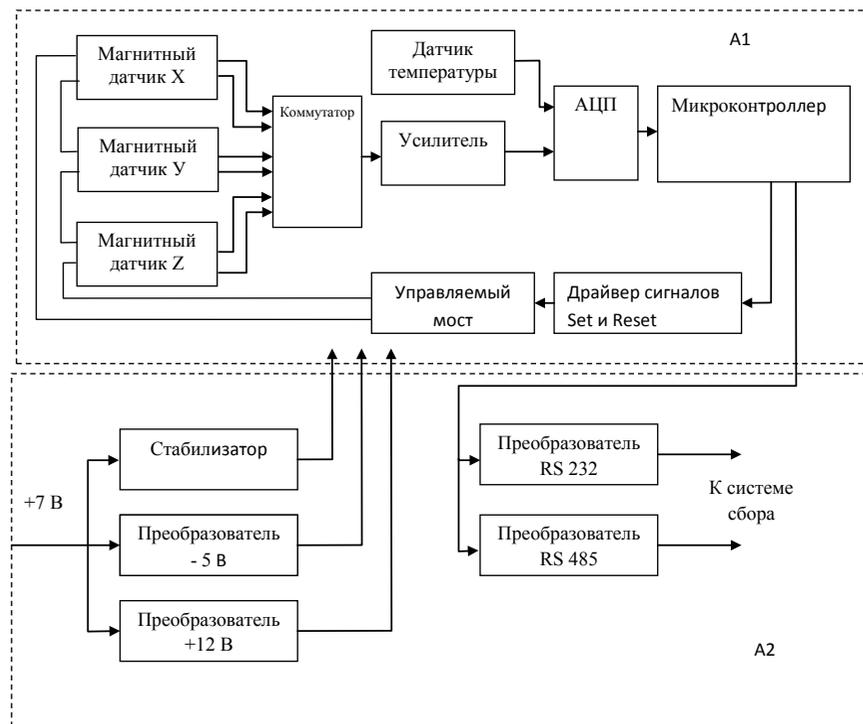


Рисунок 1.5.4.13. Функциональная схема магнитного датчика

Принцип действия магнитометров основан на измерении магнитной индукции с помощью трех магниторезистивных преобразователей. Функциональная схема измерительного блока приведена на рисунке 1.5.4.13. Измерительный блок конструктивно разделен на две составные части: плата А1 (измерительная часть) и плата А2 (часть согласования и питания), которые соединены между собой межплатным штыревым разъемом.

Дифференциальные напряжения с выходных цепей датчиков магнитного поля X, Y, Z через коммутатор последовательно подключаются ко входу инструментального усилителя. Напряжение с выхода усилителя подается на вход прецизионного АЦП. Оцифрованный сигнал – значение уровня магнитного поля по каждой из составляющих – считывается микроконтроллером. Встроенный датчик температуры используется для учета температурного влияния на результаты измерения и последующей коррекции.

По запросу реализуется цикл измерения, и результаты (магнитное поле по каждой составляющей, температура в датчике) выдаются через последовательный интерфейс с протоколами RS 232 или RS 485 в блок электроники.

Исполнительными элементами в составе КМУ-1 являются электромагниты. В состав КМУ-1 входят три ортогонально расположенных электромагнита.

Электромагнит (ЭМ) предназначен для формирования управляемого механического момента.

Во время работы система из трех ортогонально расположенных электромагнитов АКПС.684419.014 используется для формирования управляемого магнитного момента, который при взаимодействии с МП Земли обеспечивает формирование механического момента. Введенные датчики МП позволяют контролировать формируемый магнитный момент в процессе эксплуатации. Электромагнит ЭМ предназначен для токового управления, выходной сигнал с контрольных датчиков поля аналоговый.

ЭМ (см. рисунок 1.5.4.14) состоит из двух параллельно соединенных обмоток, намотанных на сердечник из аморфного сплава с нанокристаллической структурой. Сердечник с обмотками закреплен в корпусе, предназначенном для установки внутри КА.



Рисунок 1.5.4.14. Внешний вид ЭМ

Внутри корпуса, у торца электромагнита, предусмотрены крепления для внутренних датчиков магнитного поля.

Основные технические характеристики ЭМ:

– напряжение питания, В	от 0 до $\pm 27,0$;
– потребляемая мощность, не более, Вт	5,5;
– количество обмоток электромагнита	2;
– сопротивление обмотки 1, не более, Ом	$205 \pm 10\%$;
– сопротивление обмотки 2, не более, Ом	$238 \pm 10\%$;
– суммарное сопротивление параллельно соединенных обмоток, не более, Ом	217;
– макс. ток, протекающий через одну обмотку А, не более	$\pm 0,15$;
– макс. ток, протекающий через параллельно соединенные обмотки электромагнита А, не более	$\pm 0,25$;
– формируемый магнитный момент А м ² при токе 200 мА при параллельном соединении обмоток, не менее	55 ± 12 ;
– индуктивность параллельно соединенных обмоток, Гн**	$13 \pm 10\%$;
– собственная емкость параллельно соединенных обмоток, мкФ**	$0,04 \pm 10\%$;
– напряжение питания датчиков, В	от 5 до 8;
– диапазон измерения индукции магн. поля	



Рисунок 1.5.4.15. Внешний вид датчика солнца ДС-1

встроенными датчиками, мТл ± 60 ;

– диапазон рабочих температур:

- при включенном электромагните, °С от -30 до +60;
- при выключенном датчике, °С от -50 до +80.

Датчик солнца (ДС-1) разработан и собран в ИКП Самарского университета и входит в состав научной аппаратуры КМУ-1.

Датчик солнца (ДС-1) предназначен для определения углового положения Солнца в системе координат, связанной с прибором.

Во время работы датчик солнца (ДС-1) формирует и передает по частотному каналу в модуль управления датчиками Солнца измерения углового положения Солнца относительно системы координат, связанной с прибором, а также производится измерение температуры внутри самого датчика.

Датчик солнца (ДС-1) устанавливается на наружной поверхности малого космического аппарата (МКА) в плоскости, нормаль к которой совпадает с нормалью к рабочей поверхности панелей солнечных батарей МКА, и имеет следующие технические характеристики:

- напряжение питания, В $\pm 6,0$;
- потребляемая мощность, Вт не более 1,5;
- цифровой интерфейс сопряжения с БЭ частотный;
- амплитуда выходного сигнала, В 5;

- частота выходного сигнала, кГц от 0 до 50;
- диапазон рабочих температур:
 - при включенном датчике, °С от -30 до +60;
 - при выключенном датчике, °С от -50 до +80;
- периодичность измерения угловых параметров, с не более 0,5;
- спектральный диапазон (видимый), мкм от 0,5 до 0,7;
- поле зрения прибора:
 - в плоскости XOZ, градус не хуже ± 65 ;
 - в плоскости YOZ, градус не хуже ± 65 ;
- масса, кг не более 0,4;
- габариты, мм 101,5x80x50.

Внешний вид ДС-1 и его структурная схема показаны на рисунке 1.5.4.15 и рисунке 1.5.4.16 соответственно.

Датчики засветки ДС-2 (ДС-2-1, ..., ДС-2-5) разработаны и собраны в Институте космического приборостроения (ИКП) Самарского университета и входят в состав научной аппаратуры КМУ-1.

Датчики засветки ДС-2 (ДС-2-1, ..., ДС-2-5) предназначены для определения углового положения Солнца в системе координат, связанной с прибором.

Во время работы датчики засветки ДС-2 (ДС-2-1, ..., ДС-2-5) формируют данные, характеризующие величину светового потока, падающего на чувствительную поверхность датчиков, и пере-

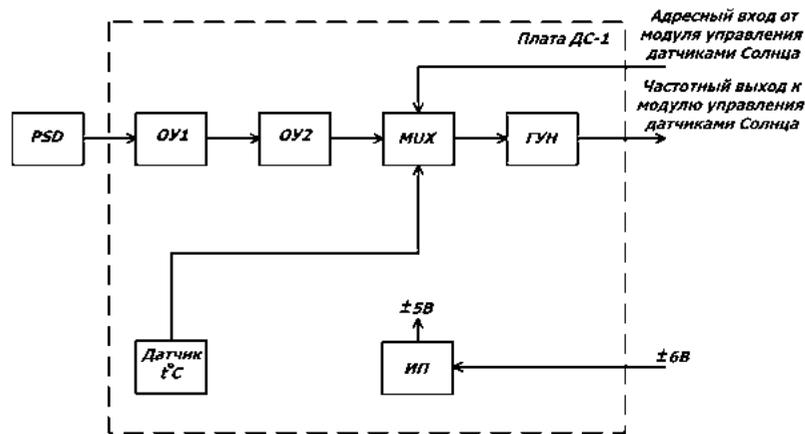


Рисунок 1.5.4.16. Структурная схема ДС-1



Рисунок 1.5.4.17. Внешний вид датчика засветки ДС-2

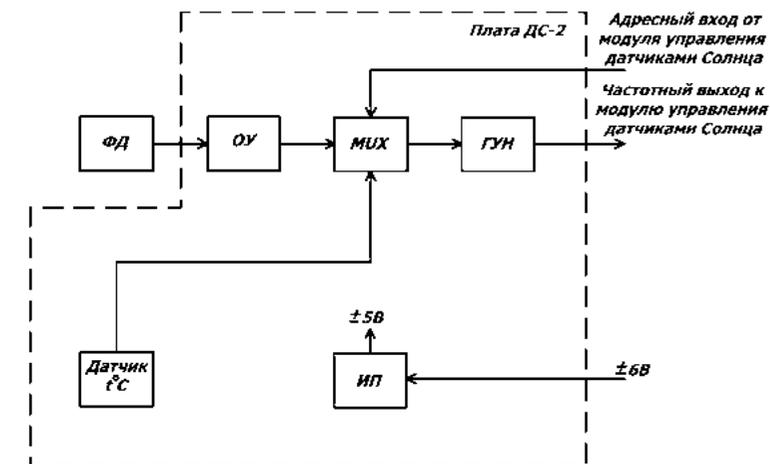


Рисунок 1.5.4.18. Структурная схема датчика засветки ДС-2

дают их по частотному каналу в модуль управления датчиками Солнца. Также производится измерение температуры внутри самих датчиков.

Датчики засветки ДС-2 (ДС-2-1,..., ДС-2-5) устанавливаются на наружных боковых панелях поверхности МКА, на которых не установлен датчик ДС-1.

Датчики засветки ДС-2 (ДС-2-1,..., ДС-2-5) определяют факты засветки (освещенности) боковой поверхности МКА и имеют следующие технические характеристики:

- напряжение питания, В $\pm 6,0$;
- потребляемая мощность, Вт не более 0,2;
- цифровой интерфейс сопряжения с БЭ частотный;
- амплитуда выходного сигнала, В 5;
- частота выходного сигнала, кГц от 0 до 50;
- диапазон рабочих температур:
 - при включенном датчике, °С от -30 до +60;
 - при выключенном датчике, °С от -50 до +80;
- периодичность измерения угловых параметров, с не более 0,5;
- спектральный диапазон (видимый), мкм от 0,5 до 0,7;
- поле зрения засветки датчика (телесный угол), градус не хуже ± 35 ;
- масса, кг не более 0,15;
- габариты, мм 80x55x45.



Рисунок 1.5.4.19. Внешний вид платы модуля управления датчиками Солнца



Рисунок 1.5.4.20. Структурная схема модуля управления датчиками Солнца

Внешний вид одного из датчиков засветки ДС-2 и его структурная схема показаны на рисунке 1.5.4.17 и рисунке 1.5.4.18 соответственно.

Управление работой датчиком ДС-1, датчиков ДС-2 (ДС-2-1,..., ДС-2-5), обеспечение их электропитанием, обработка поступающих с них данных по частотному каналу и последующая передача данных в модуль центрального процессора КМУ-1 осуществляется модулем управления датчиками Солнца, расположенным в блоке электроники КМУ-1. Данный модуль разработан и собран в Институте космического приборостроения (ИКП) Самарского университета.

Внешний вид платы модуля управления датчиками Солнца и его структурная схема показаны на рисунках 1.5.4.19 и 1.5.4.20 соответственно.

Данный модуль имеет следующие характеристики:

- питание модуля: +12 В;
- выходное стабилизированное напряжение: ± 6 В;
- количество входных информационно-частотных каналов: 6 шт.;
- наличие гальванической развязки по каждому информационно-частотному каналу;
- канал связи: RS-232.

1.5.5. Комбинированная экспериментальная аппаратура (КЭА)

НА КЭА предназначена для решения следующих задач:

- исследование изменения параметров элементов экспериментальных солнечных батарей и оценка стабильности их характеристик при эксплуатации в условиях космического пространства;
- исследование изменения параметров элементов экспериментальных литиевых батарей и оценка стабильности их характеристик при эксплуатации в условиях космического пространства;
- экспериментальное исследование возможности применения волоконно-оптических датчиков перемещения в космических условиях эксплуатации и оценка стабильности их характеристик.

Состав приборного комплекса (см. рисунок 1.5.5.1):

- блок электроники комбинированной мультисенсорной системы (КМСС) (БЭ КМСС, СГАУ.441372.001), выполненный в виде моноблока и включающий служебные, исполнительные и измерительные модули;
- блок экспериментальной солнечной батареи (БЭФ);
- блок экспериментальной литиевой батареи ЛИАБ.

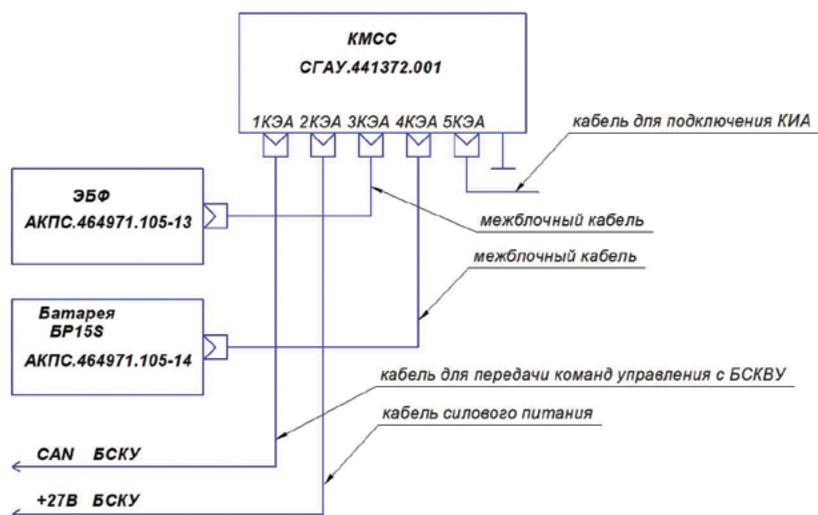


Рисунок 1.5.5.1. Схема соединений модулей аппаратуры КЭА

1.5.5.1. Блок электроники комбинированной мультисенсорной системы

Разработчик – Институт космического приборостроения Самарского университета.

Блок КМСС предназначен для решения следующих задач:

- исследование изменения параметров элементов экспериментальных солнечных батарей;
- исследование изменения параметров элементов экспериментальных литиевых батарей, формирование зарядно-разрядных токов;
- экспериментальное исследование параметров волоконно-оптического датчика перемещения в космических условиях эксплуатации;
- обеспечение информационного обмена с бортовой системой контроля и управления (БСКУ) МКА в части приема-передачи командной информации, данных для работы научной аппаратуры КМСС, перепрограммирование всех модулей основного и резервного комплекта.

КМСС представляет собой конструктивно законченный блок, способный полностью управлять всеми введенными под его контроль экспериментами.

Функционально блок содержит два полукомплекта (см. схему на рисунке 1.5.5.2), с отдельным питанием, каналами связи, с возможностью независимого управления и измерения каждым из них исследуемыми образцами – фотоэлектрической и литиевой батареями. Состав приборного комплекса КМСС:

- два модуля управления и связи (основной и резервный комплект);
- два модуля программирования (основной и резервный комплект);
- два модуля питания (основной и резервный комплект);
- датчик волоконно-оптических кругового перемещения;
- датчик электромагнитных кругового перемещения;
- шаговый двигатель привода датчиков;
- два модуля контроля параметров экспериментальной батареи фотоэлектрической (ЭБФ) (основной и резервный комплект);

- два модуля контроля параметров батареи литиевой экспериментальной (БЛЭ) (основной и резервный комплект);
- два модуля контроля питания и зарядно-разрядных процессов (основной и резервный комплект);
- модуль управления и контроля параметров шаговых двигателей, датчика волоконно-оптических кругового перемещения и датчика электромагнитных кругового перемещения.

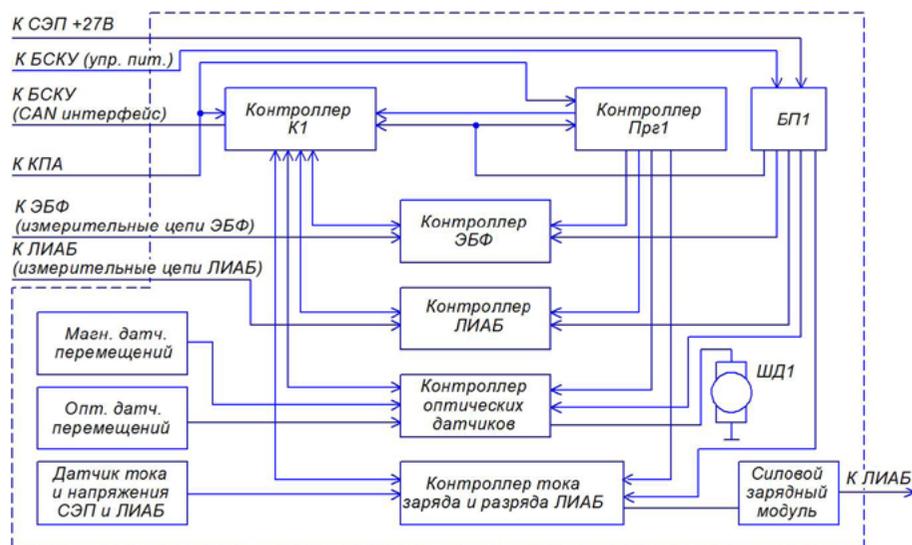


Рисунок 1.5.5.2. Структурная схема полуконспекта КМСС

Логика функционирования блока КМСС. После подачи питания на управляющие входы блока питания основного или резервного комплекта (команда вкл. пит. ОСН. или РЕЗЕРВ.) осуществляется включение управляющего контроллера К1, его инициализация, установление связи с БСКУ, получение и синхронизация времени во внутренних часах блока. Контроллер К1 переходит в режим ожидания прихода команд управления. При приходе команд на проведение циклов экспериментального исследования параметров экспериментальной солнечной батареи, литиевой батареи, формирования цикла заряда или разряда литиевой батареи, измерения параметров оптоволоконного датчика перемещения запускается цикл

измерения: осуществляется включение соответствующих модулей, устанавливается с ними связь, формируется последовательность команд управления, инициируется прием результатов измерения, формируется телеметрический пакет, осуществляется его выдача в БСКУ для последующей передачи на Землю.

Внешний вид блока КМСС приведен на рисунке 1.5.5.3.



Рисунок 1.5.5.3. Внешний вид блока КМСС

1.5.5.2. Модуль экспериментальной литиевой батареи

В эксперименте используется образец – ЛИАБ 5P15S (феррофосфатная литий-ионная батарея с литий-титанатоксидным анодом). Разработчик – Центр перспективных технологий и аппаратуры (г. Москва).

Новизна данной ЛИАБ в том, что в качестве катодного материала использовался фосфат железа, а исходным материалом для анода стал оксид титаната. ЛИАБ имеет конфигурацию 5P15S, т.е. состоит из 15 последовательно соединенных блоков аккумуляторов (БА), состоящих из 5 параллельно соединенных единичных аккумуляторов типа 18650-9K (цилиндр диаметром 18,5 и длиной 65 мм). Нижним торцом аккумуляторы вклеены в основание – плиту из сплава АМг6. По бокам и сверху – кожух из того же сплава толщиной 1 мм. Система выравнивания БА не предусмотрена. Имеется два датчика температуры. БА размещается на термоплате, обеспечивающей диапазон рабочих температур от 0 до +40 °С.

Для данного типа аккумуляторов (см. рисунок 1.5.5.4) это первое использование в условиях космического пространства в целях летной квалификации, заключающейся в наработке циклов заряд-разряд на экстремальных режимах работы (заряд большим током, разряд на 100% емкости). Во время проведения эксперимента контролируются параметры ЛИАБ: напряжение, токи заряда и разряда, температура, расчетное значение емкости. Основные технические характеристики батареи приведены в таблице 1.5.5.1.



Рисунок 1.5.5.4. Внешний вид блока литиевой батареи

Таблица 1.5.5.1. Основные технические характеристики литиевой батареи

	Характеристика	Значение	Ед. изм.
1	Номинальная емкость	5	А·ч
2	Номинальное напряжение	27	В
3	Номинальный ток разряда	5	А
4	Номинальный ток заряда	5	А
5	Напряжение при разряде, не менее	18	В
6	Напряжение при заряде, не более	36	В
7	Емкость при разряде током 5 А, при температуре 25 ± 5 °С, не менее	5	А
8	Среднее напряжение в процессе разряда током 5 А, при температуре 25 ± 5 °С.	$27 \pm 0,3$	В
9	Максимальный ток при непрерывном разряде	25	А
10	Максимальный импульсный ток, при длительности импульса не более 5 с.	100	А
11	Максимальный ток заряда, не более	50	А
12	Количество циклов заряд/разряд не менее	50 000	Цикл
13	Рабочий диапазон температур	от -35 до +60	°С
14	Тепловыделение, не более	3	Вт
15	Габаритные размеры	320x146x120	мм
16	Масса, не более	4	кг

1.5.5.3. Модуль экспериментальной фотоэлектрической батареи

Разработчик экспериментального образца ЭБФ – кафедра нанотехнологий Самарского университета.

Основная цель эксперимента – определение стойкости экспериментальных кремниевых ФЭП к воздействующим факторам космического пространства, механическим и климатическим воздействиям на этапе выведения и орбитального полета КА.

Экспериментальная батарея фотоэлектрическая состоит из 14 независимых фотоэлектрических преобразователей (ФЭПов). При изготовлении 13 ФЭПов выполнены по экспериментальным технологиям на основе нанопористого кремния, при их создании использовались несколько технологий изготовления кремниевых наноструктурированных ФЭП, и один преобразователь выполнен по типовой технологии. Все ФЭПы кремниевые, установлены на алюминиевом основании. Под тремя ФЭПами размещены датчики температуры. Исследуемые фотопреобразователи расположены на поверхности МКА, обращенной к Солнцу.

При максимальном уровне облученности, соответствующей солнечной постоянной $E=1360 \text{ Вт/м}^2$ и без учета затенения, ЭБФ должна обеспечивать на выходных соединителях отличные от нуля значения напряжения и тока:

- ток короткого замыкания $I_{кз}$ от 0 до 100 мА;
- напряжение холостого хода $U_{хх}$ от 0 до 1 В;
- ток под нагрузкой каждого элемента ЭБФ от 0 до 100 мА;
- напряжение под нагрузкой каждого элемента ЭБФ от 0 до 1 В;
- температура элементов ЭБФ от минус 150 до плюс 125 °С (не менее 3 элементов).

В таблице 1.5.5.2 приведены параметры элементов фотоэлектрических по ТЗ и после произведенных измерений:

Таблица 1.5.5.2. Параметры элементов ФЭП

Номер образца	$I_{кз}$ по ТЗ (мА)	$I_{кз}$ по результатам измерений* (мА)	$U_{хх}$ по ТЗ (В)	$U_{хх}$ по результатам измерений* (В)
1	0-100	70	0-10	0,56
2	0-100	70	0-10	0,56
3	0-100	60	0-10	0,56
4	0-100	70	0-10	0,56
5	0-100	50	0-10	0,28
6	0-100	50	0-10	0,56
7	0-100	60	0-10	0,3
8	0-100	50	0-10	0,35
9	0-100	40	0-10	0,25
10	0-100	70	0-10	0,57
11	0-100	40	0-10	0,25
12	0-100	24	0-10	0,15
13	0-100	19	0-10	0,1
14	0-100	30	0-10	0,2

*Измерение параметров производилось при мощности излучения 333 Вт/см^2 , без нагрузки.

Модуль экспериментальной фотоэлектрической батареи приведен на рисунке 1.5.5.5.

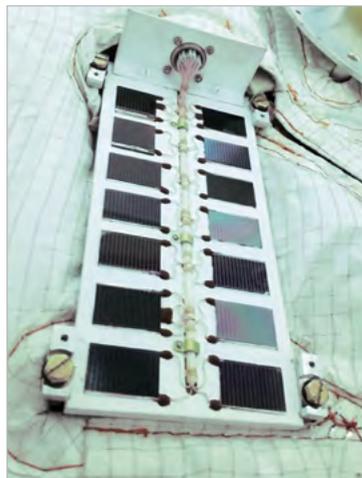


Рисунок 1.5.5.5. Модуль экспериментальной фотоэлектрической батареи

1.5.5.4. Модуль с экспериментальным оптоволоконным датчиком

Разработчик экспериментального образца – ИКП и лаборатория «Фундаментальные исследования и производственные технологии» Самарского университета.

Измерительная система использует в качестве чувствительного элемента волоконно-оптическую брэгговскую решетку. Последняя представляет собой участок одномодового волокна длиной 3-5 мм, в сердцевине которого сформирована периодическая структура из областей с отличающимися показателями преломления. В сенсорах используется свойство данной структуры изменять значение резонансной длины волны отражения оптического излучения под действием температуры и деформаций. Основные преимущества данного типа датчиков: высокая точность и помехозащищенность; малый вес и габариты; возможность применения на токоведущих конструкциях и в химически агрессивных средах; возможность передачи информации от большого количества датчиков через одиночное оптическое волокно.

Для формирования управляемых деформаций используется сенсорное покрытие оптоволоконна со встроенной брэгговской

решеткой. Для контроля перемещения используется тестовый магнитный датчик. Для задания перемещения – шаговый двигатель.

Конструктивно экспериментальный образец датчика и устройства перемещения расположен в блоке КМСС (см. рисунок 1.5.5.3). Модель устройства перемещения с датчиками приведена на рисунке 1.5.5.6.

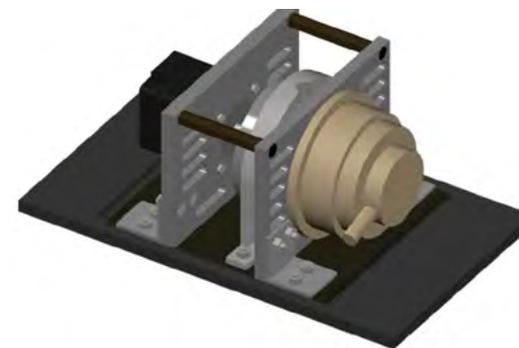


Рисунок 1.5.5.6. Устройство перемещения, магнитный датчик, оптический датчик

1.5.6. Технологическая аппаратура обмена информацией через сеть «Глобалстар» «Контакт-МКА»

НТА «Контакт-МКА», разработанная на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета, нацелена на решение следующих практических задач:

- отработка технологии обмена информацией с ЦУП при нахождении МКА «АИСТ-2Д» вне зоны радиовидимости наземного пункта (практически из любой точки на орбите) через низковысотную сеть спутниковой связи «Глобалстар»;

- отработка технологии оперативного автономного контроля за режимом полета МКА «АИСТ-2Д» без использования служебных систем МКА (технологии независимого мониторинга движения МКА в случае возникновения нештатного режима функционирования).

НТА «Контакт-МКА» установлена непосредственно на МКА и функционирует автономно от остальных систем, получая только электроэнергию от МКА.

Общий вид НТА «Контакт-МКА» и КПА представлен на рисунке 1.5.6.1.

В состав аппаратуры входят (см. рисунок 1.5.6.2):

- бортовой компьютер Rabbit RCM3365;
- спутниковый модем Qualcomm GSP 1720;
- антенна для спутникового модема Qualcomm GSP 1720;
- модуль инерциальных измерений CHR-UM6-LT;
- плата системной интеграции.



Рисунок 1.5.6.1. Общий вид НТА «Контакт-МКА» и КПА

Бортовой компьютер, спутниковый модем и модуль инерциальных измерений объединены платой интеграции. Перечисленные выше компоненты являются коммерческими, кроме платы системной интеграции, которая разработана на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета.

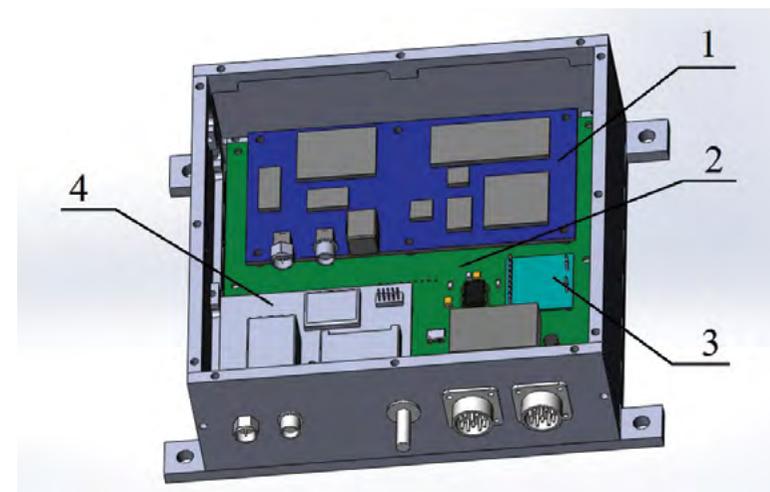


Рисунок 1.5.6.2. Состав НТА «Контакт-МКА»:

- 1 – спутниковый модем; 2 – плата системной интеграции; 3 – модуль инерциальных измерений; 4 – бортовой компьютер

Спутниковый модем Qualcomm GSP-1720, который входит в состав НТА «Контакт-МКА», обеспечивает обмен информацией со скоростью 9,6 кбит/с.

1.6. Конструкция малого космического аппарата «АИСТ-2Д»

1.6.1. Конструктивно-компоновочная схема универсальной космической платформы

Характерной особенностью конструктивно-компоновочной схемы МКА «АИСТ-2Д» (см. рисунок 1.6.1.1) является объединение зон размещения обеспечивающих систем с зонами размещения целевой и научной аппаратуры. Это связано с тем, что этот опытно-технологический аппарат предназначен в первую очередь для отработки в условиях космического пространства принципиально новой техники и технологий мониторинга земной поверхности и подповерхностных структур с параллельным решением ряда прикладных научных задач аппаратурой, не требующей особых конструктивных решений. Отсутствие явно выраженной модульности аппарата, присущей серийным изделиям, компенсируется простотой компоновки бортовой аппаратуры вне зависимости от ее назначения на легко снимающихся силовых панелях.

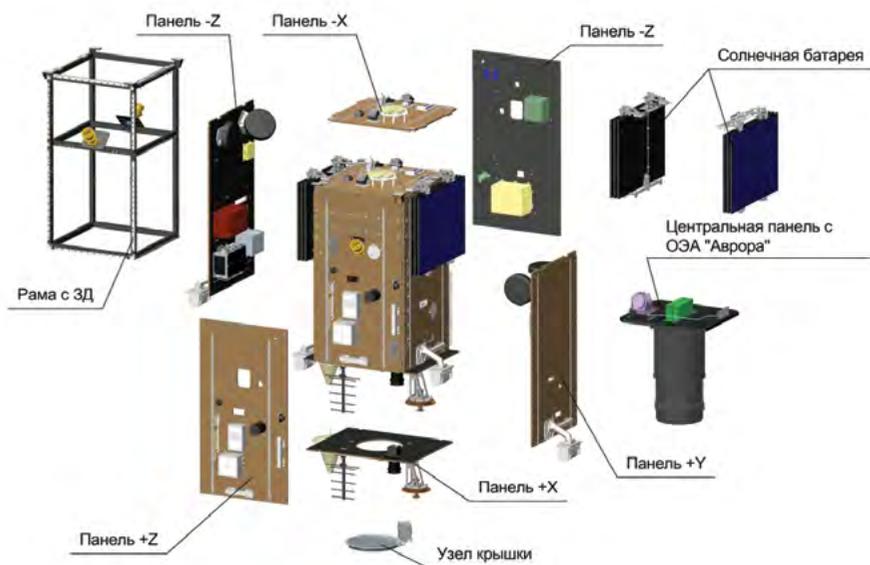


Рисунок 1.6.1.1. Конструктивно-компоновочная схема МКА «АИСТ-2Д»

На классической силовой раме, с внешней конфигурацией прямоугольного параллелепипеда, сваренной из алюминиевого сплава, закреплены несущие трехслойные панели с вклеенными тепловыми трубами СТР и термоплатами для размещения бортовой аппаратуры. Панели $-X$ и $+X$ оснащены закладными элементами для крепления антенных устройств, солнечных батарей и узла крышки объектива.

Специально разработанная технологическая оснастка (см. рисунок 1.6.1.2) позволяет без особых затруднений производить монтаж бортовой аппаратуры и кабельной сети.

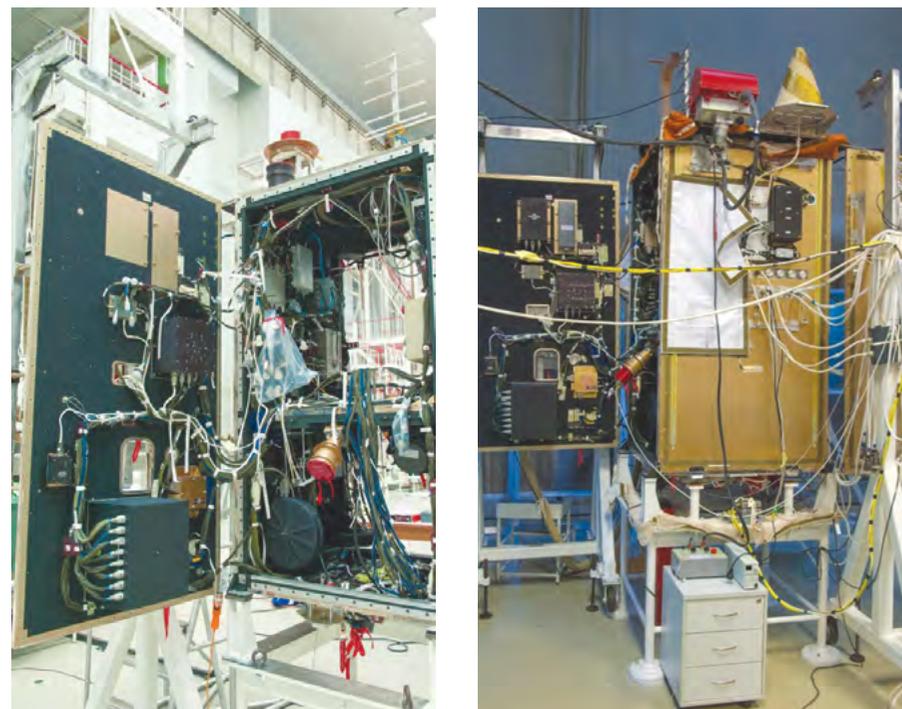


Рисунок 1.6.1.2. Общий вид МКА «АИСТ-2Д» при монтаже БА и БКС

Конструкция рамы имеет ряд монтажных отверстий, существенно упрощающих установку промежуточной силовой панели и юстировку целевой аппаратуры.

Проектно-конструкторские работы по МКА «АИСТ-2Д» велись с использованием системы САПР Creo Elements/Pro (Pro/Engineer) и Windchill.0. (см. раздел 1.2.1).

Правильность расчетов прочности конструкции была проверена в ходе статических и вибрационных испытаний макетов изделия.

1.6.2. Размещение целевой и научной аппаратуры

Размещение блоков научной аппаратуры на корпусе МКА представлено на рисунке 1.5.1. Важно отметить, что одним из важнейших принципов размещения БА было выполнение требований электромагнитной совместимости аппаратуры. Для НА ДМС-01, ДЧ-01, «МЕТЕОР-М» необходимо было обеспечить минимальное затенение рабочих поверхностей панелями солнечных батарей при любой ориентации аппарата. Обеспечивалась минимальность длин кабелей БКС при сохранении возможности удобного демонтажа БА.

1.7. Наземная экспериментальная отработка МКА

Наземная экспериментальная отработка ОТ МКА «АИСТ-2Д» проводилась в соответствии с требованиями, выдвигаемыми к этой работе Положением РК-11-КТ, комплексной программой экспериментальной отработки изделия, программами зачетных динамических, статических испытаний, автономных испытаний системы энергопитания, электрорадиотехнических испытаний, испытания на электромагнитную совместимость, а также конструкторско-доводочных и зачетных испытаний устройства отделения.

Зачетные динамические испытания

Динамические испытания изделия были проведены с целью проверки вибропрочности конструкции, работоспособности систем после виброн нагружения, экспериментальной проверки динамических характеристик (низших частот собственных колебаний) изделия и отдельных его установок, уточнения динамического нагружения конструкции.

При этом задачами испытаний являлись:

- испытание конструкции изделия на вибропрочность на случаи транспортирования и участка выведения;

- проверка сохранения функционирования механической части системы отвода БС после воздействия вибраций;
- оценка сохранности положения посадочных плоскостей под приборы высокой точности установки после воздействия вибраций;
- определение резонансных частот и коэффициентов вибропередачи изделия и отдельных его установок;
- выявление возможных конструктивных и технологических несовершенств;
- отработка и корректировка рабочей документации.

Объектом испытаний являлось опытное изделие, состав, конструкция и компоновка которого соответствуют летному изделию ОТ МКА (за исключением незаправленных тепловых труб).

Конструкция опытного изделия (рама, панели, кронштейны, другие узлы крепления приборов, агрегатов и т.п.), узлы и механизмы раскрытия, фиксации и отделения – штатные.

Вместо штатных приборов, агрегатов были установлены технологические или ГМЦМ, выполненные со штатными элементами крепления и узлами крепления, штатными узлами подсоединения кабелей.

Общий вид установки для динамических испытаний МКА «АИСТ-2Д» приведен на рисунке 1.7.1.



Рисунок 1.7.1. Общий вид установки для динамических испытаний изделия

Зачетные динамические испытания опытного динамического изделия были проведены в полном объеме в соответствии с программой испытаний для случаев транспортирования автомобильным (на расстояние до 1000 км) и авиационным транспортом с ЗИ до ЭО (дальность полета до 24000 км) и для участка выведения.

В результате испытаний была подтверждена вибропрочность конструкции изделия и его элементов (рамы, панелей, кронштейнов, других узлов крепления приборов, агрегатов и т.п.).

Целостность монтажей приборов, агрегатов, БКС и других комплекующих сохранена.

Подтверждена работоспособность системы отвода БС.

Подтверждена сохранность положения посадочных плоскостей под приборы высокой точности установки.

Подтверждены расчетные значения собственных частот колебаний изделия в целом и его отдельных установок. Определены коэффициенты передачи вибрации от корпуса изделия к приборам, агрегатам.

Опытное динамическое изделие выдержало воздействие транспортных и полетных вибродинамических нагрузок, и ОТ МКА «АИСТ-2Д» был допущен к летным испытаниям.

Зачетные статические испытания

В целях сокращения материальных и временных затрат на организацию и проведение зачетных статических испытаний (ЗСтИ), параллельно с ними проводились статические испытания конструкции аппарата методом имитационного моделирования, включающим следующие этапы:

- моделирование испытательных нагрузок;
- верификация объекта имитационных испытаний путем сравнения полученных результатов с результатами ЗСтИ на 60% испытательных нагрузок;
- валидация (подтверждение достоверности) объекта имитационных испытаний путем сравнения результатов имитационных испытаний и ЗСтИ при 100% испытательных нагрузок и последующего уточнения объекта имитационных испытаний (для валидации использовались максимальные значения перемещений и напряжений под действием испытательных нагрузок).

Имитационные испытания проводились с использованием следующих программных и аппаратных средств:

- программный пакет MSC.Patran/ Nastran версии 12;
- персональный компьютер HP Z220 с характеристиками:
- процессор Intel Core i7-3770;
- оперативная память 16 ГБ;
- жесткий диск 1 ТБ;
- видеоадаптер NVidia Quadro K2000;
- операционная система Windows 7 Профессиональная Service pack 1.

Объект имитационных испытаний, прошедший валидацию, был использован для проведения статических испытаний методом имитационного моделирования по схемам:

- имитационные испытания изделия в сборе;
- имитационные испытания шести панелей «X», «Y», «Z».

Результаты, полученные при проведении статических испытаний методом имитационного моделирования, были использованы для уточнения конечной элементной модели с последующим ее применением для подтверждения прочностных и жесткостных требований, предъявляемых к конструкции испытываемого изделия.

Целью ЗСтИ являлась отработка прочности конструкции МКА «АИСТ-2Д» в соответствии с принятыми случаями нагружения. При этом решались задачи: экспериментального подтверждения прочности конструкции изделия при расчетных нагрузках; определения напряженно-деформированного состояния конструкции; оценки жесткостных характеристик изделия; измерения остаточных напряжений и перемещений элементов конструкции изделия.

Объектом зачетных статических испытаний МКА «АИСТ-2Д», проведенных согласно КПЭО в испытательном центре РКЦ «Прогресс», явилось изделие, которое в конструктивном, силовом, жесткостном отношении соответствовало штатному. В состав опытного изделия входили: рама, сотовые панели, устройство отделения, прошедшие испытания в составе динамического изделия.

При ЗСтИ изделие в испытательном стенде нагружалось на расчетные случаи «Транспортирование МКА «АИСТ-2Д» автомобильным транспортом», «Транспортирование РКН от ТК к СК».

При автономных испытаниях панелей сотовых панель «-У» нагружалась на расчетные случаи «Старт», «max n_{XIII} »; панель центральная – на расчетные случаи «max n_{XI} » и «max n_{XIII} ».

После испытаний при визуальном осмотре видимых изменений конструкции изделия и конструкции панелей не обнаружено.

В расчетных случаях, определяющих прочность конструкции, значения испытательных нагрузок соответствовали 100% расчетных значений.

Фактические запасы прочности на растяжение и сжатие всех испытанных объектов по данным тензометрии $\eta > 1$.

Имитационные и зачетные статические испытания конструкции МКА «АИСТ-2Д» показали, что прочность ее достаточна.

Экспериментальная отработка СЭП

Целями экспериментальной отработки СЭП являлись:

- подтверждение выходных характеристик СЭП на соответствие требованиям ТЗ на ее разработку;
- проверка функционирования СЭП по различным циклограммам нагрузки (минимальная, максимальная, средняя), в том числе с имитацией отказов в БА СЭП;
- проверка глубин разряда ЛИАБ при циклировании (при имитации характеристик БФ на начало и конец ресурса), в том числе оценка запасов по емкости ЛИАБ;
- определение комплексного внутреннего сопротивления (импеданса) СЭП в различных режимах функционирования;
- проверка помехоустойчивости и помехообразования СЭП;
- проверка функционирования в условиях, близких к реальным, с одновременной имитацией различных воздействующих факторов.

Объектом испытаний являлся опытный образец ОО СЭП, в состав которого входили:

- опытный образец аппаратуры БАКУР, состоящий из:
 - 1) регулятора избыточной мощности (РИМ) секционированной батареи фотоэлектрической (БФ);
 - 2) устройства коммутации (УК);
 - 3) устройства контроля напряжений и токов (УКНТ);
 - 4) устройства контроля температур (УКТ);
 - 5) устройства контроля и управления (УКУ);
 - 6) устройства обмена информацией по каналу CAN2.0B (УО);

7) датчиков тока:

- а) тока БФ (ТБФ);
- б) тока заряда/разряда ЛИАБ (ТЗРАБ);
- в) тока нагрузки (ТН);

– опытный образец литий-ионной аккумуляторной батареи (ЛИАБ) 8x2ЛИ-40;

– БКС и ТБКС, состоящая из кабелей для связи БАКУР с БСКУ, ЛИАБ, БС, КПА СЭП;

– концевые датчики КО1 и КО2.

В состав экспериментальной установки для отработки ОО СЭП входили: технологическая рама; сотовые панели с вмонтированным гидротрактом; датчики температуры; имитатор БС; имитатор аккумуляторной батареи; имитатор нагрузки; пульт контроля и управления; имитатор переменной частотно-регулируемой нагрузки; стендовая установка для обеспечения теплового режима СЭП; контрольно-проверочная аппаратура аккумуляторной батареи; комплекс имитации бортовой сети; анализатор импеданса; наземная кабельная сеть; контрольно-измерительные приборы.

Испытания СЭП на представленной выше ЭУ проводились в соответствии с программой испытаний в следующем порядке:

- отработка операций проверочных включений СЭП при электрических испытаниях МКА;
- отработка интерфейсов и логики работы СЭП с КПА СЭП (ИБС, ИАБ, ПКУ);
- проверка функционирования СЭП по различным циклограммам нагрузки (минимальная, максимальная, средняя), в том числе с имитацией отказов в БА СЭП;
- проверка глубин разряда ЛИАБ при циклировании (при имитации характеристик БФ на начало и конец ресурса), в том числе оценка запасов по емкости ЛИАБ;
- отработка тепловых режимов ЛИАБ и БАКУР;
- подтверждение выходных характеристик СЭП на соответствие требованиям ТЗ на ее разработку;
- отработка специальных режимов работы ЛИАБ (выравнивание характеристик аккумуляторов, управление нагревателями);
- проверка функционирования в условиях, близких к реальным, с одновременной имитацией различных воздействующих факторов;

– измерение выходного напряжения СЭП, величины его пульсации в установившемся, переходном и импульсном режимах (в том числе при граничных значениях тока нагрузки по ТЗ на СЭП) при наличии тока БС и без него;

- проверка помехоустойчивости и помехообразования СЭП;
- измерение комплексного внутреннего сопротивления (импеданса) СЭП в различных режимах функционирования;
- определение собственного энергопотребления СЭП.

В ходе испытаний был выявлен ряд замечаний, в частности: при работе БАКУР в режиме шунтирования мощности БС наблюдались пульсации выходного напряжения БАКУР с амплитудой от 0,7 до 1,2 В частотой около 250 Гц; зафиксирована невыдача массивов ТМИ СЭП из БАКУР по каналу CAN, обусловленная зависанием программного обеспечения микроконтроллера БАКУР; при выдаче ТКУ «ВСЭП» наблюдается дребезг коммутаторов БАКУР, приводящий к размыканию сигнальных параметров включения питания нагрузки, что вызвано формированием реле времени ложного сигнала на отключение шин нагрузки и др.

Все замечания были устранены, проведены повторные испытания. Результаты испытаний привели к следующим выводам:

1) выходные характеристики СЭП, в т.ч. помехоустойчивость и помехообразование, соответствуют требованиям ТЗ на ее разработку;

2) при работе СЭП по номинальным графикам нагрузки в режимах ориентированного полета, при токах БФ (имитируемых ИБС) на начало и конец ресурса, глубины разряда ЛИАБ соответствуют расчетным. Восполнение ЛИАБ наблюдается не реже пяти раз в сутки, что свидетельствует о положительном энергобалансе;

3) логика управления зарядом и разрядом ЛИАБ, штатное функционирование СЭП и функционирование СЭП при имитации нештатных ситуаций соответствуют заданным;

4) КПА СЭП (ИАБ, ИБС, ИН, ПКУ) позволяет проверить все режимы функционирования СЭП и в полном объеме оценить ее состояние;

5) СЭП ОТ МКА «АИСТ-2Д» может быть допущена к летным испытаниям.

Электрорадиотехнические испытания

МКА «АИСТ-2Д» (изделие 198КС № 1) был подвержен отработочным и предъявительским электрорадиотехническим испытаниям (ЭРТИ).

В процессе отработочных испытаний решались следующие задачи:

- проведение проверочных включений и комплексных испытаний бортовой аппаратуры, оценка качества функционирования аппаратуры в составе изделия, выявление и устранение конструктивных и производственных дефектов;

- проверка взаимодействия и взаимовлияния бортовой аппаратуры;

- проведение экспериментальных работ;

- проверка стыковки КИА с бортовой аппаратурой и проверка эксплуатационных характеристик КИА и технологического оборудования;

- проведение комплексных испытаний по программе, приближенной к программе полета;

- отработка испытательного программного обеспечения СУД с реальной бортовой аппаратурой;

- корректировка конструкторской, испытательной и эксплуатационной документации.

В ходе предъявительских испытаний решалась задача проверки работоспособности БА и изделия.

Испытания проводились в 3 этапа.

На 1 этапе на изделии не были установлены: ОЭА «Аврора», КОЭЦА, КИЧЭ, КЭА, НТА «Контакт-МКА», затем на изделии были установлены блоки ИП-ОЭП-АПХ, ИП-ОЭП-АМС, ОЭП-АПХ, ОЭП-АМС из комплекта КДИ.

На 2 этапе испытания проводились с полной комплектацией бортовой аппаратуры.

На 3 этапе испытания проводились с полной комплектацией бортовой аппаратуры. Были доработаны блоки ИП-ОЭП-АПХ, ИП-ОЭП-АМС, КОЭ-ИКД из состава КОЭЦА, блок БУФ из состава ОЭА «Аврора», БЭ НА КМУ-1, блок КМСС из состава КЭА, БА УМВС и 105М. На завершающей стадии этапа испытания

проводились с полной комплектацией бортовой аппаратуры. Была доработана ОЭА «Аврора».

Порядок проведения электрических проверок определялся графиками электрических испытаний с учетом требований программы и методики электрических испытаний.

В процессе проверочных включений были подтверждены:

- правильность сборки схемы управления изделия и схемы испытаний;
- работоспособность приборов, агрегатов, систем после соединения в комплексную систему изделия;
- целостность электрических связей БА с сопряженными системами;
- правильность расчета допусковых значений контролируемых параметров систем;
- правильность технологии проверочных включений, выбора методов, средств и параметров контроля систем, а также достаточность информации, отраженной в конструкторской и эксплуатационной документации по испытаниям, для организации, управления и оценки результатов проведения испытаний.

При этом были решены следующие задачи:

- контроль величин напряжения на шинах питания;
- контроль исходного состояния систем изделия по ТМ-информации;
- контроль сопротивления изоляции между шинами питания и корпусом изделия;
- управление при приведении бортовой аппаратуры и НИО в исходное состояние;
- проверка работоспособности основных и резервных комплектов систем, агрегатов, приборов в комплексной схеме;
- проверка работоспособности основных и резервных функциональных каналов систем, агрегатов, приборов;
- проверка работоспособности устройств, управляющих переключением резервов.

В процессе комплексных испытаний были подтверждены:

- работоспособность систем изделия в условиях штатного взаимодействия и взаимовлияния;
- правильность функционирования изделия при работе по

программе, приближенной к программе штатной работы в режиме перевода в ориентированный полет, перевода в неориентированный полет и вывода из неориентированного полета.

При комплексных испытаниях использовалась штатная методика управления и контроля изделия с заданием ИД с помощью ВП и съемом полного объема контрольной информации (ПрТМИ и схемной ТМИ БА) через штатные каналы управления и контроля.

В процессе проведения проверочных включений и комплексных испытаний была проведена отработка испытательных программ БА СУД, КД и ЭД.

Коррекция испытательных программ БА СУД, КД и ЭД была проведена по Техническим решениям и Решениям в ЖКЗ.

После внесения изменений в испытательное программное обеспечение БА СУД, КД и ЭД были проведены повторные испытания, подтвердившие правильность проведенных изменений.

Выявленные в процессе испытаний замечания к бортовой аппаратуре тщательно проанализированы. Разработаны и реализованы мероприятия по устранению выявленных замечаний, проведены повторные испытания.

Изделие 198КС № 1 прошло электрорадиотехнические испытания в КИС РКЦ «Прогресс» в объеме отработочных испытаний в соответствии с программой ЭРТИ и предъявительских испытаний и допущено к проведению испытаний в ЭО.

Электрорадиотехнические испытания МКА «АИСТ-2Д» в КИС РКЦ «Прогресс» показаны на рисунке 1.7.2.

Испытания на электромагнитную совместимость

Целью испытаний являлось экспериментальное подтверждение электромагнитной совместимости приемников бортовой системы контроля и управления (БСКУ) с передатчиками бортовой аппаратуры радиолинии передачи цифровой информации (РЛЦИ), с передатчиком БСКУ и передатчиком радиолокационного комплекса (РЛК).

Задачей испытаний РЭС на ЭМС являлась оценка взаимовлияния радиоэлектронных средств изделия 198КС (РЛЦИ, БСКУ, РЛК) при их одновременной работе.

Испытания РЭС изделия 198КС на ЭМС проводились в специально оборудованном рабочем месте КИС № 2 цеха окончательной



Рисунок 1.7.2. Проведение ЭРТИ МКА «АИСТ-2Д» в КИС РКЦ «Прогресс»

сборки, испытаний и сдачи объектов в соответствии с программой испытаний методом последовательно-параллельного включения аппаратуры по заданным циклограммам.

Проведена оценка влияния излучения основного и резервного передатчика РЛЦИ, РЛК, БСКУ на приемники БСКУ по программе-методике «Устройство БСКУ. Программа-методика испытаний РЭС на ЭМС».

На основании полученной телеметрической информации системы БСКУ ООО «НИЛАКТ ДОСААФ» подтвердило ее электромагнитную совместимость с передатчиками РЛЦИ, РЛК и БСКУ изделия 198КС.

Отработка устройства отделения

Устройство отделения (УО) МКА «АИСТ-2Д» от БВ «Волга» отработывалось на специальной экспериментальной установке в испытательном центре РКЦ «Прогресс».

Целью испытаний являлось подтверждение правильности принятых конструктивных решений, обеспечивающих работоспособность УО и подтверждающих заданные показатели надежности

срабатывания, а также безударность процесса отделения макета МКА от адаптера УО.

Задачами испытаний являлось получение экспериментальных данных, характеризующих процесс отделения (значений линейных и угловых скоростей макета) и других параметров, проверка их соответствия расчетным значениям, заданным ТЗ, а также проверка работоспособности устройства отделения.

В состав экспериментальной установки входили: объект испытаний (УО); инерционный массо-центровочный макет МКА «АИСТ-2Д»; система измерения параметров, содержащая автоматизированный комплекс сбора и обработки информации; система управления, обеспечивающая срабатывание УО, включение системы измерения; механотехнологическое оборудование для проведения монтажно-такелажных работ с макетом, переходной рамой, адаптером УО и вспомогательных операций на ЭУ. Общий вид экспериментальной установки представлен на рисунке 1.7.3.



Рисунок 1.7.3. Общий вид экспериментальной установки для отработки устройства отделения

При испытаниях имитировалось состояние невесомости сбалансированного макета путем вывешивания его на подвеске, связанной с карданом, находящимся в центре масс макета и обеспечивающим угловое перемещение макета относительно связанных осей X, Y и Z.

В результате обработки и анализа материалов по восьми испытаниям получены следующие экспериментальные значения параметров работы УО.

1. Угловая скорость макета относительно осей X, Y и Z $\leq 1,3$ °/с (расчетное значение ≤ 3 °/с).

2. Линейная относительная скорость отделения макета от адаптера УО (на ходе толкателя) в диапазоне от 0,51 до 0,53 м/с (расчетное значение $0,5 \pm 1$ м/с).

Эти параметры, с учетом погрешности расчетов и точности измерения, не выходят за пределы расчетных значений ТЗ.

Работоспособность УО подтверждена безударностью процесса отделения макета от адаптера УО, а также надежным срабатыванием всех составных элементов, включая элементы для закрепления и расстыковки разъемных электросоединителей. Вероятность безотказного срабатывания УО по результатам проведенных восьми испытаний составляет $P_0 = 0,995$ при $\gamma = 0,7$.

Испытания показали, что:

- увеличенная затяжка пирозамков способствует существенному увеличению виброударных нагрузок, приходящихся на УО по сравнению с виброударными нагрузками на УО от пирозамков с уменьшенной затяжкой. Разница между пиками виброударов, зарегистрированных, в частности, при проведении испытания № 5 и № 6 составляет в среднем 20%);

- применение одного пироэнергодатчика-обтюлятора (ПДО) в пирозамке вместо двух снижает уровень виброударных нагрузок, приходящихся на УО. Разница между пиками виброударов, зарегистрированных при проведении испытания № 1 и № 4 составляет в среднем 15%).

В целом, полученные экспериментальные данные подтвердили правильность принятых конструктивных решений, обеспечивающих работоспособность УО и подтверждающих заданные показатели: надежность срабатывания, безударность процесса отделения

и соответствие экспериментальных и расчетных значений кинематических параметров.

Необходимо отметить, что все разработчики бортовой аппаратуры провели ее автономные испытания в соответствии с принятыми в отрасли требованиями.

Термовакuumные испытания МКА «АИСТ-2Д» не проводились. Решение о допуске изделия к летным испытаниям было принято на основании проведения комплекса работ по математическому моделированию теплового режима и расчету температурных полей по конструкции изделия 198КС при его эксплуатации на орбитальном участке.

Целью проводимой работы являлось определение выполнимости требований ТЗ, предъявляемых к температурному режиму конструкции изделия.

Данная работа содержала следующие этапы:

- построение обобщенной тепловой модели, включающей в себя конструкцию КА (сопанели, тепловые трубы, приборы);

- расчетное моделирование тепловых условий при штатной эксплуатации изделия 198КС;

- обработка и анализ полученных результатов, определение температурных полей по сопанелям, определение достаточности выбранных средств СОТР для обеспечения температурных диапазонов по посадочным местам приборов, заданных в ТЗ.

Использованная для решения поставленных задач методология основана на численном решении задач сложного теплообмена методом конечных элементов (МКЭ).

В ходе выполнения работы разработана конечно-элементная тепловая 3D-модель, выполнена адаптация к ней действующих тепловых нагрузок.

В ПО ANSYS проведено математическое моделирование нестационарного радиационно-кондуктивного теплообмена, выполнены расчеты полей температур в элементах конструкции изделия для 4 вариантов орбитально-траекторных параметров и 2 возможных режимов работы БА.

В результате выполнения указанного комплекса работ была создана трехмерная тепловая модель МКА, определены воздействующие на конструкцию тепловые потоки, заданы необходимые

граничные условия, сформированы варианты необходимых расчетов, дающих возможное распределение температур по элементам конструкции. Для проведения анализа соответствия температурного распределения заданному ТЗ результаты обобщены в виде сводных таблиц и графических представлений распределения температурных полей.

Определены соответствующие максимальные и минимальные значения величин температур по посадочным поверхностям для приведенных в ТЗ приборов. Подтверждено выполнение требований ТЗ в полном объеме для всех элементов конструкции изделия.

Следует особо отметить, что проведение комплекса расчетных работ оказалось достаточным для разработки СОТР, успешно обеспечивающей работу ОЭА «Аврора».

2. СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ

В качестве средства выведения на орбиту МКА «АИСТ-2Д» применена ракета космического назначения (РКН) «Союз-2-1а» (см. рисунок 2.1), которая включает в свой состав ракету-носитель (РН) и космическую головную часть (КГЧ). КГЧ состоит из головного обтекателя (ГО), переходного отсека (ПхО) и космических аппаратов, установленных на блоке выведения (БВ).



Рисунок 2.1. РКН «Союз-2-1а» на стартовой позиции космодрома «Восточный»

Размещение космических аппаратов «Ломоносов», «АИСТ-2Д», автономного модуля НТА «Контакт-Наноспутник» на адаптере БВ «Волга» представлено на рисунке 2.2.



Рисунок 2.2. Полезная нагрузка первого запуска РКН «Союз-2-1а» с космодрома «Восточный»

2.1. Основные характеристики РКН

Масса полезного груза, кг:	
– на опорной орбите (ГБ)	5520;
– на конечной орбите (КА) ($i=97,3^\circ$, $H_{cp} = 485$ км)	645.
Габаритные размеры, м:	
– длина	33,883;
– максимальный поперечный размер	10,303.
Масса космической головной части (КА с адаптером + БВ «Волга» (заправленный) + ПхО + ГО), кг	7610.
Масса ГО, кг	1570.

Масса ПхО, кг	520.
Тяга двигателей боковых блоков, кН:	
– у Земли	838x4;
– в пустоте	1021x4.
Тяга двигателя центрального блока, кН:	
– у Земли	779;
– в пустоте	990.
Тяга двигателя III ступени, кН	298.
Надежность (расчетная) выведения ПН	0,9906.
Надежность (расчетная) выведения ПН в заданную область	0,9847.

2.2. Ракета-носитель «Союз-2-1а»

Трехступенчатая РН «Союз-2» этапа 1а («Союз-2-1а») создана в АО «РКЦ «Прогресс». Она предназначена для выведения на околоземную орбиту ($i=51,8^\circ$, $64,9^\circ$; $h=190-250$ км; $H=250-1000$ км) с космодрома «Байконур» полезного груза массой 7300-6800 кг и с космодрома «Плесецк» ($i=62,8^\circ$; $67,1^\circ$; $72,9^\circ$; $81,4^\circ$; $h=180-250$; $H=250-1000$ км) полезного груза массой 6900-5400 кг. Первый запуск РН «Союз-2-1а» состоялся 11 ноября 2004 года с космодрома «Плесецк». РН прошла полный цикл летно-конструкторских испытаний и с декабря 2015 года принята в штатную эксплуатацию.

РН, разработанная для запуска с космодрома «Восточный», была модернизирована в части системы управления движением, и на ней была установлена бортовая система видеоконтроля (БСВК), контролирующая процессы выхода РН из стартовой системы, отделения ступеней, отделения ГО, ХО и головного блока. Подробно РН «Союз-2-1а» описана в работе [22].

2.3. Блок выведения «Волга»

Успешно прошедший в декабре 2013 года I этап летных испытаний блок выведения «Волга», разработанный АО «РКЦ «Прогресс», обеспечивает решение следующих задач:

- перевод одного или нескольких КА с опорной орбиты на рабочую за 60-120 минут;
- стабилизацию головного блока на всех участках полета;
- контроль состояния БВ и полезной нагрузки в процессе выведения;
- ориентацию головного блока на пассивных участках полета и перед отделением КА, а также, в случае необходимости, обеспечение закрутки головного блока;
- затопление (или увод) блока выведения с рабочей орбиты за время, не превышающее 24 часа.

Общий вид БВ «Волга» представлен на рисунке 2.3.1, основные технические характеристики – в таблице 2.1.

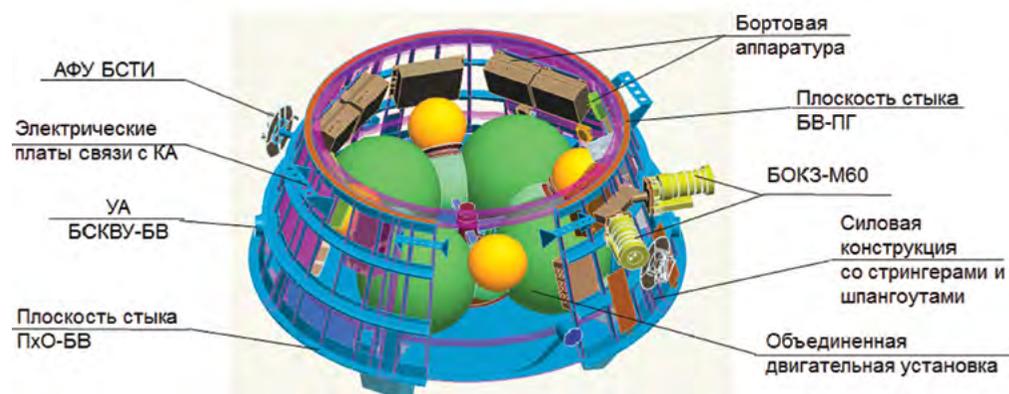


Рисунок 2.3.1. Общий вид блока выведения «Волга»

Таблица 2.1. Основные технические характеристики БВ «Волга»

Масса, кг	
- в заправленном состоянии	1140-1740
Габариты, мм	
- максимальный размер	3100
- высота	1025
Тяга двигателя, кгс	300
Удельный импульс, кгс*с/кг	307
Компоненты топлива:	
Окислитель	АТ
Горючее	НДМГ
Тяга двигателя, Н	2943
Удельный импульс, с	307

Надежность (расчетная): вероятность безотказной работы БВ при выведении КА на заданную орбиту в интервале 24 ч – 0,994.

2.4. Схема выведения КА

Миссия заключалась в выведении одним запуском космического аппарата «Ломоносов» опытно-технологического малого космического аппарата «АИСТ-2Д» и автономного модуля научно-технологической аппаратуры АМ НТА «Контакт-Наноспутник».

Отделение ОТ МКА «АИСТ-2Д» осуществлялось на орбите выведения КА «Ломоносов».

Заказчиком заданы следующие номинальные значения орбиты выведения КА «Ломоносов» на момент прохождения первого, после отделения КА от БВ, восходящего узла:

- большая полуось, а 6863,139 км;
- наклонение, i 97,272°;
- эксцентриситет, e 0;

- драконический период обращения, T_{Ω} 94,2356 мин;
- местное среднее солнечное время
($\Omega - \alpha_{cp} - 12$ ч) 11 ч 15 мин;
- ориентация плоскости орбиты
относительно среднего Солнца
(без учета задержки времени старта),
($\Omega - \alpha_{cp}$) 348,75°

Средства выведения должны обеспечивать следующие точности выведения КА «Ломоносов» ($P=0,997$):

- большая полуось, a $\pm 1,5$ км;
- наклонение, i $\pm 2,02$ угл. мин;
- эксцентриситет, e , не более 0,002;
- драконический период обращения, T_{Ω} $\pm 3,0$ с;
- ориентация плоскости орбиты
относительно среднего Солнца,
(без учета задержки времени старта)
($\Omega - \alpha_{cp}$) $\pm 5,0$ угл. мин.

В результате проработок была определена следующая схема выведения ракетой-носителем «Союз-2-1а» головного блока (БВ «Волга» + КА «Ломоносов» + ОТ МКА «Аист-2Д» + АМ НТА «Контакт-Наноспутник» + изделие 218КС-ПхО) с космодрома «Восточный».

РН «Союз-2» этапа 1а выводит головной блок массой $m_{ГБ} = 5500$ кг на опорную орбиту с параметрами:

- наклонение орбиты в точке выведения $i_v = 97,282^\circ$;
- наклонение орбиты на экваторе $i_э = 97,272^\circ$;
- минимальная высота $h = 200$ км;
- максимальная высота $H = 240$ км.

Пуск РН производится без разворота стартовой системы в азимут пуска. Разворот РН по азимуту, соответствующему трассе запуска производится на начальном участке полета РН. Азимут пуска равен $\gamma = 344^\circ 07' 45''$

Реализуется следующая схема выведения головного блока:

а) пуск РН «Союз-2» этапа 1а с головным блоком осуществляется по трассе, соответствующей наклонению $i = 98^\circ$;

б) после отделения хвостового отсека в начале полета третьей ступени РН система управления РН осуществляет пространственный разворот по рысканию с целью реализации требуемого наклона целевой орбиты.

Конечная орбита БВ «Волга» формируется с учетом последующего импульса отделения КА и обеспечения требуемых параметров орбиты КА.

Номинальное значение драконического периода конечной орбиты БВ «Волга» равно 94,225 мин (5653,48 с).

Номинальное значение среднего радиуса конечной орбиты БВ «Волга» равно 6857,7 км.

Для выполнения миссии в качестве номинальной была определена схема полета БВ «Волга» с двухимпульсным маневром выведения на конечную орбиту, представленная на рисунке 2.4.1. Первый импульс – разгонный, выдается в апогее орбиты выведения на первом витке полета. Второй импульс – разгонный, выдается в апогее переходной орбиты на втором витке. Отделение ПГ происходит на втором витке. Требуемое местное среднее солнечное время прохождения восходящего узла первого после отделения от БВ витка орбиты (11 ч 15 мин) обеспечивается временем старта РН.

Для любой даты старта московское декретное время старта равно 05 ч 01 мин 21 с.

После отделения полезного груза на пятом витке полета проводится маневр затопления БВ «Волга» с адаптером в малосудоходной части Тихого океана.

При отклонениях орбиты выведения от номинальных значений, не превышающих 25 км по радиусу апогея, СУ БВ обеспечивает уточнение параметров маневра в соответствии с номинальной схемой полета. Величина уточнения не превышает по времени включения КТД ± 300 с, по импульсу скорости – ± 2 м/с (для первого импульса), ± 10 м/с (для второго импульса).

В полетном задании БВ «Волга» было предусмотрено пять резервных схем полета. В случае, если радиус-вектор орбиты выведения в месте выдачи первого импульса меньше номинального на величину от 25 до 87 км, вследствие недобора характеристической скорости РН на момент «КО» до 25 м/с,

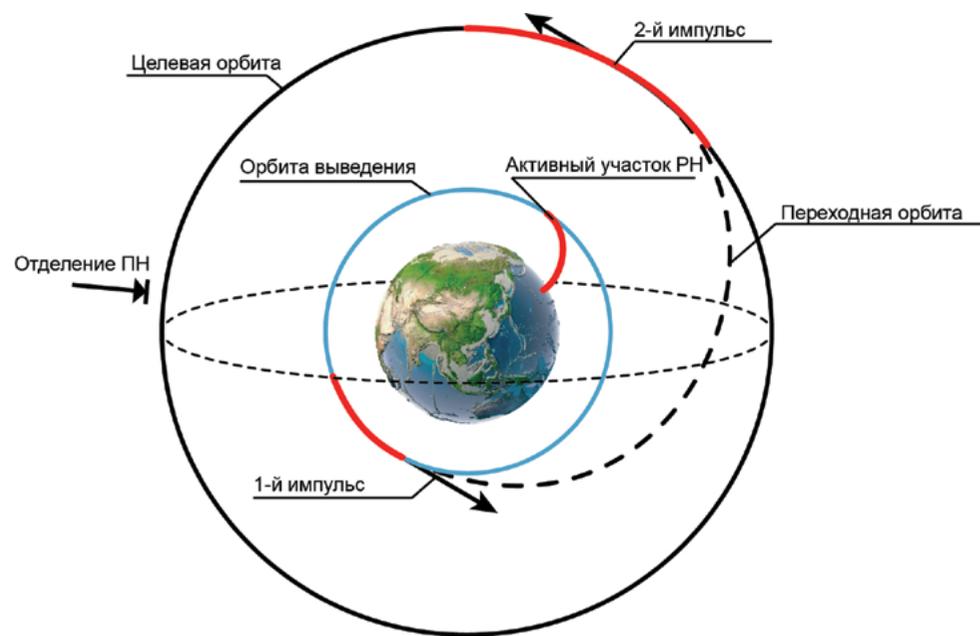


Рисунок 2.4.1. Номинальная схема выведения БВ на конечную орбиту

реализуется первая резервная схема полета, при этом наклонение орбиты выведения совпадает с номинальным с точностью $\pm 2'$.

Этой схеме соответствует двухимпульсный маневр выведения на конечную орбиту. Маневр «затопления» проводится на пятом витке.

Были предусмотрены следующие четыре дополнительные схемы полета, реализующие логику работы СУ БВ.

Полет по схемам, содержащим импульс коррекции наклонения орбиты, должен осуществляться в случае отклонения от расчетной орбиты выведения на величину, превышающую $2'$. Коррекция наклонения может проводиться в диапазоне до $0,4^\circ$.

Вторая резервная схема полета БВ – радиус-вектор орбиты выведения в месте выдачи первого импульса меньше номинального

на величину до 87 км, вследствие недобора характеристической скорости РН на момент «КО» до 25 м/с, фактическое наклонение орбиты выведения отличается от номинального на величину от $2'$ до $0,4^\circ$. Маневр выведения на конечную орбиту – трехимпульсный.

Третья резервная схема полета БВ – радиус апогея орбиты выведения больше номинального на величину до 33 км, вследствие превышения характеристической скорости РН на момент «КО» до 10 м/с. Маневр выведения на конечную орбиту – двухимпульсный.

Четвертая резервная схема полета БВ – радиус апогея орбиты выведения больше номинального на величину до 33 км, вследствие превышения характеристической скорости РН на момент «КО» до 10 м/с, фактическое наклонение орбиты выведения отличается от номинального на величину от $2'$ до $0,4^\circ$. Маневр выведения на конечную орбиту – трехимпульсный.

Пятая резервная схема полета БВ – фактическое наклонение орбиты выведения отличается от номинального на величину от $2'$ до $0,4^\circ$. Маневр выведения на конечную орбиту – трехимпульсный.

Первый импульс – разгонный, в апогее орбиты выведения на первом витке.

От МКА «АИСТ-2Д» был выведен на орбиту КА «Ломоносов» по первой основной схеме, его отделение одновременно с КА «Ломоносов» от БВ «Волга» произошло в 07 часов 07 минут ДМВ.

3. НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА УПРАВЛЕНИЯ, ПОЛУЧЕНИЯ И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

В состав наземных средств управления, получения и обработки информации (НСУПОИ) космического комплекса «АИСТ-2» входят:

- наземный комплекс управления (НКУ);
 - комплекс радиотехнических средств приема информации ДЗЗ (КРСПИ);
 - комплекс целевого планирования (КЦП);
 - комплекс обработки информации ДЗЗ (КОИ);
 - комплекс хранения и информационного взаимодействия (КХИВ);
 - центр пользователя НА (ЦП НА) входит функционально.
- Структурная схема НСУПОИ приведена на рисунке 3.1.
НСУПОИ обеспечивает:
- работу с МКА «АИСТ-2Д» по однопунктной технологии управления МКА;
 - управление МКА на основе временного метода управления путем выдачи команд и исходных данных в БА средствами БСКУ в назначенное время в соответствии с РП, сформированной в НСУПОИ;
 - функционирование НКУ с использованием навигационной информации, полученной на борту МКА средствами БСКУ с выдчей данной информации из БСКУ в НКУ в составе ТМИ;
 - совместно с МКА выполнение программ работы научной и целевой аппаратуры на основе временного метода управления;
 - планирование работы целевой аппаратуры МКА;
 - прием целевой информации с МКА и передачу ее потребителям;
 - обработку информации ДЗЗ, ее архивирование и хранение;
 - совместно с МКА автоматическое восстановление работоспособности СУД МКА путем организации средствами УМВС автономного перехода на аппаратные и функциональные резервы при возникновении неисправностей в СУД.

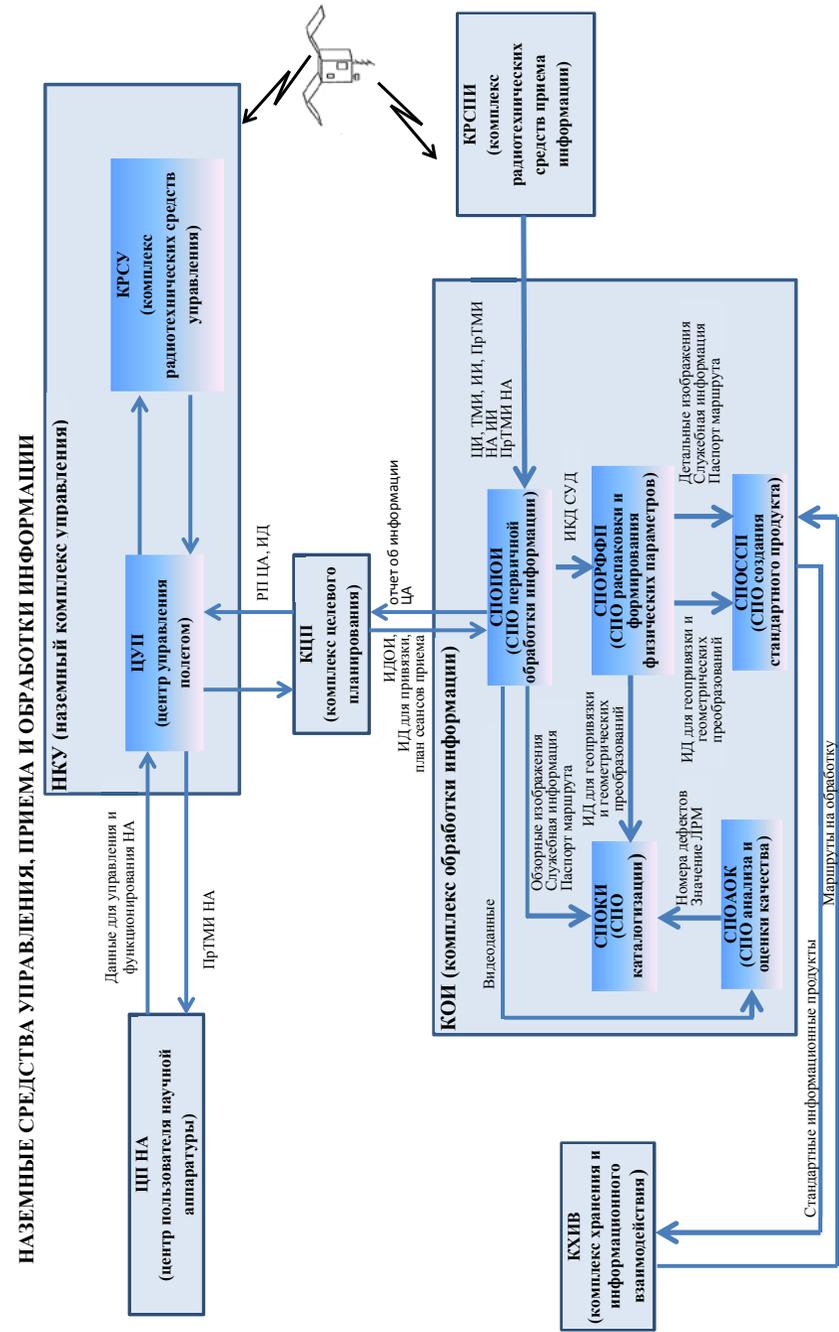


Рисунок 3.1. Структурная схема НСУПОИ

Взаимодействие НСУПОИ с подразделениями предприятия АО «РКЦ «Прогресс» и основным пользовательским центром ЦП НА осуществляется с помощью внутренней ЛВС предприятия.

Взаимодействие НСУПОИ с внешними абонентами осуществляется через сеть Интернет на основании взаимосогласованных форм обмена информацией.

3.1. Наземный комплекс управления

В состав наземного комплекса управления (НКУ) входят:

- комплекс радиотехнических средств управления (КРСУ);
- центр управления полетами (ЦУП).

НКУ обеспечивает управление МКА в течение заданного срока активного существования при решении им целевых задач, в том числе на этапе летных испытаний и при возникновении нештатных ситуаций.

КРСУ обеспечивает проведение сеансов связи с МКА, получение от ЦУП и передачу на борт МКА командно-программной информации (КПИ), получение с борта МКА и обработку ТМ-информации.



Рисунок 3.1.1. Аппаратный зал НКУ (ЦУП)



Рисунок 3.1.2. Антенный комплекс КРСУ

КРСУ (рисунок 3.1.2) обеспечивает выполнение следующих функциональных задач:

- автоматизированная подготовка и проведение сеансов связи с КА;
- получение и автоматизированная обработка ТМ-информации;
- получение от ЦУП командно-программной информации (КПИ) для передачи на борт МКА;
- автоматизированная передача на борт КА КПИ;
- закладка на борт КА РП;
- контроль выполнения заданной программы работы МКА;
- синхронизация времени КРСУ с системами GPS/ГЛОНАСС;
- синхронизация бортовой и наземной шкал времени;
- получение навигационной информации от бортовой НАП МКА и передача ее в ЦУП для формирования баллистических данных;
- получение баллистических данных от ЦУП;
- автоматизированный расчет зон радиовидимости и трасс полета МКА на основе баллистических данных, полученных от ЦУП;
- прием информации с борта МКА «АИСТ-2Д» на частоте 435

МГц со скоростями приема информации 2,4/4,8/9,6 кбод;

– передача командно-программной информации на борт МКА «АИСТ-2Д» на частоте 145 МГц со скоростями передачи информации 1,2/2,4/4,8 кбод.

В качестве радиопередающих/радиоприемных средств КРСУ используется наземная станция командно-телеметрического взаимодействия (НСКТВ), которая состоит из двух идентичных комплектов станций управления ДОКА-Н276 и автоматизированного рабочего места (АРМ) «Восстановление ТМ-информации», заимствованных с МКА «АИСТ».

ЦУП обеспечивает планирование операций управления МКА, подготовку КПИ для передачи на борт МКА, прогнозирование параметров движения МКА на основе навигационной ТМ-информации, полученной с борта МКА, работу навигационной аппаратуры пользователя (НАП) и обеспечивающих систем МКА.

ЦУП обеспечивает выполнение следующих функциональных задач:

- автоматизированное долгосрочное и оперативное планирование операций управления КА и средств НКУ;
- определение и прогнозирование параметров движения КА (формирование баллистических данных) на основе навигационной ТМ-информации, полученной от КРСУ;
- автоматизированная подготовка исходных данных и технологической информации для решения задач командно-программного управления, навигационно-баллистического обеспечения полета, контроля состояния и функционирования КА;
- автоматизированное формирование, расчет, компоновка и передача в КРСУ командно-программной информации (КПИ) для передачи на борт МКА;
- автоматизированный обмен баллистической, командно-программной, контрольной и оперативно-технической информацией с КРСУ и КЦП;
- формирование и подготовка к выдаче в КРСУ ИД для организации проведения сеансов связи (СС);
- оценка реализуемости программы работы БА в части сохранения энергобаланса МКА и иных ограничений, заложенных в ЭД и возникающих в процессе эксплуатации;

- согласование даты и времени включения ЦА и НА на основании приоритетов и ограничений, указанных в ЭД на КК «АИСТ-2»;
- планирование работы обеспечивающих систем МКА;
- формирование и выдача в КЦП начальных условий движения центра масс МКА.

ЦУП включает в себя следующие АРМ и средства визуального отображения информации:

- АРМ «Планирование и подготовка ИД»;
- АРМ «Навигационно-баллистическое обеспечение»;
- АРМ «Анализ ТМ-информации»;
- АРМ «Взаимодействие с подразделениями АО «РКЦ «Прогресс»;
- АРМ «Взаимодействие с внешними абонентами»;
- АРМ «Центральный пост управления»;
- средства визуального отображения информации.

АРМ «Планирование и подготовка ИД» обеспечивает планирование работ по управлению МКА на суточный и долгосрочный интервал времени, на интервал планирования работы НА и ЦА, а также используется для координации работ по управлению МКА, формирования данных для передачи на МКА.

АРМ «Навигационно-баллистическое обеспечение» обеспечивает прогноз движения МКА, расчет времени баллистического существования МКА, обработку навигационных данных, полученных с борта МКА.

АРМ «Анализ ТМ-информации» обеспечивает представление обработанной ТМ-информации в виде настраиваемых пользователем динамических форм, графиков и отчетов, анализа ТМ-информации.

АРМ «Взаимодействие с подразделениями АО «РКЦ «Прогресс» обеспечивает электронный документооборот предприятия и информационное взаимодействие с подразделениями АО «РКЦ «Прогресс».

АРМ «Взаимодействие с внешними абонентами» обеспечивает информационный обмен с научно-образовательным комплексом Самарского университета и НОК, а также с другими станциями ДОКА-Н на территории Российской Федерации, совместимыми с БСКУ МКА «АИСТ-2Д». АРМ «Взаимодействие с внешними абонентами» также обеспечивает выход в Интернет и обмен ин-

формацией между внешними абонентами через организованный FTP-сервер.

АРМ «Центральный пост управления» обеспечивает руководство процессом контроля информационного обмена между рабочими местами внутри комплекса, а также используется для оперативного и долговременного хранения информации, полученной в процессе работы комплекса.

Взаимодействие НКУ, КЦП, КРСПИ и КОИ в части обмена технологической информацией (планы работы, отчеты, ИД и т.д.) осуществляется через каталоги АРМ «Центральный пост управления» наземного комплекса управления. Передача целевой информации, полученной с борта МКА «АИСТ-2Д», осуществляется непосредственно из КРСПИ в КОИ.

3.2. Комплекс радиотехнических средств приема информации ДЗЗ

В состав комплекса радиотехнических средств приема информации ДЗЗ (КРСПИ) входят:

- комплекс радиотехнических средств (КРТС) разработки НИИ ТП г. Москва;
- наземная аппаратура радиолинии целевой информации (НА РЛЦИ) разработки НПП «САИТ» и НПП «ОПТЭКС» (филиал АО «РКЦ «Прогресс»).



Рисунок 3.2.1. Аппаратный зал КРСПИ



Рисунок 3.2.2. Антенный комплекс КРСПИ

КРСПИ обеспечивает выполнение следующих функциональных задач:

- прием информации, поступающей в сеансах связи с МКА «АИСТ-2Д» (аппаратный зал КРСПИ показан на рисунке 3.2.1);
- регистрация и временное хранение целевой информации с МКА, передача ее в цифровом виде для последующей обработки.

КРСПИ для приема информации с МКА «АИСТ-2Д» дооснащен НА РЛЦИ разработки НПП «САИТ» и НПП «ОПТЭКС», которое подключается по промежуточной частоте 720 МГц к действующему приемному тракту.

В качестве базовой станции для приема информации ДЗЗ с МКА «АИСТ-2Д» используется КРТС из состава ЦПОИ «Самара», оснащенный зеркальной антенной диаметром 5 м (рисунок 3.2.2) и аппаратно-программными средствами приема, синхронизации и регистрации информации ДЗЗ, которые обеспечивают прием и регистрацию информации с космических аппаратов, имеющих орбиты высотой от 350 км до 1000 км, в диапазоне частот от 8,025 до 8,400 ГГц, с правой и левой круговыми поляризациями.

КРТС обеспечивает автоматическое проведение сеанса связи с МКА по исходным данным.

Прием информации аппаратными средствами КРТС обеспечивает:

- в верхней полусфере без «мертвой зоны» в зенитной области с КА ДЗЗ, при любых углах азимута, имеющих орбиты высотой от 350 до 1000 км;
- в X-диапазоне, с правой и левой круговой поляризацией;
- в L-диапазоне частот от 1,69 до 1,71 ГГц;
- при модуляции на передающем конце ОФМ и ДОФМ, при этом обеспечивается возможность программного управления демодулятором в зависимости от типа модуляции и тактовой частоты.

Комплекс управления и контроля (КУК) обеспечивает расчет траектории пролета КА и наведение антенного комплекса во время сеансов связи с КА по расчетным целеуказаниям в режимах автосопровождения и программного наведения (рисунок 3.2.3). АРМ НА



Рисунок 3.2.3. Комплекс управления и контроля (КУК) во время сеанса связи с МКА «АИСТ-2Д»

РЛЦИ во время сеанса связи с МКА «АИСТ-2Д» обеспечивает демодуляцию, снятие помехоустойчивого кодирования, структурное восстановление, регистрацию и временное хранение получаемой информации (рисунок 3.2.4).

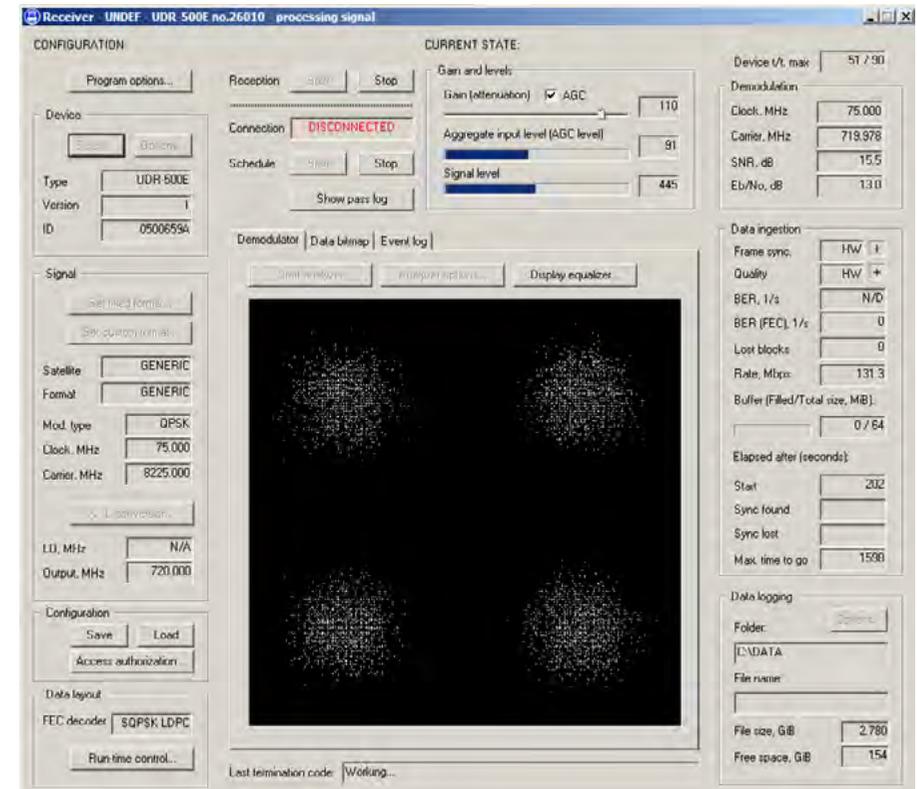


Рисунок 3.2.4. Прием и демодуляция информации с МКА «АИСТ-2Д» на АРМ НА РЛЦИ

3.3. Комплекс целевого планирования

Комплекс целевого планирования (КЦП) обеспечивает планирование работы целевой аппаратуры, формирование рабочих программ ЦА и ИД для составления программы работы МКА, оценку реализуемости программы работы ЦА в части сохранения энергобаланса МКА, формирование ИД для проведения сеансов связи для приема целевой информации.

КЦП обеспечивает выполнение следующих функциональных задач:

- получение, хранение и обработка исходных данных (ИД) для планирования работы целевой аппаратуры (ЦА) от внешних абонентов;
- оценка реализуемости программы работы ЦА и НА в части сохранения энергобаланса МКА и иных ограничений, заложенных в ЭД и возникающих в процессе эксплуатации МКА;
- текущее (на интервале до 1,5 суток) планирование работы бортовой ЦА на основе каталога объектов (участков) съемки с учетом метеорологических условий по районам наблюдения, прогнозируемого качества информации ДЗЗ, технического состояния и возможностей бортовых систем МКА;
- расчет значения W/D и КСН на планируемый интервал съемки;
- формирование и подготовка к выдаче в НКУ до 3 рабочих программ (РП) целевой аппаратуры в сутки или массивов данных для РП в сутки (для каждого КА) в соответствии с технологическим графиком управления за время не более 1,5 часа с момента получения из НКУ начальных условий движения МКА;
- формирование и подготовка к выдаче в НКУ рабочих программ ЦА и ИД для составления программы работы МКА, в том числе ИД по НА (для формирования ВДП);
- формирование и подготовка к выдаче в КРСПИ ИД для проведения сеансов связи для приема данных ДЗЗ целевой аппаратуры;
- формирование и подготовка к выдаче в КОИ ИД для организации обработки целевой информации;
- долгосрочное планирование работы ЦА по выбранным территориям на интервале до 7 суток;
- формирование ИД и получение метеорологического обеспе-

чения текущего целевого планирования на интервале до 3 суток;

- информационный обмен с ЦУП, КРСПИ и КОИ;
- формирование отчетных документов по результатам долгосрочного и текущего планирования.

Планирование целевой работы в КЦП осуществляется с учетом заявок на съемку целевой аппаратурой, заявок на передачу ТМИ научной аппаратуры и исходных данных от НКУ (включая начальные условия движения центра масс КА и ограничения по энергопотреблению). План работы целевой аппаратуры формируется с использованием картографической основы, на которой отображаются результаты прогноза движения центра масс КА и планируемые для съемки участки земной поверхности. При формировании плана моделируется работа и учитываются ограничения бортовых систем и аппаратуры при проведении переориентации КА для проведения съемки, при выполнении съемки и записи результата в бортовое запоминающее устройство и при передаче записанной информации на наземные средства приема.

В результате формируется программа работы целевой аппаратуры (для закладки на борт КА средствами НКУ) и исходные данные для приема и обработки информации в КРСПИ и КОИ.

Пример работы КЦП приведен на рисунке 3.3.1.

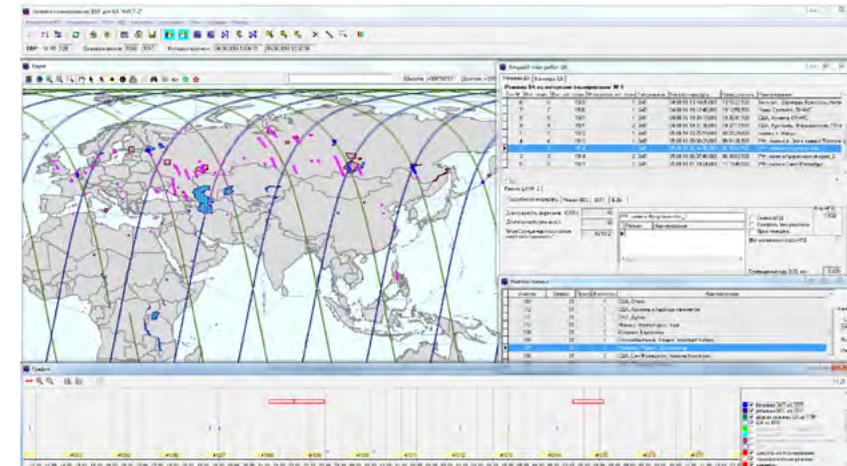


Рисунок 3.3.1. Главное окно специального программного обеспечения КЦП МКА «АИСТ-2Д»



Рисунок 3.4.1. Комплекс обработки информации

3.4. Комплекс обработки информации

Комплекс обработки информации ДДЗ (КОИ) (см. рисунок 3.4.1.) обеспечивает обработку информации, получаемой с борта МКА «АИСТ-2Д» или по наземным каналам связи, распаковку и восстановление структуры принятой информации с МКА «АИСТ-2Д».

Средствами КОИ проводится распаковка, восстановление и цифровая обработка информации ДЗЗ.

КОИ обеспечивает выполнение следующих функций:

- получение от комплекса радиотехнических средств приема информации (КРСПИ) информации, поступающей в сеансах связи с МКА;
- выделение и распаковка информации ДЗЗ;
- восстановление информации ДЗЗ в соответствии с заявленными возможностями целевой аппаратуры (ЦА) с полным восстановлением спектральных составляющих целевой информации (18 изображений ПХ-матриц, 36 изображений МС-матриц: 3 канала по

12 МС-изображений в каждом, а также изображения КОИ_ИКД в формате TIFF);

- восстановление (декодирование) и цифровая обработка получаемой видеоинформации, формирование ее в структуре изображений, формирование обзорного изображения (прореживание + устранение скобы);
- выделение измерительной информации;
- информационное взаимодействие с КРСПИ, комплексом целевого планирования (КЦП) и Центром пользователя научной аппаратурой (ЦП НА);
- выделение ПрТМИ НА из потока информации, поступающей от КРСПИ, и передача ПрТМИНА в ЦП НА в цифровом виде;
- формирование и выдача информации в комплекс хранения и информационного взаимодействия (КХИВ);
- подготовка и выдача для СПО КИ ИД для каталогизации информации ДЗЗ и сопровождающей информации;
- получение от КЦП исходных данных для обработки информации;
- анализ и оценка качества получаемой информации (выявление дефектов изображений);
- анализ полноты полученного изображения и служебной информации;
- проведение выборочной оценки ЛРМ;
- формирование результатов оценки качества информации маршрутов, принятых в сеансе связи;
- хранение результатов качества информации;
- формирование по результатам оценки качества и выдача в КЦП предложений по повторному воспроизведению и съемке маршрутов;
- каталогизация информации ДЗЗ, включающая геокодирование обзорных изображений, формирование квиклуков и метаданных, сохранение квиклуков и метаданных в базе каталога;
- просмотр каталога данных ДЗЗ;
- предоставление для КЦП данных о маршрутах, прошедших каталогизацию, включая данные о полученном объеме (км²) информации ДЗЗ и данные об облачном покрытии, в том числе границы облачности;

- получение массивов информации ДЗЗ с сопровождающей информацией;
- сшивка изображений, формируемых съемочной аппаратурой «Аврора»;
- визуализация, проведение измерений на изображении, фрагментация изображения с полным сохранением служебной информации, построение гистограммы изображения, в том числе на фрагментах;
- преобразование изображения с использованием пространственных фильтров определения и подчеркивания границ, фильтров сглаживания и усиления;
- синтез цветного изображения;
- сохранение данных уровня обработки 1 в формате TIFF и данных уровней обработки 2 и 3 в формате GEOTIFF с метаданными;
- геометрическая коррекция изображения с использованием орбитальных и топогеодезических данных;
- геодезическая привязка снимков с использованием бортовой измерительной информации и опорных точек;
- формирование мозаик однородных изображений (данных ДЗЗ), в том числе с возможностью сохранения радиометрических характеристик и динамического диапазона значений сшиваемых данных (уровень обработки 3);
- получение от средств хранения НСУПОИ исходных данных для геопривязки и геометрических преобразований изображения;
- формирование, визуализация и сохранение в графическом формате изображений от КОЭ-ИКД.

Выходной продукцией КОИ считаются изображения уровней обработки 1–3 от оптико-электронной аппаратуры высокого разрешения ОЭА «Аврора».

Под стандартным продуктом уровня обработки 1 понимаются многозональные или панхроматические изображения целых маршрутов съемки или их частей после выполнения межматричной и межзонной «сшивки», радиометрической коррекции и геометрического совмещения данных различных спектральных каналов (цветосинтеза). Для изображений уровня обработки 1 в составе метаданных передаются RPC-полиномы, аппроксимирующие строгую модель геопривязки изображений.

Под стандартным продуктом уровня обработки 2 понимаются многозональные или панхроматические изображения маршрутов съемки или их частей уровня обработки 1 после выполнения:

- а) геометрической коррекции (трансформирования) изображений в заданную картографическую проекцию с использованием орбитальных данных для средней высоты местности (уровень 2А);
- б) ортотрансформирования в заданную картографическую проекцию с привлечением топогеодезических данных – опорных точек и данных о рельефе местности (ЦМР), уровень обработки 2В.

Для изображений уровня обработки 2А в составе метаданных файла паспорта передаются RPC-полиномы.

Под стандартным продуктом уровня обработки 3 понимаются многозональные или панхроматические мозаичные снимки, созданные на заданный район из совокупности (блока) однородных изображений целых маршрутов съемки или их частей по одному из следующих вариантов:

- а) после совместного уравнивания блока изображений уровня 1 и их трансформирования или ортотрансформирования в заданную картографическую проекцию;
- б) без уравнивания блока, по изображениям уровня обработки 2В.

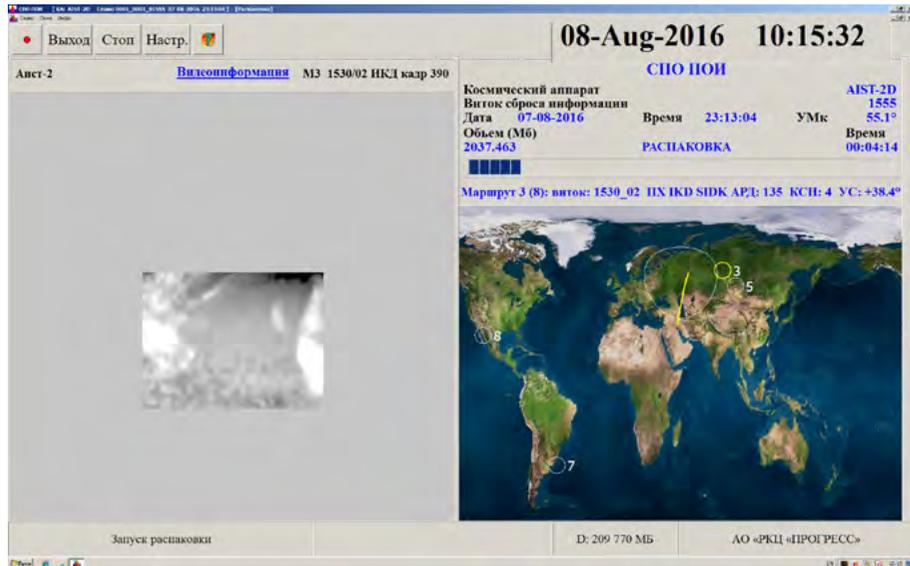
Выходная продукция каждого уровня обработки представляется растровым изображением и паспортом.

Файл паспорта имеет описанную в текстовом виде иерархическую структуру, разработанную на основе формата XML (ExtensibleMarkupLanguage). Содержание файла (состав элементов) определяется видом выходной продукции. Паспорт может включать координаты угловых точек маршрута, дату и время съемки, высоту Солнца, азимут сканирования, параметры картографической проекции и земного эллипсоида, RPC-коэффициенты и другие параметры, описывающие выходной продукт.

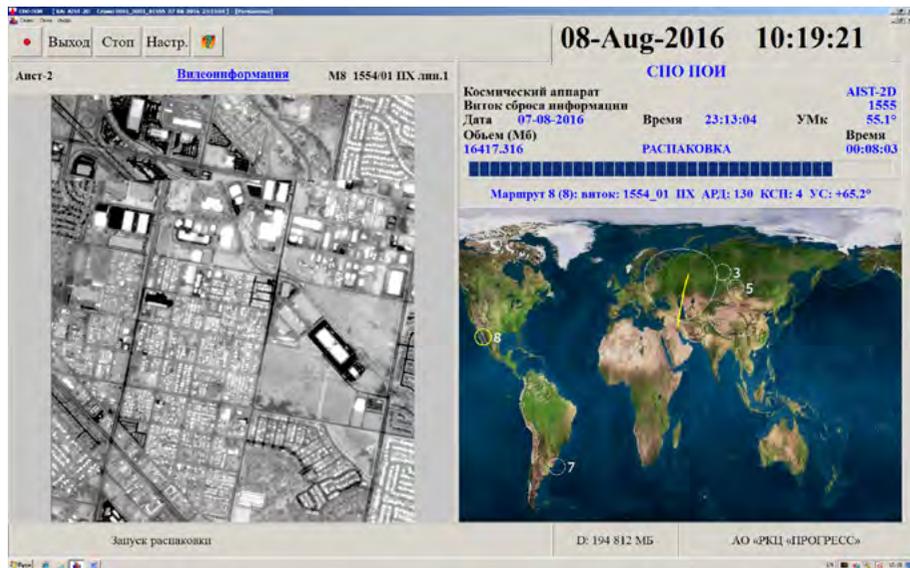
Растровые изображения могут представляться файлами в графическом TIFF или ГИС-форматах GeoTIFF (Revision 1.0) и Img.

Растровые изображения дополняются файлом обзорного изображения выходного продукта (Quicklook) в формате JPEG и контуром сцены в формате SHP.

Образцы работы вышеописанных программных средств приведены на рисунках 3.4.2–3.4.11.



а – восстановление информации КОЭ ИКД



б – восстановление информации ОЭА «Аврора»

Рисунок 3.4.2 (а, б). Распаковка, декодирование данных ДЗЗ

КА АИСТ-2Д ОТЧЕТ ПО СЕАНСУ 1556 1 ОТ 08.08.2016

№ п/п	№ КА	Виток сброса инф.	№ в плане	Код пункта приема	Начало сброса инф.	Аз/Ум начала сброса	Конец сброса инф.	Аз/Ум конца сброса	803 End
1	001	1556	2	0001	20160808 00:47:35	347.7° 6.2°	20160808 00:51:01	294.9° 14.8°	+ +

N	Виток маршрут Длит. (Сек)	Начало маршрута записи	Режим работы бортовой аппаратуры	Сжатие	Код ARD КСН	Угол визирования (Град)	СДИ начало конец (мм/сек)	Высота КА (км)	Высота Солнца (Град)
1	515_03 2	20160531 23:12:00	PRTMI_SU,NI	-	-	-	-	-	-
2	516_01 2	20160531 23:18:30	PRTMI_CA,NI	-	-	-	-	-	-
3	1546_01 12	20160807 08:51:01	SVD_Avrora ПХ	ДИКМ	135 4	0.0°	28.900 28.889	493.9 494.2	48.2° 47.5°
4	1545_02 2	20160807 08:17:00	DMS,KMU,NI	-	-	-	-	-	-

Рисунок 3.4.3. Формирование отчета по восстановительной обработке

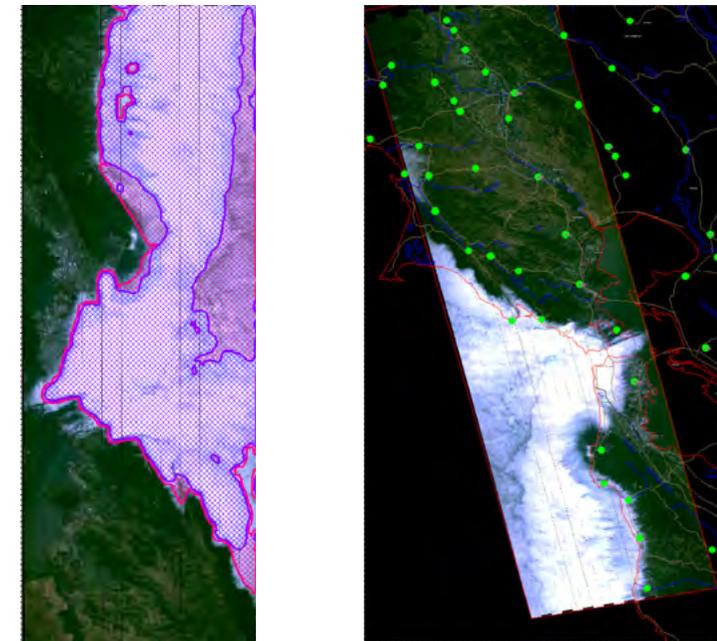


Рисунок 3.4.4. Автоматическая оценка облачности, уточнение геопривязки снимка на этапе каталогизации

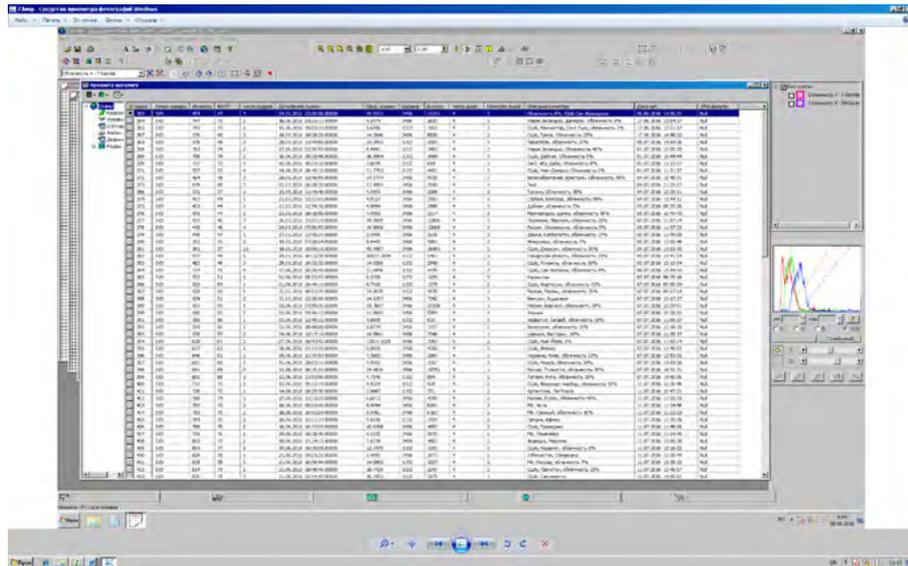


Рисунок 3.4.5. Каталогизация маршрута (сохранение метаданных, обзорных изображений в базу данных)

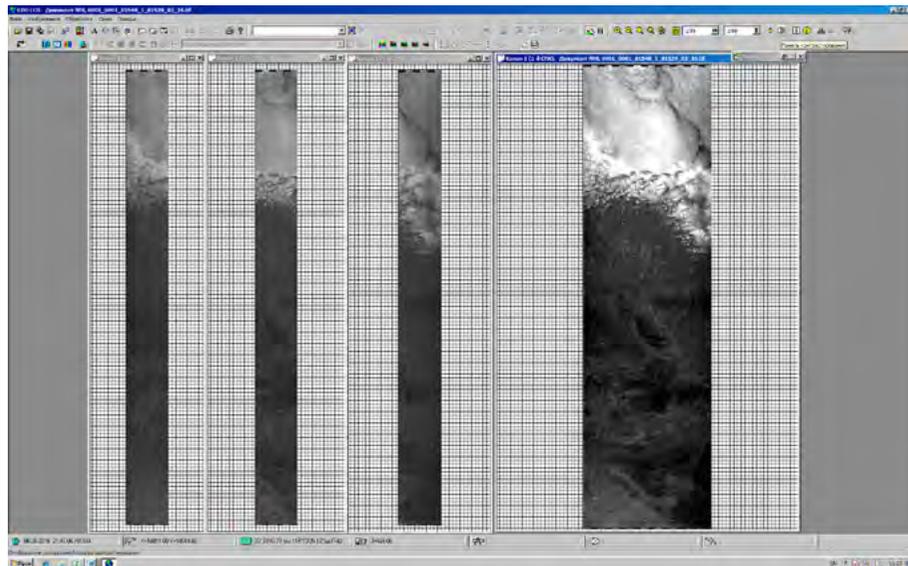


Рисунок 3.4.6. Формирование изображения маршрута из трех фотозон каждого канала (ПХ, МС) (сшивка)

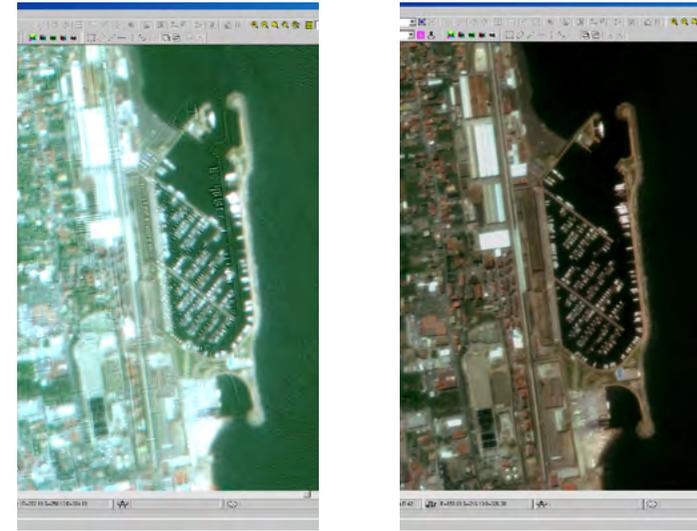


Рисунок 3.4.7. Синтезирование цветных изображений на заключительной стадии обработки – изображение может быть спроецировано в одну из картографических проекций (рисунок 3.4.8).

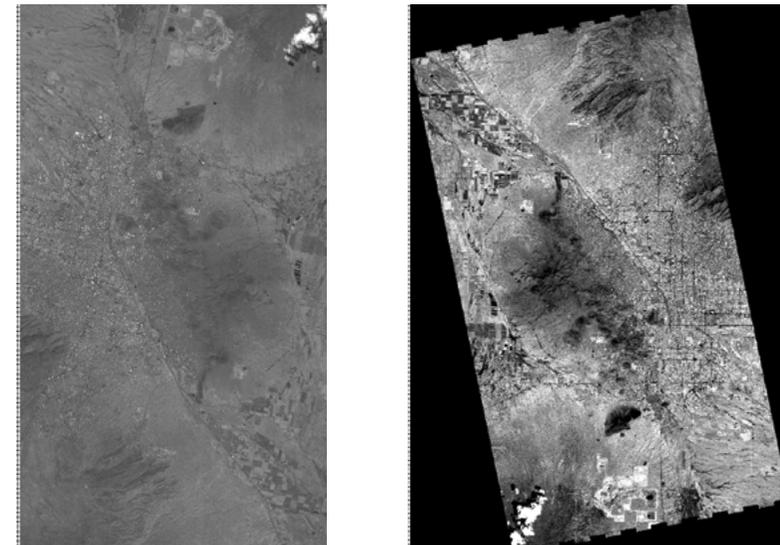
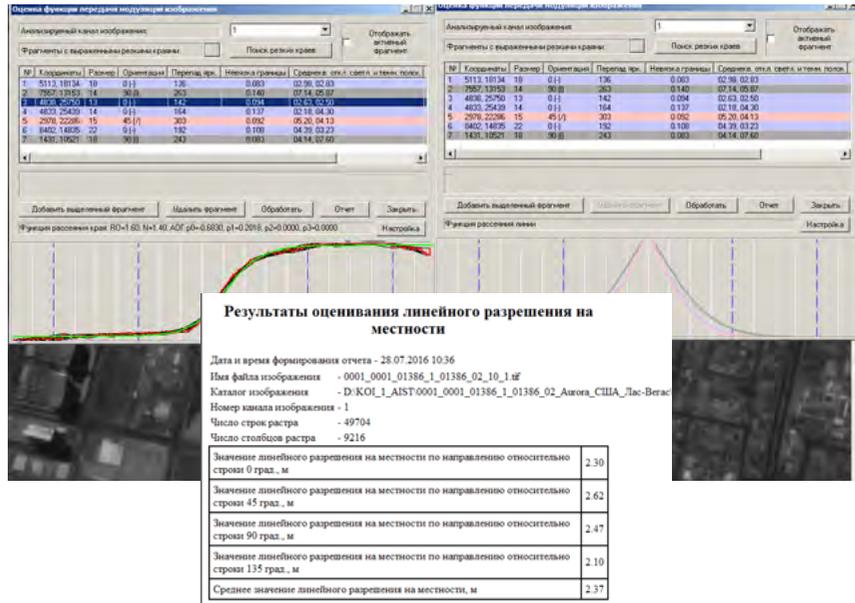


Рисунок 3.4.8. Ортотрансформирование изображения в картографическую проекцию



а – оценка характеристик снимка



б – выявление дефектов

Рисунок 3.4.9 (а, б). Оценка качества изображений

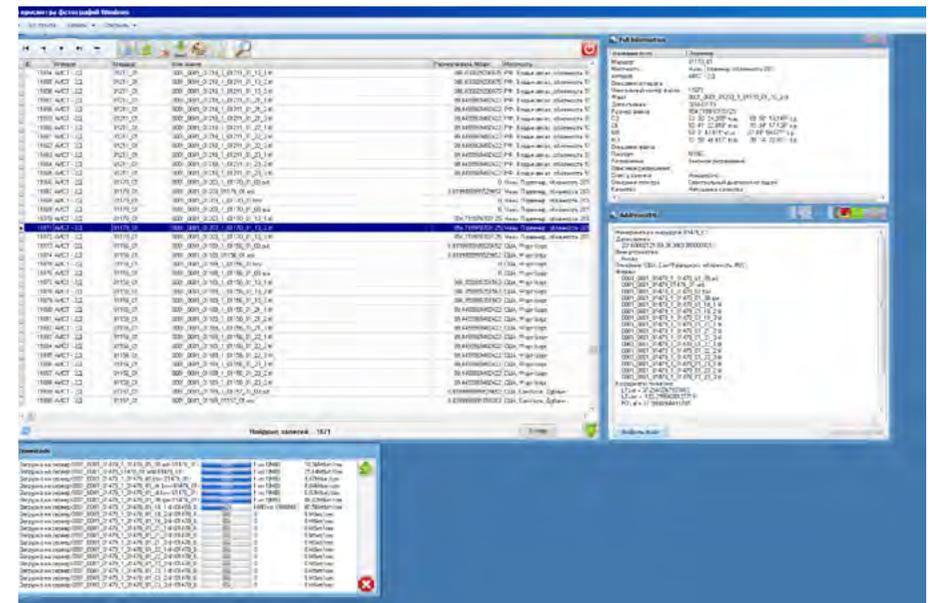


Рисунок 3.4.10. Управление запросами, архивирование информации ДЗЗ в КХИ



Рисунок 3.4.11. Отображение отснятых территорий на карте

3.5. Комплекс хранения и информационного взаимодействия

Комплекс хранения и информационного взаимодействия (КХИВ), обеспечивает долговременное хранение всей поступившей информации.

На РМ архивации информации обеспечивается выполнение следующих функций:

- организация архивов по принадлежности специнформации (базы данных);
- контроль и управление заполнением архивов;
- каталогизация и архивация полного объема принятой в сеансе связи информации ДЗЗ и данных о положении и ориентации КА в потоковом режиме с задержкой не более 6 часов с момента завершения сеанса связи;
- формирование запросов и считывание информации из подсистемы регистрации КХИ НСУПОИ для обработки в КОИ;
- управление запросами на выдачу информации из подсистемы архивации;
- формирование и ведение каталогов объектов съемки;
- долговременное хранение обработанной информации ДЗЗ.

4. НАЗЕМНЫЙ НАУЧНЫЙ КОМПЛЕКС

4.1. Общие сведения. Состав и назначение

В ходе эксплуатации двух МКА «АИСТ» и лётно-конструкторских испытаний ОТ МКА «АИСТ-2Д» в АО «РКЦ «Прогресс» и Самарском университете сформировался наземный научный комплекс, который объединяет следующие функциональные элементы (см. схему на рисунке 4.1.1):

- наземные средства управления, получения и обработки информации (НСУПОИ) (см. гл. 3), входящие в состав аккредитованного Роскосмосом ЦПОИ «Самара» и включающие наземный комплекс управления (ЦУП + КРСУ), комплекс целевого планирования, комплекс радиотехнических средств приема информации, комплекс обработки информации, комплекс хранения и информационного взаимодействия; в проектно-отделении РКЦ и ИКП, НИИ КМ Самарского университета функционирует центр пользователя (ЦП) научной аппаратуры;
- наземная станция приема и обработки информации НПП «ОПТЭКС» (г. Зеленоград) (резервная система отработки КОЭЦА и ИК-аппаратуры);
- ППИ ООО «НИЛАКТ ДОСААФ» (г. Калуга) (резервная система управления аппаратом);
- НКО ПГУТИ (наземный комплекс обработки информации бистатического радиолокационного комплекса ПГУТИ (г. Самара);
- НОК Самарского университета (научно-образовательный комплекс Самарского университета: обработка телеметрических данных, формирование программы научных исследований);
- ИКП Самарского университета (институт космического приборостроения Самарского университета: обработка информации, получаемой с НА, формирование программ исследований);
- НИИ КМ (научно-исследовательский институт космического машиностроения Самарского университета: разработка проектов новых аппаратов, анализ работоспособности эксплуатируемых платформ, формирование концепции развития университетской группировки малых космических аппаратов, проведение научных исследований аспирантами и специалистами института);
- НКУ МКА Самарского университета (наземный комплекс

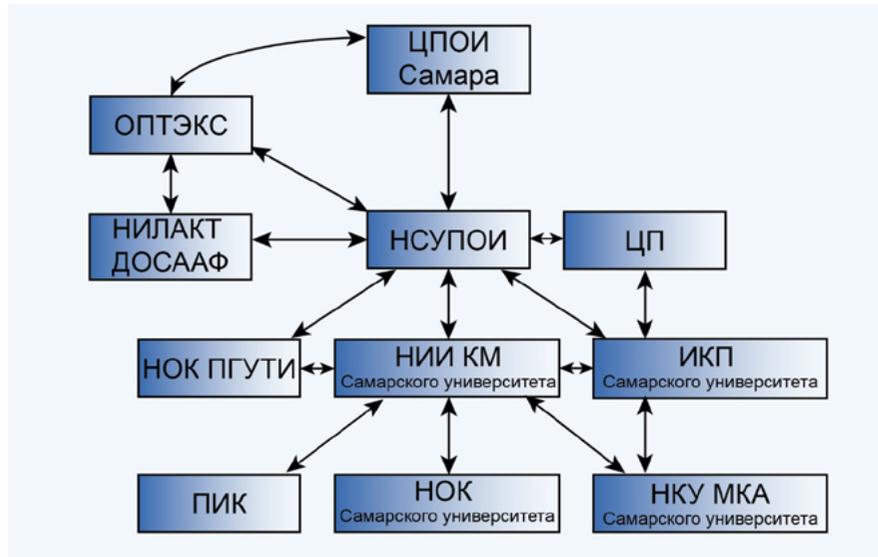


Рисунок 4.1.1. Структурная схема наземного научного комплекса РКЦ «Прогресс» – Самарский университет

управления малыми космическими аппаратами Самарского университета: управление тандемом МКА «АИСТ», резервная система МКА «АИСТ-2Д», расположен на территории университета);

– ПИК (производственно-испытательный комплекс малых космических аппаратов РКЦ «Прогресс», расположен на территории Самарского университета, имеет монтажную зону МКА, оснащен чистой камерой, оборудованием для прочностных, вибрационных, термовакуумных, электрорадиотехнических испытаний МКА и их систем).

Наземный научный комплекс введен в эксплуатацию в августе 2015 года.

4.2. Планирование работы аппаратуры ДЗЗ

Планирование работы аппаратуры ДЗЗ осуществляется на основании утвержденной руководителем РКЦ «Прогресс» программы лётно-конструкторских испытаний. Работа комплекса целевого планирования подробно рассмотрена в разделе 3.3.

4.3. Планирование работы комплекса научно-технологической аппаратуры МКА «АИСТ-2Д»

Планирование работы научно-технологической аппаратуры осуществляется на основании программы ЛКИ аппарата в привязке к задачам отработки целевой аппаратуры в части распределения электропитания, с учетом длительности сеансов связи и производительности радиолинии. При планировании включений НА принимаются во внимание требования к непрерывности работы аппаратуры, последовательности ее включений, требования к ориентации аппарата (например, нахождение датчиков научной аппаратуры на солнечной стороне). Программа научных исследований, проводимых НА аппарата, корректируется и уточняется в зависимости от получаемых результатов, согласовывается с РКЦ «Прогресс» и утверждается руководителями НОК и ИКП Самарского университета.

Для обеспечения приема и работы с телеметрическими данными научной аппаратуры в соответствии с техническим заданием на выполнение составной части опытно-конструкторской работы «Создание и оснащение Центра пользователя для планирования и контроля работы научной аппаратуры МКА «АИСТ-2Д» была создана структура, объединяющая подразделения АО «РКЦ «Прогресс» и институты Самарского университета.

Целью Центра пользователя является создание и контроль работы научной аппаратуры (НА) ДЧ-01, ДМС-01, МЕТЕОР-М, КМУ-1, КЭА, устанавливаемой на опытно-технологическом малом космическом аппарате (МКА) «АИСТ-2Д».

Центр пользователя (ЦП) предназначен для автоматизированной обработки поступающей от наземных технических средств НСУПОИ (НКУ, КРСПИ/КОИ) информации от бортовой научной аппаратуры (НА) ДЧ-01, ДМС-01, МЕТЕОР-М, КМУ-1, КЭА, устанавливаемой на борту МКА, а также для обеспечения данными для управления и функционирования этой аппаратуры в процессе орбитального полета МКА в следующей части:

- получение от технических средств НСУПОИ (НКУ, КРСПИ/КОИ) полного потока телеметрической информации (ТМИ) от НА, обработка, оценка и хранение;
- передача обработанной ТМИ разработчикам НА ДЧ-01,

ДМС-01, МЕТЕОР-М, КМУ-1, КЭА (Самарский университет) по заранее согласованным формам и протоколам;

- прием от разработчиков НА массивов ИД и рекомендаций в обеспечение управления и контроля работы НА;

- формирование рабочих программ (РП) НА, представляющих собой формы управляющих воздействий на бортовую НА, включая массивы исходных данных и команды, управляющие работой НА, и передача в КЦП с использованием «рабочего места (РМ) связи с внутренними абонентами» из состава НКУ.

Состав технических средств Центра пользователя

Для решения поставленных задач ЦП объединяет следующие технические средства:

- сервер ТМИ НА или центральный пользовательский терминал (ПТ) на базе персонального компьютера инженерного типа для приема, хранения и первичной обработки данных информационно-го обмена между КРСПИ/КОИ и ЦП (основной канал передачи ТМИ НА) и между НКУ и ЦП (резервный канал передачи ТМИ НА), поступающих в рамках информационной сети АО «РКЦ «Прогресс» для управления работой НА в процессе полета МКА от НА в составе полного потока ТМИ;

- АРМ ФРП НА на базе персонального компьютера инженерного типа, территориально удаленный, предназначенный для приема ИД от Самарского университета, формирования РП НА, включая массивы ИД, хранения и дальнейшей передачи данных в рамках информационной сети Самарского университета на сервер разработчика НА Самарского университета;

- пользовательский терминал или автоматизированное рабочее место (АРМ НА № 1) на базе персонального компьютера инженерного типа для вторичной обработки и анализа ТМИ от НА, поступающей из НКУ НСУПОИ через сервер ТМИ НА;

- пользовательский терминал или автоматизированное рабочее место (АРМ НА № 2) на базе персонального компьютера инженерного типа для оценки ТМИ НА КМУ-1, формирования РП НА КМУ-1 и передачи на сервер ТМИ НА;

- АРМ обмена для передачи информации между сервером ТМИ НА и FTP-сервером Самарского университета;

- АРМ ТМИ НА (мобильный) на базе ноутбука, предназна-

ченный для обработки и анализа ТМИ во время электрорадиотехнических испытаний НА в составе МКА на ЗИ, ТК, СК, при ЛИ и штатной эксплуатации;

- FTP-сервер разработчика НА (Самарский университет) на базе персонального компьютера, предназначенный для организации информационного обмена с сервером ТМИ НА АО «РКЦ «Прогресс» ТМИ НА, дальнейшей обработки и оценки, а также передачи массивов ИД и команд управления (КУ) на АРМ ФРП НА АО «РКЦ «Прогресс» и обеспечения передачи ФРП НА с АРМ ФРП НА на сервер ТМИ НА, а также для информационного взаимодействия между сервером ТМИ НА и АРМ ФРП НА АО «РКЦ «Прогресс» в рамках сети Самарского университета с выходом в Интернет;

- пользовательские терминалы Самарского университета или АРМы НА на базе персональных компьютеров для документирования, обработки полного потока ТМИ от НА и анализа работы НА, а также подготовки массивов исходных данных и команд управления НА для закладки на борт МКА. АРМы сопряжены с сервером разработчика НА посредством информационной сети Самарского университета.

Схема информационного взаимодействия для обеспечения управления и функционирования научной аппаратуры МКА «АИСТ-2Д» приведена на рисунке 4.1.2.

ЦП обеспечивает решение задач обработки, оценки, контроля и планирования работы НА МКА в течение всего срока активного существования:

- прием от КРСПИ/КОИ (основной канал передачи ТМИ НА) или НКУ (резервный канал передачи ТМИ НА) полного объема ТМИ от НА, выделение ТМИ о работе каждого типа НА, ее обработка, анализ оперативных параметров и выдача результатов потребителям (разработчикам НА);

- расчет и формирование РП НА с массивами исходных данных для работы НА, командами управления НА;

- выдача РП НА в КЦП с использованием «рабочего места (РМ) связи с внутренними абонентами» из состава НКУ НСУПОИ;

- выдача организациям-разработчикам НА (АО «РКЦ «Прогресс», Самарский университет) потока ТМИ в бинарном виде по каждому типу НА не реже 2 раз в сутки.

– обмен с разработчиками НА (АО «РКЦ «Прогресс», Самарский университет) текстовой информацией.

Взаимодействие ЦП с внешними абонентами осуществляется через сеть Интернет на основании взаимосогласованных протоколов и форм обмена информацией.

ЦП обеспечивает обмен информацией в следующих объемах:

– прием от КРСПИ/КОИ (основной канал передачи ТМИ НА) или НКУ (резервный канал передачи ТМИ НА) полного объема ТМИ НА до 6 раз в сутки, общим объемом до 2 Мбайт за один сеанс связи;

– расчет и формирование РП НА с массивами исходных данных и КУ НА, выдача информации в КЦП с использованием «рабочего места (РМ) связи с внутренними абонентами» из состава НКУ НСУПОИ до 6 раз в сутки общим объемом до 500 Кбайт;

– выдача организациям-разработчикам НА ТМИ НА до 6 раз в сутки по согласованным формам объемом до 30 Мбайт за один сеанс;

– прием от разработчиков НА текстовой и графической информации объемом до 100 Мбайт за сутки.

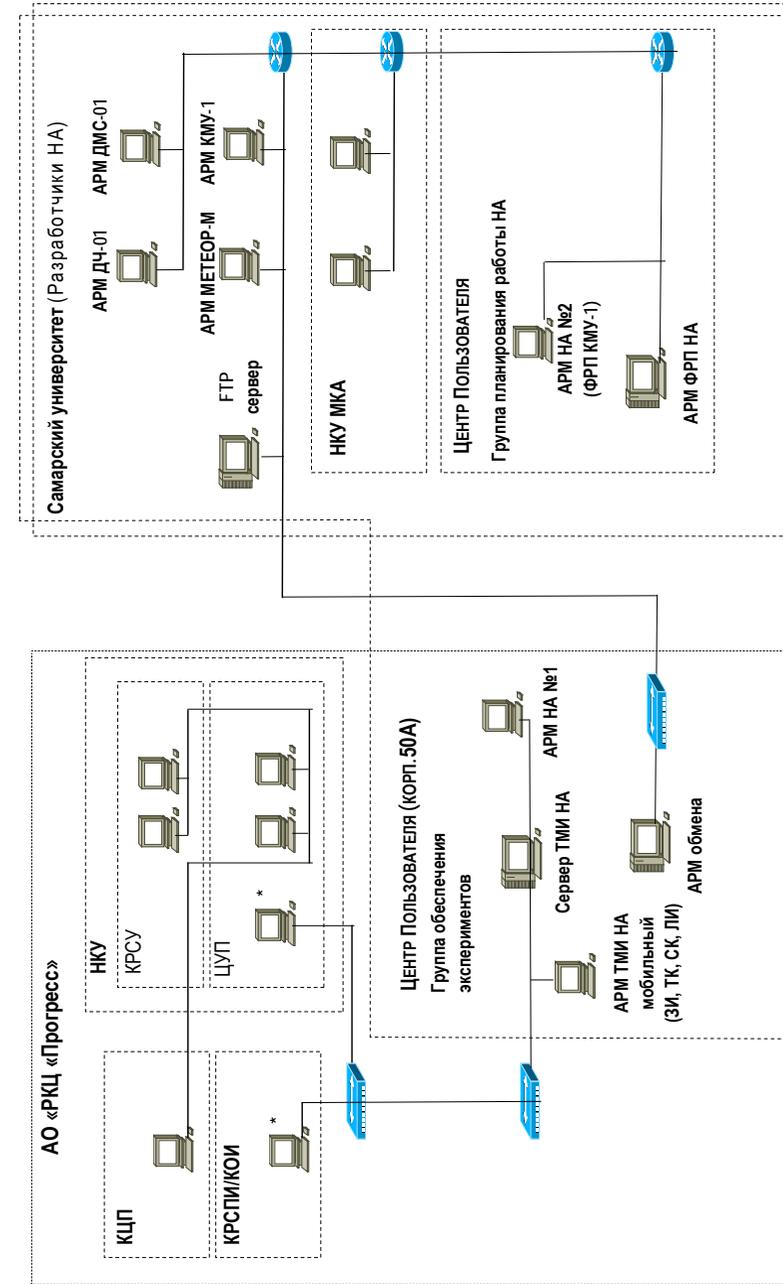


Рисунок 4.1.2. Схема информационного взаимодействия для обеспечения управления и функционирования научной аппаратуры МКА «АИСТ-2Д»

* - АРМ связи с внутренними абонентами

5. ПЕРВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЛКИ МКА «АИСТ-2Д»

5.1. Работа УКП

Прочность и надежность конструкции универсальной космической платформы и устройства отделения МКА «АИСТ-2Д» подтверждена успешным выводом аппарата на заданную орбиту, раскрытием солнечных батарей и работой без замечаний узла крышки объектива.

Система электропитания функционирует без замечаний и полностью соответствует заданным требованиям, что подтверждено телеметрией ее фактических характеристик (см. таблицу 5.1.).

Таблица 5.1. Требуемые и фактические характеристики СЭП

Характеристика	Требование по ТЗ	Фактически на МКА	Примечание
Напряжение на выходе СЭП, В	от 23,5 до 32	от 31,13 (на теневых участках орбиты) до 31,88 (на освещенных участках орбиты)	
Ток нагрузки, А	не более 15	не более 11,73	
Ток БФ, А	не более 32,5	не более 23,96	БФ шунтируется при избытке тока
Штатная глубина разряда ЛИАБ, А·ч	20	6	
Температура ЛИАБ, °С	от 0 до 40	от 5 до 8	обеспечивается включением/отключением встроенных нагревателей ЛИАБ

Оценка состояния и функционирования **системы обеспечения теплового режима** осуществлялась по ИОК накопительной ТМИ и ТМИ КТР. За период с 28.04.2016 г. по 30.01.2017 г. СОТР обеспечила температурные условия, требуемые для БА в соответствии с ТЗ на СОТР. Данные по основным температурам приведены в таблице 5.2.

В указанный период СОТР работала в режимах ориентированного и неориентированного полета в соответствии с заданной логикой. Система терморегулирования обеспечивала тепловой режим КА в заданных ТЗ на СОТР температурных диапазонах, кроме следующих элементов конструкции:

– место установки АБ СЭП (понижение на 3 °С: минус 3 вместо 0 °С в соответствии с ТЗ на СОТР). При этом температура внутри АБ обеспечивалась в диапазоне от 5 до 8 °С за счет встроенных нагревателей;

– место установки АБ, входящей в состав научной аппаратуры КЭА, (понижение на 10 °С: минус 10 вместо 0 °С в соответствии с ТЗ на СОТР).

При работе СТР ее среднесуточное энергопотребление составляло от 110 до 126 Вт вместо заданных 80 Вт в соответствии с ТЗ на СОТР, таким образом наблюдалось повышение энергопотребления: 30-46 Вт.

Анализ ТМИ в различных режимах работы СОТР показал, что:

1) СОТР УКП ОТ МКА «АИСТ-2Д» функционирует в соответствии с выбранной логикой и обеспечивает тепловой режим аппарата в заданных температурных диапазонах, кроме мест установки АБ и АБ КЭА на 3 и 10 °С соответственно;

2) наблюдается повышенное энергопотребление СТР в обеспечение штатного функционирования СОТР на 30-46 Вт, что указывает на необходимость учета дефицита энергопитания БА в отдельных случаях, уточнение программы ЛКИ и дальнейших исследований.

Бортовая система контроля и управления обеспечивает надежную связь НКУ с аппаратом, проведение телеметрических измерений, функции управления СОТР и СЭП, проведения навигационных измерений по сигналам GPS/ГЛОНАСС, а также формирования и поддержания бортовой шкалы времени и синхронимпульсов. Замечаний к работе БСКУ нет.

Система управления движением после проведения настройки исполнительных органов и алгоритмов стабилизации подтвердила заявленные характеристики (см. таблицу в разделе 1.3.2.). Более того, достигнутые на настоящее время точностные характеристики СУД существенно превосходят требуемые на этапе разработки рабочей документации и несколько лучше точностных характеристик

СУД КА «Ресурс-П». При этом остается возможность увеличения точностных характеристик СУД МКА «АИСТ-2Д» путем проведения совместных калибровок звездных датчиков и измерителей угловой скорости, а также за счет изменения алгоритмов формирования выходной информации канала определения ориентации.

Вычислительные средства и бортовое программное обеспечение СУД разрабатывались с учетом возможности их коррекции в штатной эксплуатации. Предусматривалась возможность коррекции бортового программного обеспечения (БПО) СУД как путем разработки программ, исполняемых из ОЗУ (ПрОЗУ), так и путем перепрошивки ПЗУ вычислительных средств. В ходе ЛКИ были задействованы оба способа коррекции БПО. Необходимо отметить, что коррекция БПО средствами ПрОЗУ широко используется на изделиях РКЦ «Прогресс», а вот коррекция БПО СУД путем перепрошивки ПЗУ в штатной эксплуатации была впервые в истории РКЦ «Прогресс» осуществлена в ходе ЛКИ МКА «АИСТ-2Д».

Благодаря возможности коррекции БПО СУД за короткий интервал времени в процессе ЛКИ было проведено несколько работ БПО, вследствие чего были существенно улучшены характеристики СУД МКА, введены новые режимы съемки:

- откорректирован алгоритм стабилизации с использованием двигателей-маховиков;
- внедрены режим съемки и режим солнечной ориентации, реализуемые с использованием информации звездных датчиков, в дополнение к штатно предусмотренным режимам, использующим информацию с прибора ориентации по Земле и солнечных датчиков, что позволило существенно сократить время перехода между режимом солнечной ориентации и режимом съемки, а также существенно увеличить точностные характеристики СУД;
- дополнительно к режиму съемки при ориентации в надир внедрен режим съемки с постоянным углом крена, что позволило в разы повысить периодичность съемки МКА «АИСТ-2Д»;
- внедрены алгоритмы сбора и передачи средствами высокоскоростной радиолнии измерительной информации, необходимой для повышения точности координатной привязки целевой информации;
- по реальным характеристикам аппаратуры СУД откорректи-

рованы алгоритмы контроля ориентации и стабилизации, в целях повышения достоверности и быстродействия.

Также необходимо отметить, что на МКА «АИСТ-2Д» впервые для изделий РКЦ «Прогресс» реализована передача телеметрической информации СУД средствами высокоскоростной радиолнии, используемой для передачи специнформации, что позволило существенно увеличить объем получаемой телеметрической информации, необходимой для оценки характеристик и для разбора возможных нештатных ситуаций.

В настоящее время из задач, решение которых предусмотрено в ходе ЛКИ СУД, остается незавершенной только задача проведения летной квалификации прибора ориентации по Земле – ПОЗ-105М.

Однако специалисты РКЦ «Прогресс», вдохновленные обнадеживающими результатами ЛКИ СУД МКА «АИСТ-2Д», дополнительно планируют проведение следующих работ:

- апробация и отработка серии резервных алгоритмов ориентации, обеспечивающих повышение живучести КА в случае выхода из строя основных и резервных комплектов чувствительных элементов и/или исполнительных органов;
- расширение возможных режимов съемки МКА «АИСТ-2Д»;
- внедрение азимутальной съемки, съемки криволинейных маршрутов, съемки искусственных спутников Земли;
- проведение дополнительного исследования звездных датчиков, построенных на КМОП матрице, предусмотренной для применения в перспективных разработках РКЦ «Прогресс».

ЛКИ МКА «АИСТ-2Д» показали правильность принятых при разработке системы управления движением конструктивных решений, а также возможность существенного улучшения в ходе штатной эксплуатации точностных и функциональных характеристик системы управления движением и возможность ее развития в части увеличений динамических возможностей, внедрения возможности проведения маневров коррекции орбиты и снижения веса при разработке новых изделий.

Таким образом, уже первые результаты работы на орбите УКП МКА «АИСТ-2Д» показывают ее работоспособность, надежность и возможность использования как обеспечивающей системы для работы на орбите широкого спектра целевой (ДЗЗ) и научно-технологической аппаратуры.

Таблица 5.2. Заданные и фактические температурные бортовой аппаратуры

Наименование измеряемого параметра	Температура по ТЗ на СОТР, °С	Фактическая температура, °С
Температура корпусной части спецпарарага	-	От 5 до 14
Температура бленды	-	От 1 до 5
Температура термокожуха ОЭА	От 10 до 30 (в режиме «съемка»)	От 17 до 22 (в режиме «съемка»)
Температура в месте установки блока КОЭ-ИКД	От минус 10 до 40	От минус 9 до минус 3
Температура в месте установки батареи 8x2ЛП-40	От 0 до 40	От минус 3 до 4
Температура в месте установки ДОКА-Б	От минус 10 до 40	От минус 9 до минус 4
Температура в месте установки ЭП «Колер»	От минус 20 до 40	От минус 8 до минус 1
Температура в месте установки блока БУФ	От минус 40 до 50	От минус 11 до минус 4
Температура в месте установки блока ПРДЗ	От минус 20 до 40	От минус 9 до минус 5
Температура в месте установки БЭ КМУ-1	От минус 30 до 50	От минус 9 до минус 5
Температура в месте установки ЛИАБ 5P15S	От 0 до 50	От минус 10 до минус 3
Температура панели -Y	От минус 50 до 50	От минус 7 до минус 1
Температура панели -X	От минус 60 до 80	От минус 5 до 12
Температура панели +Y	От минус 10 до 40	От минус 11 до минус 6
Температура панели -Z	От минус 60 до 80	От минус 15 до минус 5
Температура панели +Z	От минус 30 до 60	От минус 12 до 0
Температура поверхности ЭВТИ панели -X	От минус 80 до 120	От минус 40 до 77
Температура кронштейна изделия 105 М	От минус 40 до 50	От минус 23 до минус 9
Температура кронштейна АФУ 8.2	От минус 150 до 150	От минус 12 до минус 6
Температура кронштейна ДМ-001-01	От минус 20 до 40	От минус 5 до минус 1
Температура кронштейна ОСД 1	От минус 10 до 45	От минус 4 до 15
Температура кронштейна ОСД 2	От минус 10 до 45	От минус 5 до 13
Температура кронштейна ОИУС	От минус 10 до 50	От минус 5 до 0
Температура кронштейна ОГ 1	От минус 15 до 40	От минус 4 до 2

5.2. Работа целевой аппаратуры

Комплекс широкозахватной мультиспектральной оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ видимого диапазона высокого разрешения подробно рассмотрен в разделе 1.4. Здесь же представлено подтверждение заявленных характеристик путем анализа полученных снимков. Работы по настройке ОЭА «Аврора», КОЭЦА, отладке ПО обработки изображений продолжаются.

28 апреля 2016 г. во время исторического первого запуска с нового российского космодрома «Восточный» ракеты-носителя «Союз-2-1а» малый космический аппарат «АИСТ-2Д» был выведен на орбиту. В первые дни была проведена работа по построению орбитальной ориентации МКА и проверки точности ее поддержания. Только после этого началась проверка служебных систем, а затем и аппаратуры полезной нагрузки: ОЭА «Аврора», КОЭЦА, бортовой памяти, радиолинии космос-Земля, научных приборов. Вместе с ними тестированию подвергались наземные средства: комплекс радиотехнических средств приема информации (КРСПИ), комплекс обработки информации (КОИ), комплекс хранения и информационного взаимодействия (КХИВ), совместно со специальным программным обеспечением (СПО) первичной обработки информации (СПОПО), СПО распаковки и формирования физических параметров (СПОРФФП), СПО каталогизации (СПОКИ), СПО анализа и оценки качества информации (СПОАОК), СПО создания стандартного продукта (СПОССП).

На первом этапе была проведена проверка радиолинии Земля-космос, а затем начались включения аппаратуры КОЭЦА. Первая съемка с использованием оптико-электронной аппаратуры «Аврора» и КОЭЦА с записью в бортовое запоминающее устройство (БЗУ) была осуществлена 11 мая 2016 г., т.е. через две недели после старта. Тогда же полученная информация была передана через бортовую радиолинию передачи целевой информации (БА РЛЦИ) на наземную станцию в АО «РКЦ «Прогресс» и была произведена ее первичная обработка. Анализ телеметрической информации, полученной с борта МКА «АИСТ-2Д», показал, что все системы МКА (система управления движением, система терморегулирования, система энергопитания) работают в штатном режиме, замечаний к их работе нет. Подтвердилось хорошее каче-

ство телеметрической информации и цифровых видеоданных, полученных от ОЭА «Аврора» и КОЭЦА, а также корректная работа бортового запоминающего устройства и БА РЛЦИ. Специалисты РКЦ «Прогресс», НПП «ОПТЭКС» и ПАО «КМЗ» приступили к методичной работе по настройке параметров оптико-электронной съемочной аппаратуры и отработке методик съемки и обработки информации.

24 мая 2016 г. на сайте АО «РКЦ «Прогресс» в пресс-релизе были опубликованы качественные панхроматические и мульти-спектральные снимки, полученные с МКА «АИСТ-2Д». К этому моменту состоялось более 130 сеансов связи с космическим аппаратом «АИСТ-2Д» по управлению, более 20 сеансов по приему целевой информации. Оптико-электронной аппаратурой «Аврора» отснято около 300 000 км² земной поверхности.

На рисунках 5.2.1 – 5.2.3 представлены фрагменты маршрута с МКА «АИСТ-2Д», полученного в течение первого месяца проведения летных испытаний. На фрагменте с изображением морского порта г. Таллин (Эстония) (рисунок 5.2.1) хорошо видны не только детали изображений больших круизных лайнеров, но и небольшие катера у причалов, а также отдельные автомобили и их группы, припаркованные на автостоянках у пристани. Маршрут получен 22.05.2016 г. в 11:45 аппаратурой «Аврора» и КОЭЦА.

Следует отметить, что ширина полосы захвата аппаратурой «Аврора» составляет 39,5 км, а максимальная длительность съемки одного маршрута составляет 300 секунд, что соответствует длине полосы, равной 2100 км.

На фрагменте маршрута, представленного на рисунке 5.2.2, различается взлетно-посадочная полоса аэропорта, стоящие на стоянках и взлетающие самолеты, застройка прилегающей территории, а также железнодорожная станция. На путях станции четко выделяются отдельные вагоны стоящего состава. На рисунке 5.2.3 представлен увеличенный фрагмент с изображением части взлетно-посадочной полосы (ВПП) с нанесенной разметкой. На фрагменте различаются 12 отдельных светлых шпал (полос). Так как ширина ВПП в Таллине составляет 45 метров, то можно подсчитать, что ширина отдельной такой полосы составляет около 1,87 м.



Рисунок 5.2.1. Один из первых опубликованных снимков с МКА «АИСТ-2Д». Снимок морского порта г. Таллин (Эстония) сделан 22.05.2016 г. в 11:45 аппаратурой «Аврора» и КОЭЦА



Рисунок 5.2.2. Аэропорт г. Таллин (Эстония). Снимок сделан 22.05.2016 г. в 11:45 аппаратурой «Аврора» и КОЭЦА



Аэропорт г. Таллин.
Ширина ВПП 45 м.
Видны 12 шпал знаков торца ВПП.
Размер шпалы - 1,875 м.

Рисунок 5.2.3. Фрагмент взлетно-посадочной полосы в аэропорту г. Таллин (Эстония). Снимок сделан 22.05.2016 г. в 11:45 аппаратурой «Аврора» и КОЭЦА. Хорошо различаются 12 шпал в торце ВПП

На основе анализа подобных сюжетов и комплексной оценки получаемых изображений уже на первоначальном этапе работы с аппаратурой высокого разрешения в ходе ее настройки было подтверждено разрешение на местности панхроматических изображений на уровне 1,9 – 2,1 м, а мультиспектральных изображений – на уровне 4,4 м (пресс-релиз АО «РКЦ «Прогресс» от 6 июня 2016 г.). Высокое качество получаемых материалов съемки говорит о правильности принятых конструкторских и технологических решений. Панхроматические изображения имеют высокий контраст и соответствуют заявленным характеристикам по пространственному разрешению. Пример качественного изображения, насыщенного техногенными деталями, показан на рисунке 5.2.4, где представлен фрагмент маршрута с г. Дурбан в ЮАР. Имеются предпосылки достижения значений пространственного разрешения, близких к техническому пределу в 1,5 м (проекция пикселя (GSD – ground sample distance) при съемке в панхроматическом режиме с высоты 490 км), при условии совершенствования методик съемки и оптимизации настроечных параметров целевой аппаратуры, а также наличия благоприятных условий в процессе проведения съемки.

Снимки, полученные в панхроматическом режиме в различных условиях освещенности, подтвердили широкий динамический диапазон получаемых изображений. Обычно для таких оценок используют элементы, располагающиеся в тени облаков, поверхность воды, сложные сюжеты. На рисунке 5.2.5 представлен фрагмент маршрута, соответствующий участку местности в районе Новой Шотландии (Канада). На изображении одновременно присутствуют как облака, так и земная поверхность, что свидетельствует о большом динамическом диапазоне съемки. Хорошо читаются и элементы поверхности, находящиеся в тени от облаков. На фрагментах снимков, полученных МКА «АИСТ-2Д», приведенных на рисунках 5.2.6 – 5.2.8, подобраны как раз именно такие характерные случаи. Эти места на рисунке 5.2.5 выделены желтыми прямоугольниками и обозначены цифрами.

На снимке, показанном на рисунке 5.2.6 (это место обозначено цифрой 1 на большом фрагменте 5.2.5), в тени от облаков хорошо видны детали местности и транспортной инфраструктуры. Аналогично на фрагменте снимка (рисунок 5.2.7) в разрывах между облаками и в их тени хорошо видны часть взлетно-посадочной полосы и парковка с автомобилями. Структура водной поверхности, образованная течениями, хорошо просматривается на фрагменте (рисунок 5.2.8).



Рисунок 5.2.4. ЮАР, Дурбан. Снимок сделан ОЗА «Аврора» и КОЭЦА

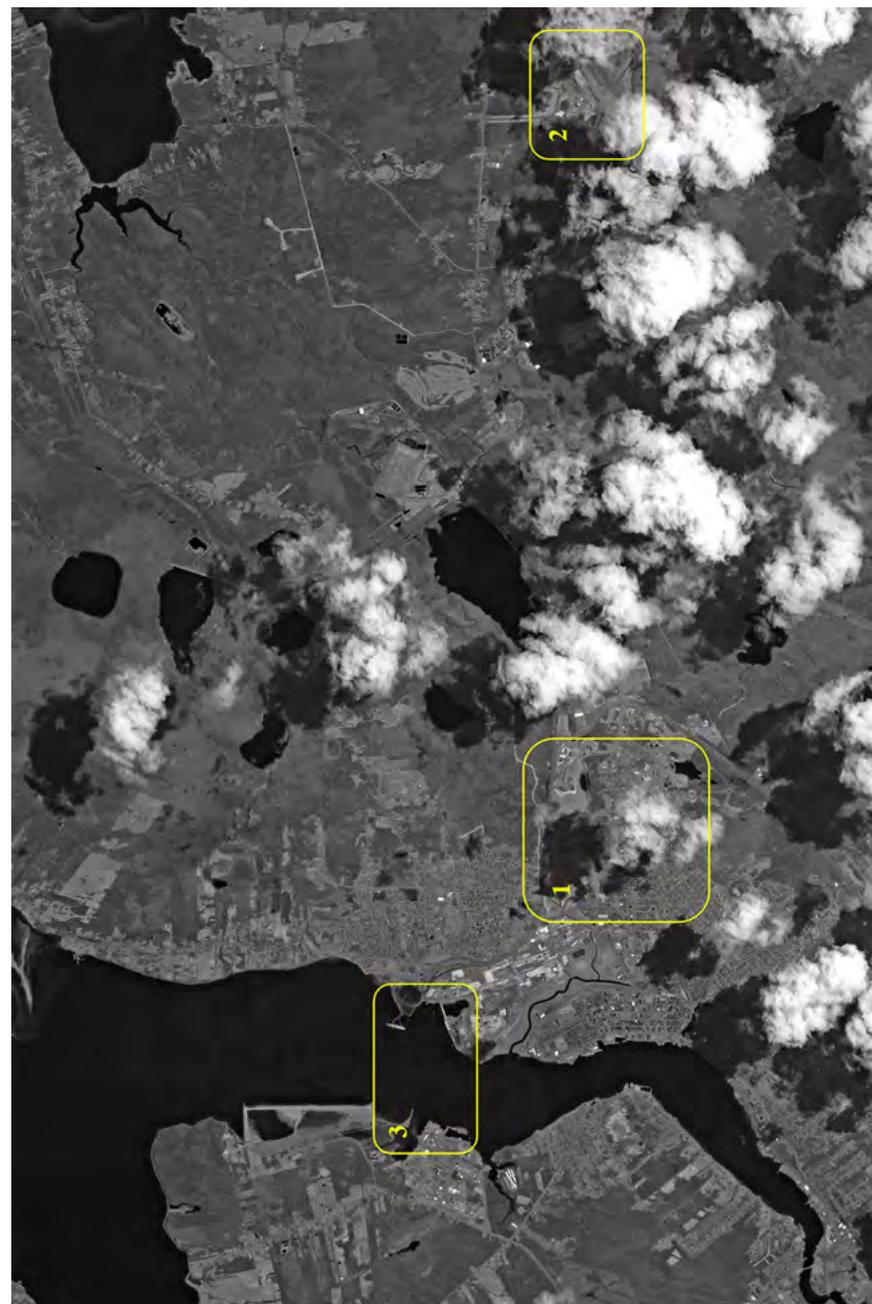


Рисунок 5.2.5. Новая Шотландия (Канада). Снимок сделан ОЗА «Аврора» и КОЭЦА



Рисунок 5.2.6. Детали поверхности Земли видны в тени облака



Рисунок 5.2.7. Взлетно-посадочная полоса и парковка с автомобилями видны в тени облака и между облаков



Рисунок 5.2.8. Корабли у причалов и структура водной поверхности, образованная течением. Снимок сделан ОЭА «Аврора» и КОЭЦА

Очень часто космические снимки несут не только полезную для потребителей целевую тематическую информацию, но обладают какой-то своеобразной «космической» выразительностью. Это, наверное, связано с тем, что такой взгляд на окружающий земной мир невозможен в повседневной жизни, даже с высоты птичьего полета. Для того чтобы так увидеть Землю и дела людские на ее поверхности, необходимо забраться высоко в космос. Это пока доступно только космонавтам, астронавтам и космическим автоматам – спутникам дистанционного зондирования Земли.

Зачастую даже не важно, что снимок может быть черно-белый (панхроматический), как на рисунке 5.2.9, где показан небольшой фрагмент проанализированного здесь маршрута съемки района Новой Шотландии (Канада). На рисунке представлена снятая из космоса панорама северной оконечности острова Боулардери и мыса Поинт Акони. Вдоль северного побережья выстроилась цепочка ветряков электрогенераторов, а на земле хорошо видны тени от силуэтов огромных лопастей этих ветряков.



Рисунок 5.2.9. Ветряки электрогенераторных установок на северной оконечности острова Боулардери в Новой Шотландии (Канада)

По состоянию на 30 января 2017 года в ходе летных испытаний оптико-электронной аппаратуры «Аврора», установленной на МКА «АИСТ-2Д», было отснято около 10,350 млн км² поверхности Земли. В первые дни после начала съемок приоритеты в планировании, анализе и оперативной обработке информации отдавались панхроматическому режиму, обеспечивающему получение снимков для проведения эффективной фокусировки. Вместе с тем поступала информация и от мультиспектрального оптико-электронного преобразователя ОЭП-АМС комплекса аппаратуры КОЭЦА. Одновременная работа аппаратуры панхроматического и мультиспектральных ОЭП является основным штатным режимом работы и не накладывает на работу ОЭА «Аврора» и КОЭЦА никаких дополнительных ограничений. Работа с мультиспектральной аппаратурой и информацией оперативно проводилась как в части оптимизации настроечных параметров, так и в части уточнения методик наземной обработки с учетом условий лётно-конструкторских испытаний борта и наземного комплекса. В первую очередь, на основе исходных потоков данных были получены цветосинтезированные изображения. Одно из первых таких изображений показано на рисунке 5.2.10. Это фрагмент маршрута с изображением акватории и прилегающей территории г. Стратфорд (США). На рисунках 5.2.11 – 5.2.13 представлены примеры цветных синтезированных изображений, полученных ОЭА «Аврора» и КОЭЦА МКА «АИСТ-2Д» на разных маршрутах съемки в различных местах земного шара: Саудовская Аравия, Эр-Рияд (рисунок 5.2.11); США, Финикс (рисунок 5.2.12); США, аэропорт в Нью-Джерси (рисунок 5.2.13). Несмотря на влияние атмосферы, качество цветопередачи находится на высоком уровне, причем одновременно с высокой детальностью снимков.

На снимке аэропорта в Нью-Джерси (США) можно увидеть и опознать большое количество самолетов разных размеров.

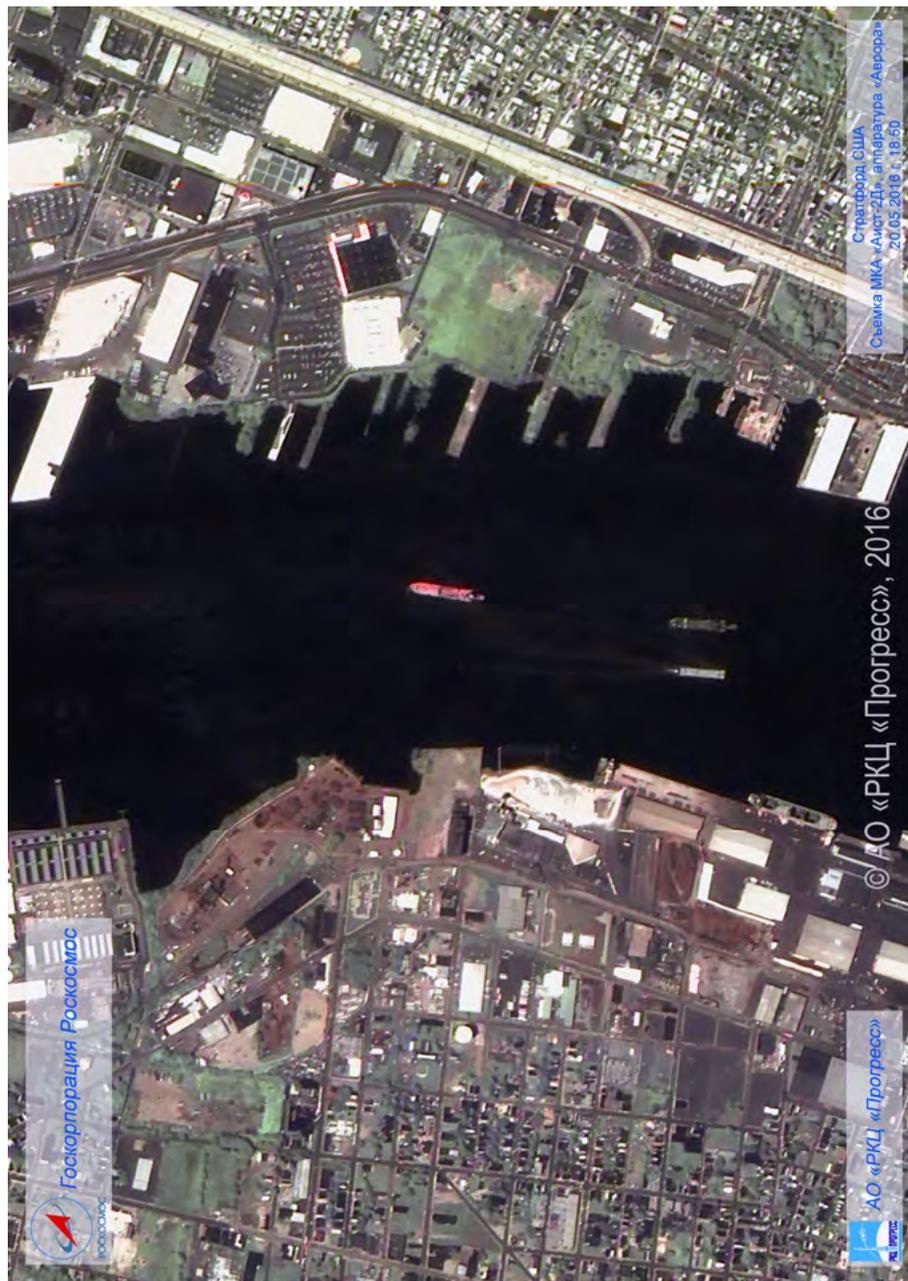


Рисунок 5.2.10. Один из первых опубликованных снимков с МКА «АИСТ-2Д». Цветной (мультиспектральный) снимок акватории и прилегающей территории г. Стратфорд (США) сделан 20.05.2016 г. в 18:50 аппаратурой «Аврора» и КОЭЦА



Рисунок 5.2.11. Съемка МКА «АИСТ-2Д». Саудовская Аравия, Эр-Рияд

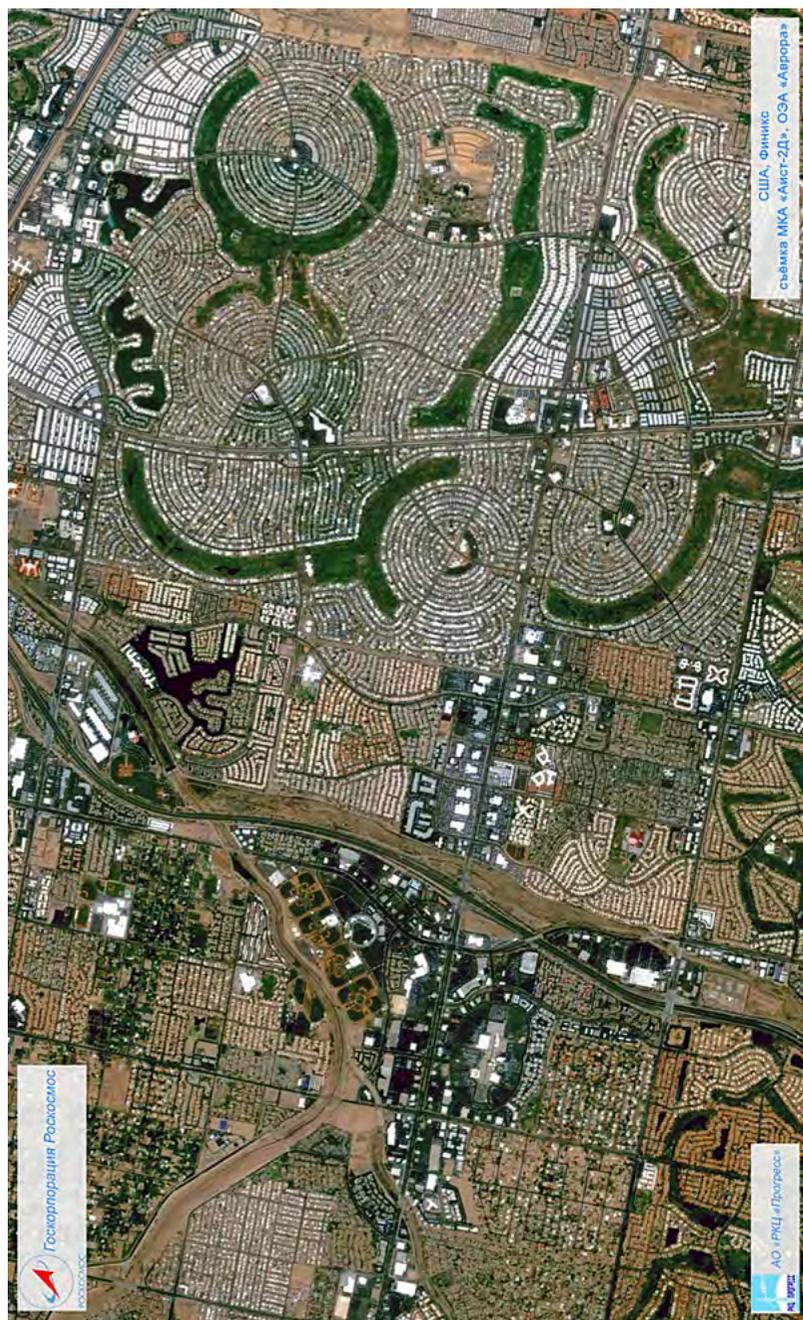


Рисунок 5.2.12. Съемка МКА «АИСТ-2Д». США, Финляндия

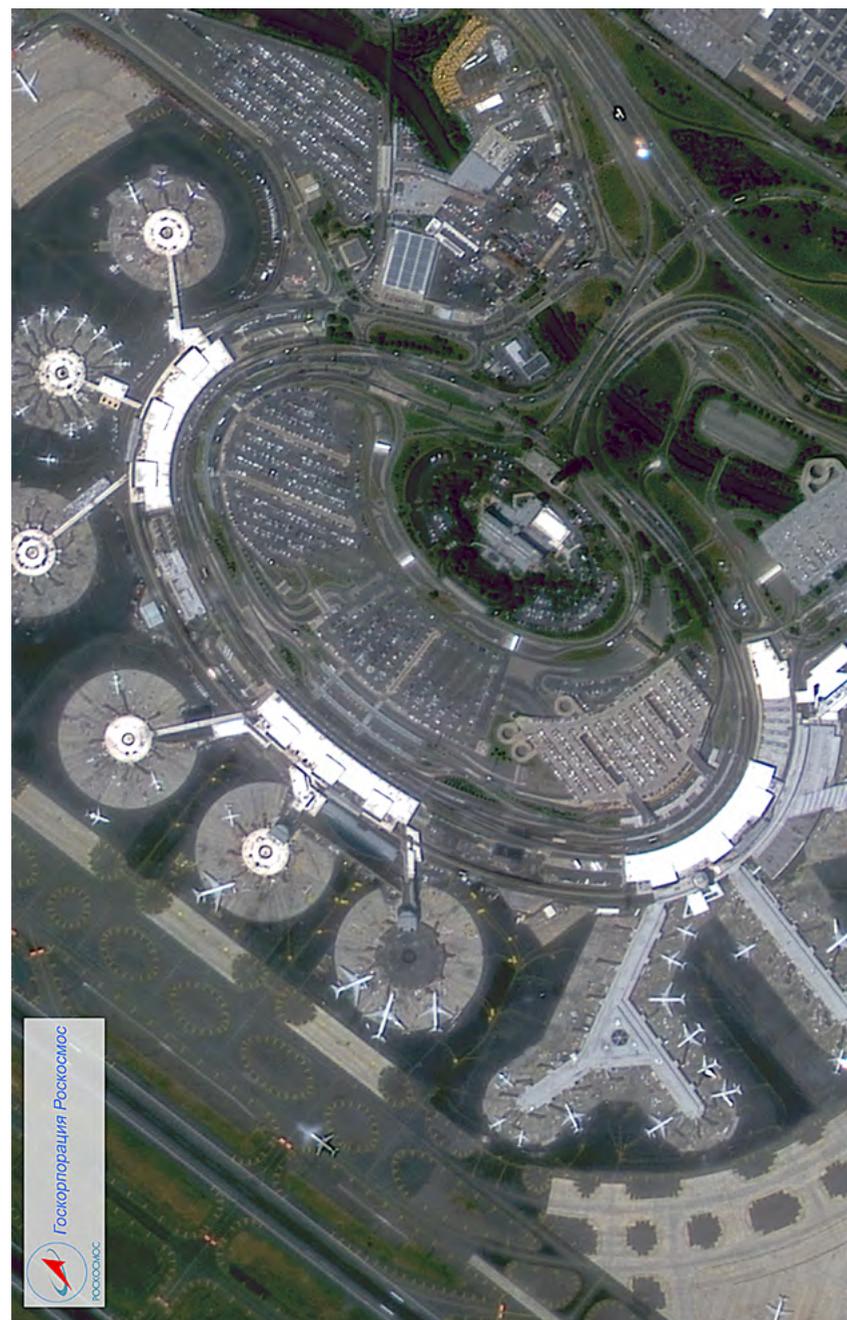


Рис. 5.2.13. Съемка МКА «АИСТ-2Д». США, Нью-Джерси

Конструктивная схема съемочной аппаратуры «Аврора» МКА «АИСТ-2Д» и используемый метод съемки аналогичны схеме построения аппаратуры большинства отечественных и зарубежных КА ДЗЗ высокого разрешения.

Большинство современных космических систем ДЗЗ высокого разрешения осуществляют съемку в режиме сканирования «pushbroom», при котором собственное движение спутника по орбите используется для организации сканирования по одной из координат – направлению полета. По второй координате, перпендикулярной направлению полета, полоса захвата аппаратуры «покрывается» массивом детекторных элементов многоэлементного фото приемного устройства. Этот массив имеет линейную организацию, независимо от того, из каких конкретно фотоприемников состоит, линеек или матриц ПЗС ВЗН. Практически во всех космических системах наблюдения высокого разрешения панхроматическое и мультиспектральное изображения формируются разными наборами детекторных элементов, конструктивно относящихся к разным фотоприемным матрицам и даже разным фотоприемным устройствам. Кроме того, размер элементов фотоприемников в панхроматическом и мультиспектральных каналах может отличаться в несколько раз. Для мультиспектральных каналов размер детекторных элементов обычно в 3-4 раза превосходит размер детекторных элементов, соответствующих панхроматическому каналу. Делается это для компенсации потери накапливаемой энергии при уменьшении ширины спектральной зоны наблюдения. В случае с аппаратурой КОЭЦА МКА «АИСТ-2Д» имеется два отдельных оптико-электронных преобразователя (фотоприемных устройств): панхроматический ОЭП-АПХ и мультиспектральный ОЭП-АМС на основе матриц ПЗС ВЗН. Длина фотоприемной зоны, расположенной перпендикулярно направлению полета, для каждого из них составляет 162 мм. Так как размер пикселей в ОЭП-АПХ составляет 6х6 мкм, а в мультиспектральном ОЭП-АМС 18х18 мкм, то суммарная длина строки ОЭП-АПХ составляет 27 тысяч пикселей, а в ОЭП-АМС только 9 тысяч. Однако фотоприемный массив в мультиспектральном ОЭП содержит три таких параллельных линейки пикселей, каждая из которых расположена за светофильтром определенного диапазона. В результате, при движении

космического аппарата по орбите во время съемки с каждого из такого набора линеек снимается сигнал, соответствующий одному из трех спектральных диапазонов. Для оптико-электронного преобразователя ОЭП-АМС аппаратуры КОЭЦА это 0,45÷0,52 мкм (синий); 0,53÷0,60 мкм (зеленый); 0,61÷0,70 мкм (красный). Сочетание каналов обеспечивает синтез цветного изображения.

Принципиальным является то, что при таком параллельном расположении фотоприемных массивов полученные изображения одних и тех же участков местности будут относиться к разным моментам времени. При наземной обработке полученные двумерные массивы данных совмещаются с определенным временным сдвигом. Для массивов, образующих три цвета, этот сдвиг незначителен в силу того, что в фотоприемных матрицах все три спектральных канала расположены очень близко друг к другу. Массив панхроматических матриц ПЗС расположен в другом оптико-электронном преобразователе ОЭП-АПХ и при размещении в фокальном узле телескопа ОЭА «Аврора» конструктивно далеко отстоит от мультиспектральных массивов. В результате временной сдвиг между информацией от одного и того же участка земной поверхности от мультиспектрального и панхроматического ОЭП в несколько раз больше. При совмещении данных панхроматического и мультиспектральных каналов производится компенсация значительного временного сдвига. Если в поле зрения целевой аппаратуры попадет быстро перемещающийся объект, то этот объект за время сканирования успеет переместиться. Примером данной особенности являются автомобили, движущиеся по шоссе.

На рисунке 5.2.14 представлен пример цветосинтезированного изображения – обзорный фрагмент маршрута на территорию района г. Циндао (Китай) (выравнивание неоднородностей не проводилось, т.к. оно осуществляется на последующих этапах). На рисунках 5.2.15 – 5.2.17 представлены увеличенные фрагменты этого маршрута с изображением различных сюжетов. Высокая разрешающая способность съемочной аппаратуры демонстрируется на примере изображения морских танкеров и бонового ограждения на рейде (рисунок 5.2.17).

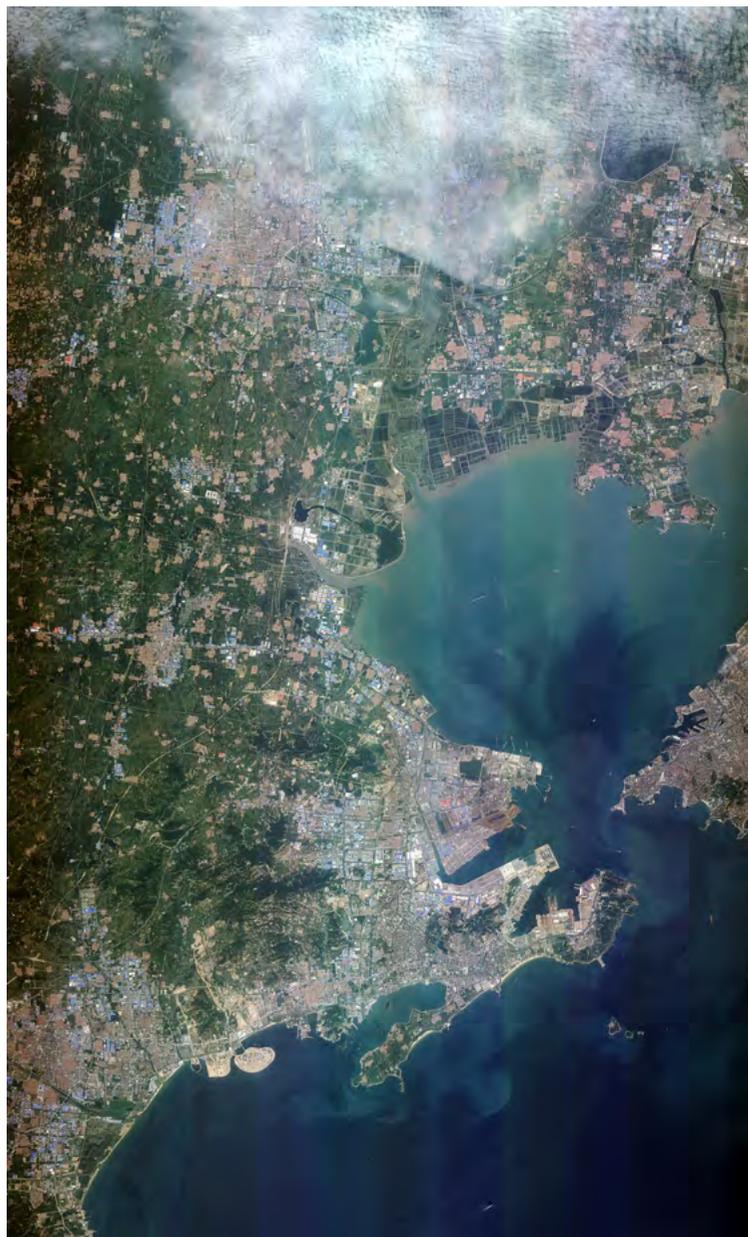


Рисунок 5.2.14. Циндао (Китай). Обзорное цветосинтезированное изображение. Ширина полосы 39,5 км

На этапе стандартной обработки целевой информации предусмотрена также возможность получения цветных изображений с пространственным разрешением, соответствующим пространственному разрешению панхроматического изображения, для чего в составе программно-технических средств НСУПОИ реализованы алгоритмические подходы типа Pansharpening. На фрагментах, представленных на рисунках 5.2.18 и 5.2.19, присутствуют корабли под погрузкой в порту китайского города Циндао. Различаются незначительные зазоры, оставленные при погрузке между отдельными грузовыми контейнерами, и элементы конструкции портовых кранов.

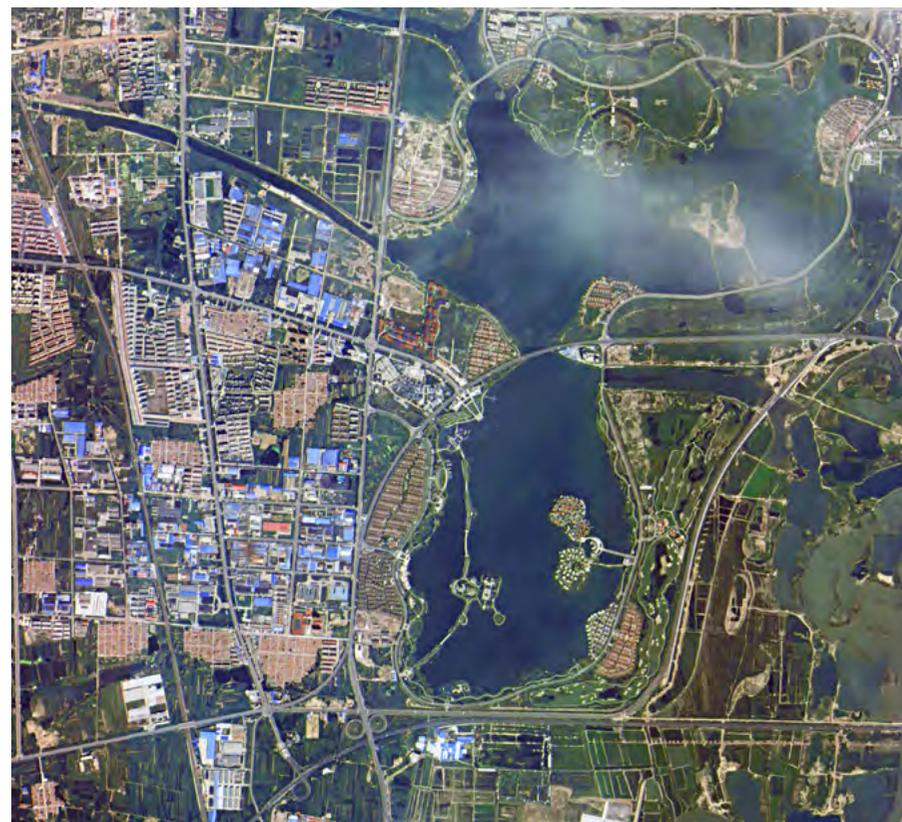


Рисунок 5.2.15. Циндао (Китай). Фрагмент маршрута. Цветосинтезированное изображение



Рисунок 5.2.16. Циндао (Китай). Фрагмент маршрута.
Цветосинтезированное изображение



Рисунок 5.2.17. Циндао (Китай). Фрагмент маршрута.
Цветосинтезированное изображение



Рисунок 5.2.18. Циндао (Китай). Фрагмент маршрута. Цветное изображение с разрешением панхроматического



Рисунок 5.2.19. Корабли в порту г. Циндао (Китай). Фрагмент маршрута. Цветное изображение с разрешением панхроматического

Таким образом, в процессе летных испытаний МКА «АИСТ-2Д» подтверждены потенциальные возможности получения с МКА такого типа информации ДЗЗ высокого качества. Несмотря на то что основными задачами миссии МКА «АИСТ-2Д» являются отработка и демонстрация новых технических решений, отработка и сертификация бортовой аппаратуры, полученная на этапе летных испытаний информация ДЗЗ высокого разрешения показала определенный потенциал в части ее перспективного практического использования в интересах определенного круга потребителей. АО «РКЦ «Прогресс» совместно с заинтересованными структурами прорабатываются направления использования получаемых снимков в интересах таких потребителей, как МЧС России, Минсельхоз России, Росреестр, региональные органы исполнительной власти, а также коммерческих организаций.

Ряд федеральных государственных и коммерческих организаций также проявили серьезный интерес к информации, получаемой МКА (АО «НИИП центр «Природа», Министерство сельского хозяйства Российской Федерации, ФГБУ «Россельхозземмониторинг», Министерство сельского хозяйства и продовольствия Самарской области, Министерство имущественных отношений Самарской области, Управление государственной охраны объектов культурного наследия Самарской области и т.д.).

В таблице 5.3 представлены возможные тематические задачи, решаемые на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»

Таблица 5.3. Возможные тематические задачи, решаемые на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»

Область	Наименование задачи
Сельское хозяйство	Определение границ сельскохозяйственных полей и посевов сельскохозяйственных культур
	Определение состояния посевов сельскохозяйственных культур по колориметрическим характеристикам
Природопользование и лесное хозяйство	Контроль мест незаконной добычи общераспространенных полезных ископаемых
	Контроль мест организации незаконных свалок твердых бытовых отходов
	Контроль несанкционированной хозяйственной деятельности (в т.ч. в границах ООПТ и в водоохранной зоне)
	Контроль изменения состояния лесов в результате негативных воздействий (ветровалы, гари, вырубки)
	Оценка сомкнутости лесного полога
Водные ресурсы	Картографирование речной сети
	Выявление участков формирования взвешенных наносов, анализ режима береговой аккумуляции
	Выявление участков разливов рек в период половодий
Транспортная инфраструктура	Определение конфигурации сети автомобильных дорог, выявление ее изменений
	Оценка загруженности транспортной сети автотранспортом
	Оценка хода строительства объектов транспортной сети
Картография	Создание и обновление топографических карт масштабов 1:50000 и 1:25000
Региональная инфраструктура пространственных данных	Актуализация региональной цифровой картографической основы для обеспечения эффективного функционирования региональных геоинформационных систем и сервисов

На рисунке 5.2.20 представлена схема покрытия территории Самарской области снимками с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д» по состоянию на начало декабря 2016 года.



Рисунок 5.2.20. Схема покрытия территории Самарской области снимками с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»

На рисунках 5.2.21 – 5.2.26 представлены примеры решения тематических задач на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»

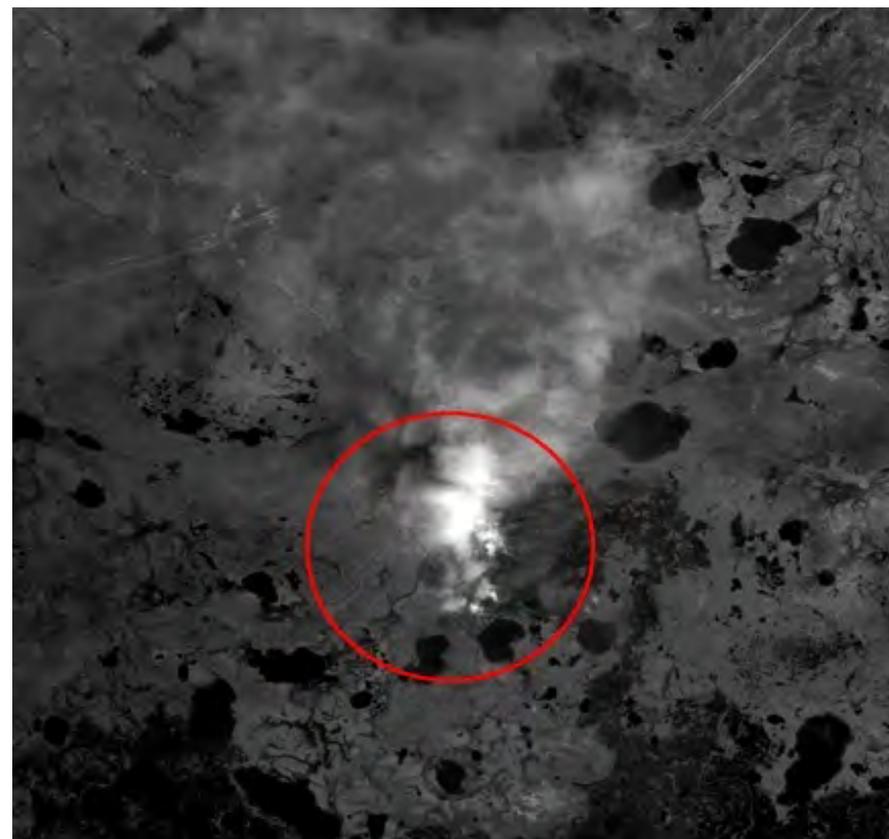


Рисунок 5.2.21. Обнаружение очагов лесных пожаров в ЯНАО на основе панхроматической информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»



Рисунок 5.2.22. Обнаружение очагов лесных пожаров в ЯНАО на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»



Рисунок 5.2.23. Обнаружение мест незаконной добычи общераспространенных полезных ископаемых на территории Самарской области на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»



а) 28.07.2016 г.



б) 13.12.2016 г.

Рисунок 5.2.24 (а, б) Мониторинг мест незаконной добычи общераспространенных полезных ископаемых на территории Самарской области (Волжский район, поселок Черноречье) на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»



а) 28.07.2016 г.



б) 13.12.2016 г.

Рисунок 5.2.25 (а, б) Мониторинг мест незаконной добычи общераспространенных полезных ископаемых на территории Самарской области (Красноярский район, село Екатериновка) на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»



Рисунок 5.2.26. Обнаружение мест незаконных свалок твердых бытовых отходов на территории Самарской области на основе информации с ОЭА «Аврора» МКА «АИСТ-2Д»

Работа с аппаратурой наблюдения в ИК-диапазоне

В ходе летно-конструкторских испытаний регулярно проводится работа с камерой КОЭ-ИКД теплового инфракрасного диапазона (8-14 мкм), установленной на борту МКА «АИСТ-2Д» и входящей в состав комплекса целевой оптико-электронной аппаратуры, разработанного филиалом АО «РКЦ «Прогресс». Камера создавалась для отработки в условиях космического полета новых технологий съемки с использованием неохлаждаемой микроболометрической матрицы (см. подраздел 1.4.4).

Подтверждена работоспособность микроболометрических матриц в условиях факторов космического полета. Отрабатываются

различные варианты управления фотоприемником и коррекции неоднородности сигнала. Апробирована бортовая коррекция сигнала и режимы с автоматической подстройкой к уровню входного сигнала.

Проектная разрешающая способность камеры составляет 123 метра при полосе захвата 47 км. Съемка камерой КОЭ-ИКД осуществляется как в дневное время, так и в ночное. В дневное время работа КОЭ-ИКД сопровождается съемками ОЭА «Аврора» с ОЭП-АПХ в панхроматическом диапазоне. Наличие двух источников информации позволяет точнее привязывать и идентифицировать наблюдаемые объекты.

В качестве объектов выбираются различные участки местности, которые могут представлять интерес с точки зрения наблюдения в тепловом ИК-диапазоне. Одним из интересных объектов являются районы вулканической активности. Так на рисунке 5.2.27 представлены данные, полученные при проведении съемок МКА «АИСТ-2Д» над полуостровом Камчатка. Съемка велась днем с использованием КОЭ-ИКД (в тепловом диапазоне) и панхроматического канала ОЭА «Аврора». Данные ИК-аппаратуры представлены как в оттенках серого, так и в псевдоцветах. Тепловые снимки контрастны, содержат много деталей и хорошо компилируются с данными в видимом диапазоне. На рисунке 5.2.28 показаны те же снимки несколько в другом представлении. Ширина полос в ВД- и ИК-диапазонах разная и составляет 39,6 и 47 км соответственно. Это нашло отражение и в представлении данных. На инфракрасных снимках более высокому уровню теплового сигнала соответствуют более светлые тона в серых оттенках и оранжевые, желтые на рисунке 5.2.28. Таким образом, облака отображаются оттенками серого близкими к черному из-за своей низкой температуры.

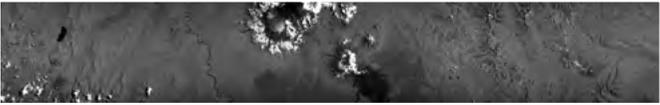
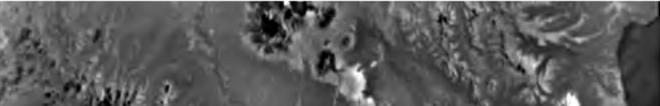
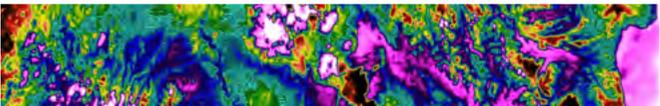
План маршрута съемки	
Панхроматический снимок выделенного участка (0,5-0,8 мкм)	
Снимок выделенного участка ОЭП КОЭ-ИКД (8-14 мкм)	
Синтезированное цветное изображение снимка КОЭ-ИКД	

Рис. 5.2.27. Результаты съемки полуострова Камчатка ОЭА «Аврора» с КОЭЦА и камерой КОЭ-ИКД

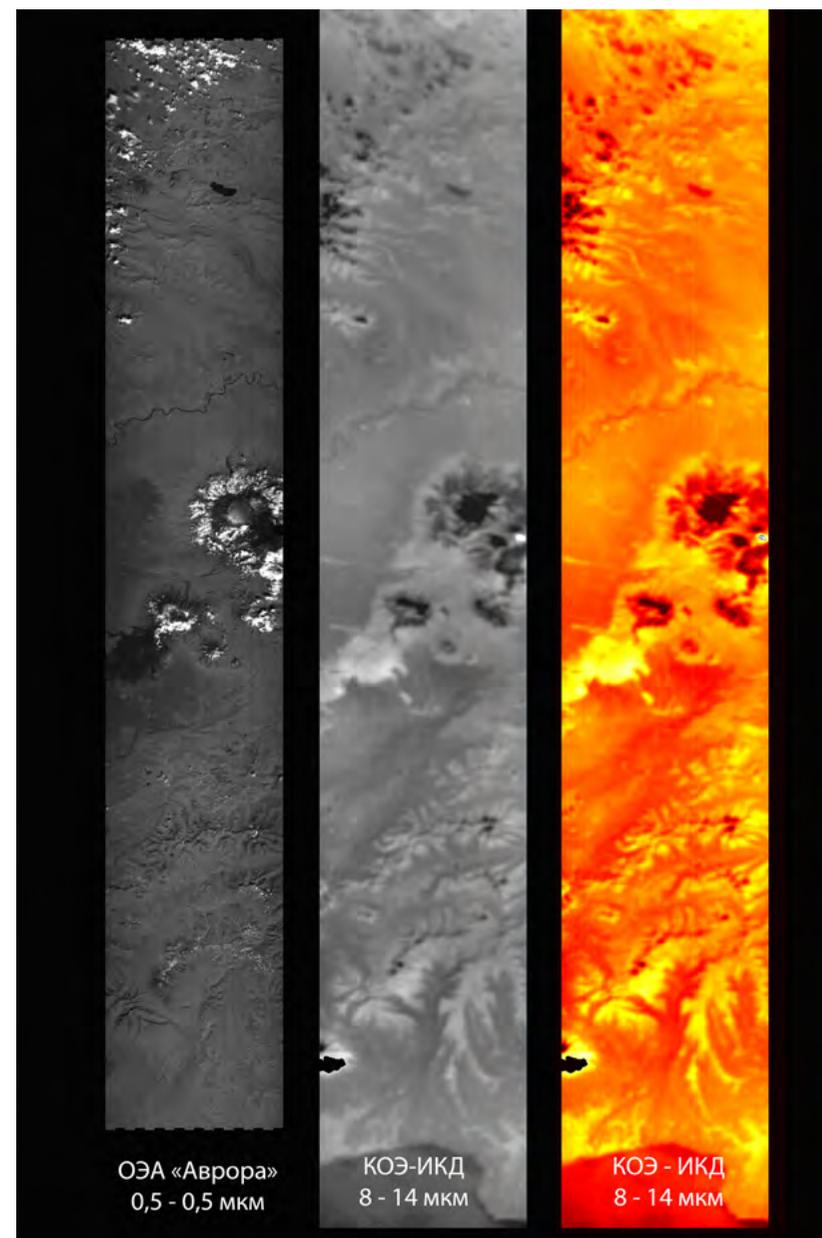


Рисунок 5.2.28. Полуостров Камчатка. Снимки в ВД- и ИК-диапазонах ОЭА «Аврора» и КОЭ-ИКД

Хорошо на тепловых снимках отобразились горные массивы, вырубки лесов, реки и озера, а также объекты вулканической активности, на которых нужно остановиться более внимательно. Для этого сначала рассмотрим подробнее данные, полученные в ВД-диапазоне.

На рисунке 5.2.29 показан фрагмент съемки оптико-электронной аппаратурой «Аврора» и КОЭЦА района вулканов Ключевская Сопка и Плоский Толбачик. Вверху протекает река Камчатка. Вершины вулканов окружены кольцевой облачностью и местами покрыты льдом и снегом. Слева внизу вулкан Плоский Толбачик и темное лавовое поле после большого трещинного извержения. Крупнее это место показано на рисунке 5.2.30. В районе трещинного извержения до сих пор продолжается вулканическая активность. Соответственно на тепловом инфракрасном снимке этот район выделяется высоким уровнем сигнала, что свидетельствует о повышенных температурах.

На правом краю фрагментов снимков на рисунках 5.2.29 и 5.2.31 представлен стратовулкан Ключевская Сопка. Жерло кратера этого вулкана попало на самый край изображения. На инфракрасном снимке, полученном камерой КОЭ-ИКД (рис. 5.2.28), жерло кратера Ключевская сопка светится ярким пятном – там идут активные процессы. Через три дня после получения этого снимка на Ключевской Сопке произошел выброс пепла на высоту 7,5 км.

На фотографии (рисунок 5.2.32) можно видеть участок реки Камчатка и село Майское на его берегу. Обширные вырубки леса в районе этого села четко выделяются на инфракрасных снимках более светлыми тонами.

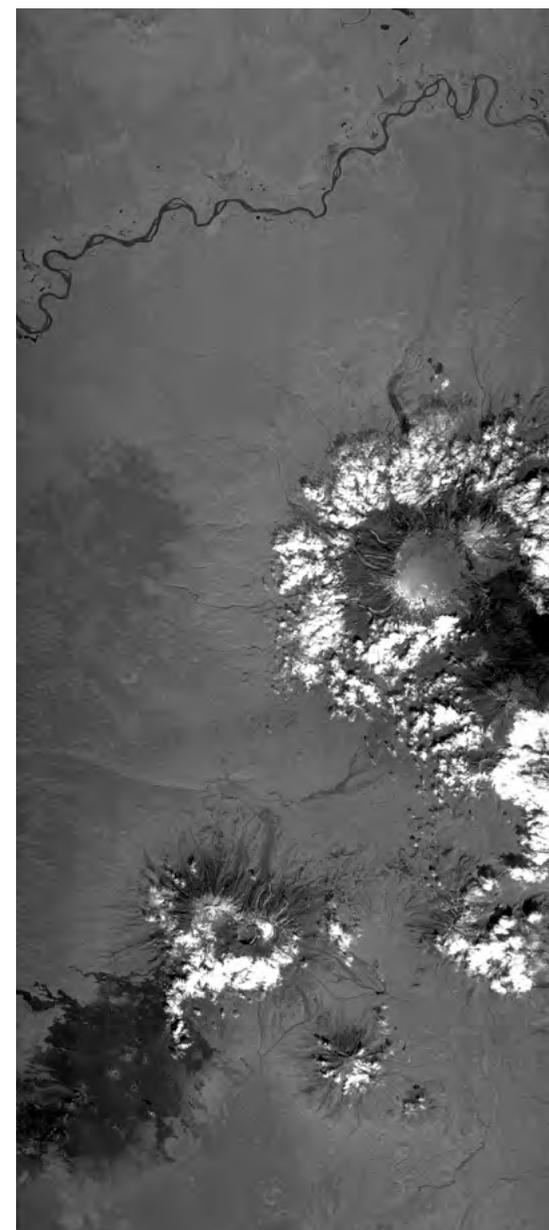
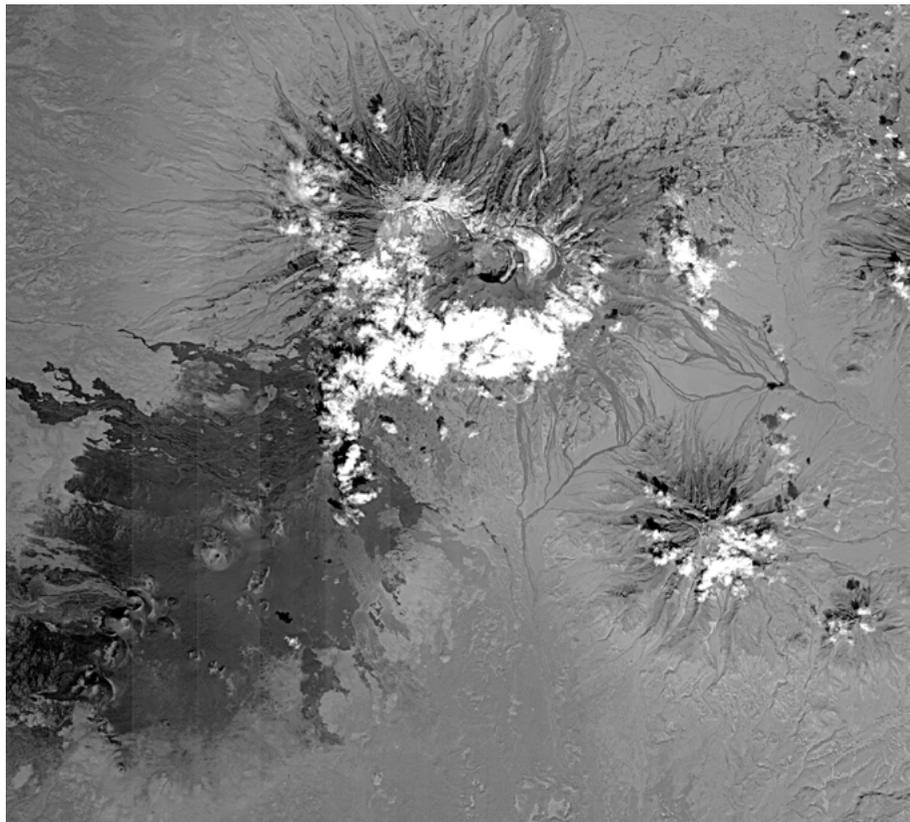
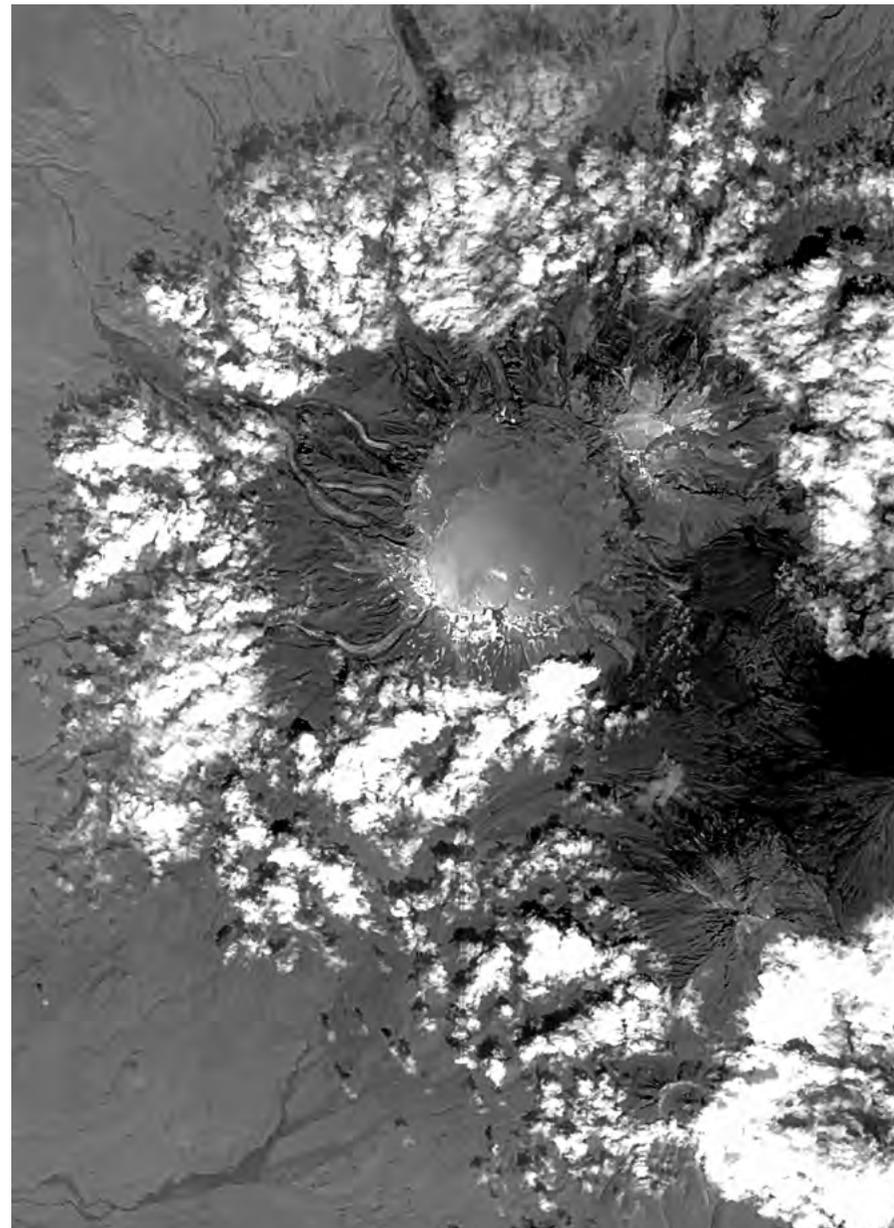


Рисунок 5.2.29. Съемка МКА «АИСТ-2Д», ОЭА «Аврора». Вулканы Плоский Толбачик и Ключевская Сопка



*Рисунок 5.2.30. Съемка МКА «АИСТ-2Д», ОЭА «Аврора».
Вулкан Плоский Толбачик и трещинное извержение слева внизу*



*Рисунок 5.2.31. Съемка МКА «АИСТ-2Д», ОЭА «Аврора».
Вулкан Ключевская Сопка (справа)*



Рисунок 5.2.32. Съемка МКА «АИСТ-2Д», ОЭА «Аврора». Село Майское на реке Камчатка

В ходе работ с камерой КОЭ-ИКД была проведена съемка еще одного интересного района вулканической активности. Это вулкан Килауэа на Гавайских островах, который извергался на момент съемки (июль-август 2016 г). На фрагменте снимка (рисунок 5.2.33), полученном на этом маршруте, видно место, где изливающаяся лава стекает в океан. В этих местах можно даже видеть, как поднимается от воды пар, превращаясь в облака. На рисунке 5.2.34 можно наблюдать, как этот процесс выглядит в спектральном диапазоне 8-14 мкм.

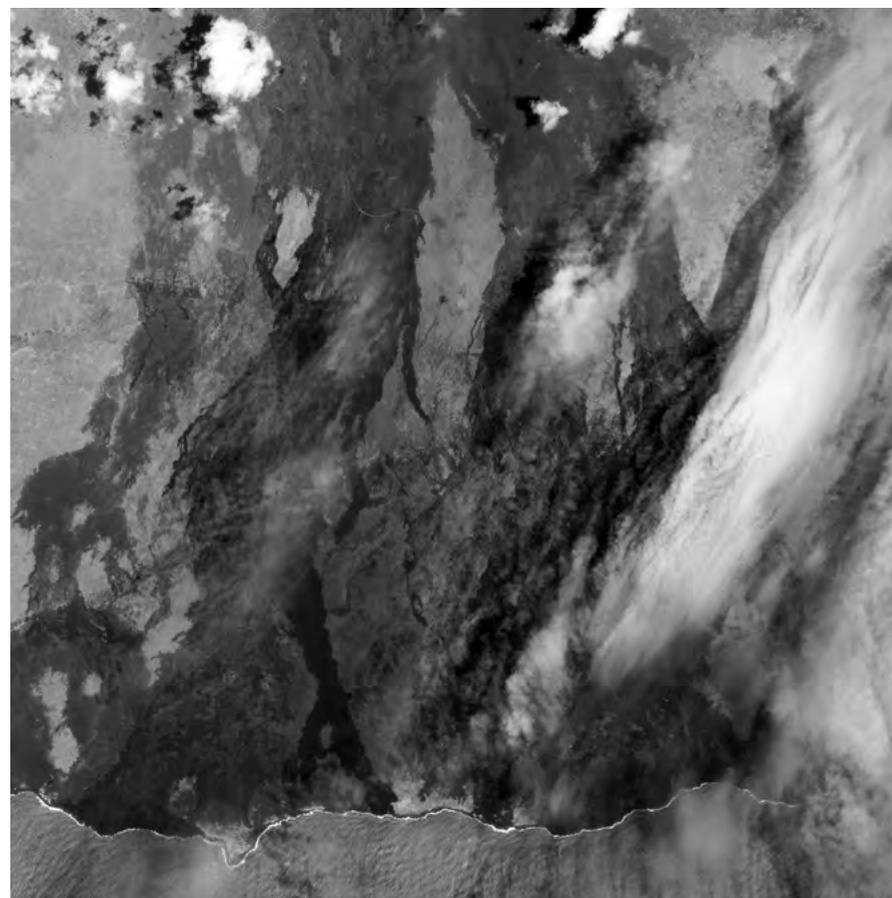


Рисунок 5.2.33. Гавайи (США). Извержение вулкана Килауэа. Лава стекает в океан. Съемка МКА «АИСТ-2Д». Аппаратура «Аврора»

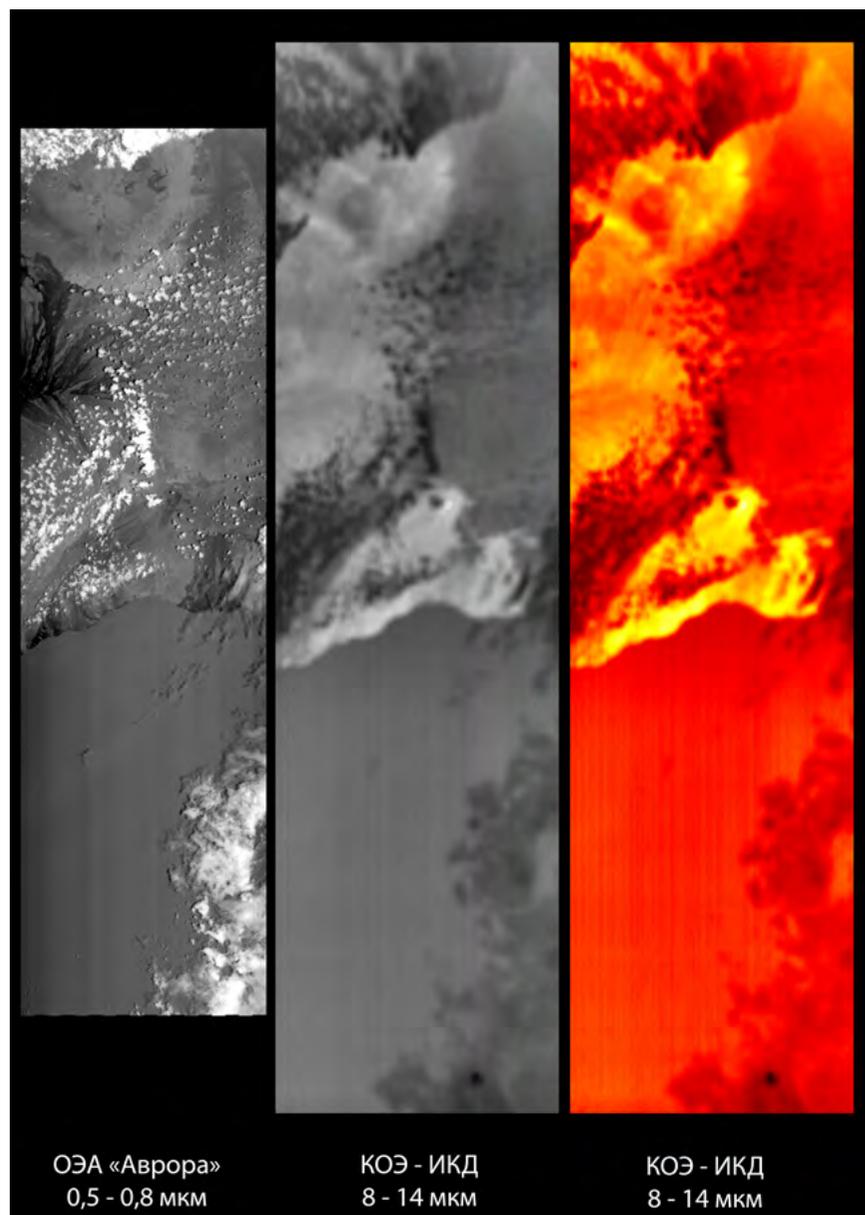


Рисунок 5.2.34. Гавайи (США). Извержение вулкана Килауэа. Лава стекает в океан. Съемка МКА «АИСТ-2Д». Аппаратура «Аврора» и КОЭ-ИКД

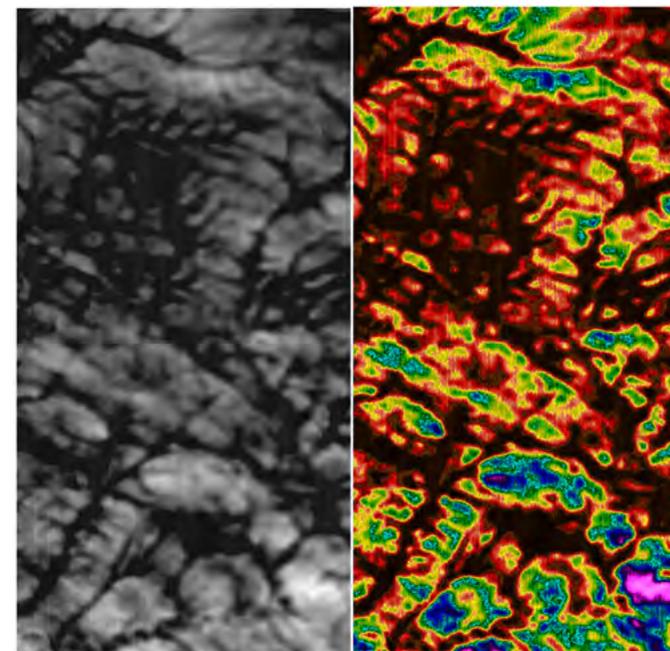


Рисунок 5.2.35. Амурская область.
Ночной снимок камерой КОЭ-ИКД, МКА «АИСТ-2Д»

Идет обработка ночных снимков (рисунок 5.2.35). Рассматриваются различные способы обработки и идентификации ИКД-изображений. Идет анализ с целью определения антропогенных воздействий на природную среду. Планово повышается уровень обработки. В результате применения цифрового накопления удалось в несколько раз поднять отношение сигнал – шум. Работы с камерой КОЭ-ИКД продолжаются

Ряд материалов по работе целевой оптико-электронной аппаратуры представлен в публикациях [23, 24, 25, 26].

Бортовую аппаратуру бистатического радиолокатора с синтезированной апертурой (БиРЛК), работающего в Р-диапазоне частот, до конца 2016 г. не удалось включить в режим штатной работы. Предположительно отсутствует сигнал на выходе усилителя мощности. Анализ причин отказа и поиск вариантов включения БРПУ продолжаются.

Вместе с тем исследования по отработке ключевых технологий многопозиционных радиолокаторов с синтезированной апертурой осуществлялись на КА «АИСТ-2Д» с использованием радиопередатчика БСКУ, работающего в том же диапазоне частот, что и передатчик БиРЛК. РПУ БСКУ, в отличие от БРПУ БиРЛК, имеет значительно меньшую полосу частот 10-30 кГц и непрерывный характер излучения со средней мощностью от 2 до 8 Вт в режимах передачи информации.

В этих условиях, тем не менее, оказалось возможным построение радиоизображения местности с помощью наземной аппаратуры (НА) БиРЛК в радиусе до 500 – 1000 м вокруг пункта приема.

Данный эксперимент оказался успешным. На рисунке 5.2.36 показан пример построения радиолокационного изображения местности БиРЛК путем паразитирования на радиопередатчике БСКУ.

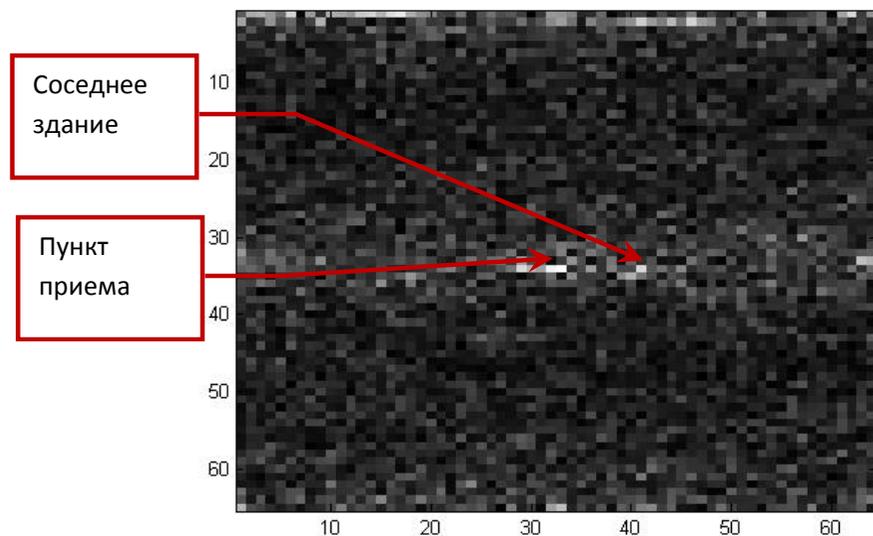


Рисунок 5.2.36. Радиолокационное изображение местности 1024x1024 м с шагом 16x16 м, полученное путем извлечения изображения прямого сигнала из отраженного методом двумерной деконволюции

Данная технология позволяет продолжить исследования МПРЛК и ионосферы с использованием РПУ БСКУ малых КА «АИСТ-1» и наземной аппаратуры БиРЛК; принято решение о проведении наземного эксперимента МПРЛК.

Наземный эксперимент по отработке бистатического радиолокационного комплекса МКА «АИСТ-2Д» Р-диапазона частот

Цель наземного эксперимента – проверка работоспособности БиРЛК МКА «АИСТ-2Д», отработка программного обеспечения и иллюстрация информационных возможностей системы.

Для проведения эксперимента использовался штатный комплект БА БиРЛК № 2, КПА БА БиРЛК, штатный комплект НА БиРЛК с модифицированным для наземного эксперимента ПО и дополнительно изготовленными для эксперимента мобильными антенными устройствами (АУ) прямого и отраженного каналов, системой автономного электропитания, мачтой для установки АУ отраженного канала.



Рисунок 5.2.37. Приемная позиция, развернутая в полевых условиях

Для имитации работы БиРЛК необходимо, чтобы передающая позиция перемещалась в пространстве. В данном случае для организации процесса перемещения использовался автомобиль, движущийся по мосту (высота моста примерно 20 м). На рисунке 5.2.37 показана приемная позиция, на рисунке 5.2.38 – передающая позиция и на рисунке 5.2.39 – антенна отраженного канала, находящаяся на высоте 6 м.



Рисунок 5.2.38. Передающая позиция,двигающаяся в процессе излучения по автомобильному мосту через реку Сок



Рисунок 5.2.39. Антенна отраженного канала на приемной позиции



Рисунок 5.2.40. География эксперимента

На рисунке 5.2.40 показано радиолокационное изображение местности (4x8 км), полученное в процессе эксперимента и совмещенное с оптическим изображением из сервиса Google maps.

На рисунках 5.2.41, 5.2.42 показаны РЛИ местности, полученные в процессе наземного эксперимента в режиме излучения ЛЧМ импульсов, шаг пикселей 5x5 м, время синтеза апертуры 30 с.

На рисунке 5.2.41 использовалась полоса частот 30 МГц, что соответствует пространственному разрешению 5 м, на рисунке 5.2.42 используемая полоса частот – 5 МГц, что соответствует пространственному разрешению 30 м по наклонной дальности и 5 м по азимуту.

На рисунках 5.2.43, 5.2.44, 5.2.45 показаны фрагменты радиолокационного изображения и соответствующие им фрагменты оптических изображений из сервиса Google maps. В процессе эксперимента местность наблюдалась под сверхмалыми углами места (не более 5°), поэтому на радиолокационных изображениях видны

в основном высокие объекты (мачты, столбы, высокие здания, высокие деревья и т.п.).

По результатам проведенного эксперимента можно сделать вывод о том, что комплекс бортовой и наземной аппаратуры программно-алгоритмического обеспечения БиРЛК МКА «АИСТ-2Д» обеспечивает получение радиолокационных изображений в соответствии с ожидаемыми характеристиками в части пространственного разрешения.



Рисунок 5.2.41. Радиолокационное изображение (РЛИ) местности, полоса частот 30 МГц, режим излучения ЛЧМ импульсов, шаг пикселей 5x5 м, маршрут № 4, время синтеза 30 с

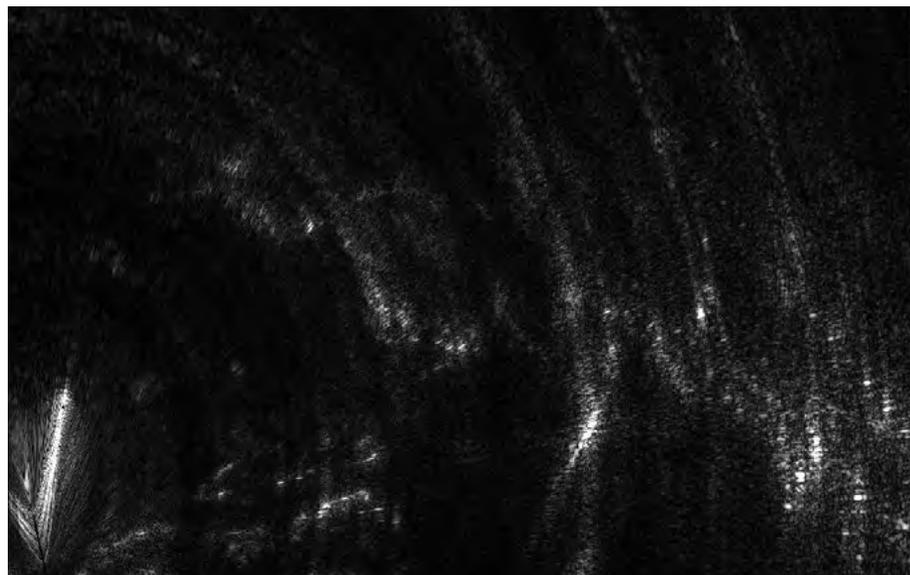


Рисунок 5.2.42. Радиолокационное изображение (РЛИ) местности, полоса частот 5 МГц, режим излучения ЛЧМ импульсов, шаг пикселей 5x5 м, маршрут № 2, время синтеза 30 с

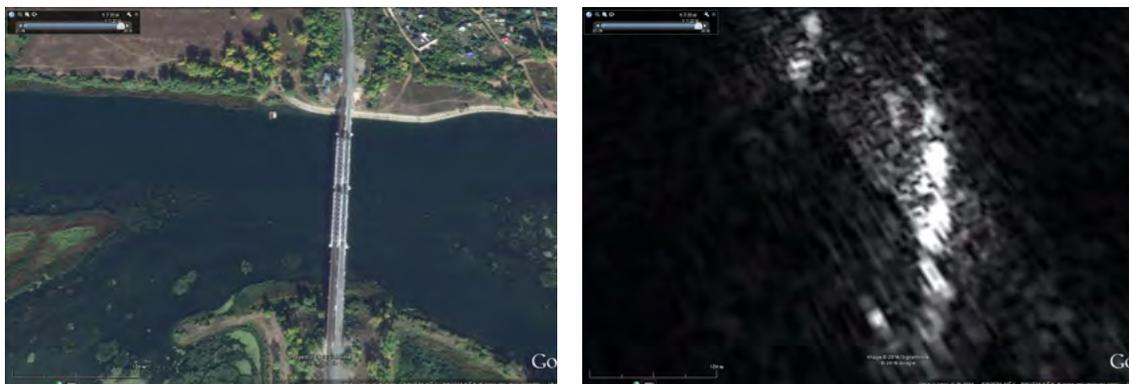


Рисунок 5.2.43. РЛИ железнодорожного моста (справа), оптическое (слева), полоса частот 30 МГц, режим излучения ЛЧМ импульсов, шаг пикселей 5x5 м



Рисунок 5.2.44. РЛИ лесной посадки (справа), оптическое (слева), полоса частот 30 МГц, режим излучения ЛЧМ импульсов, шаг пикселей 5x5 м

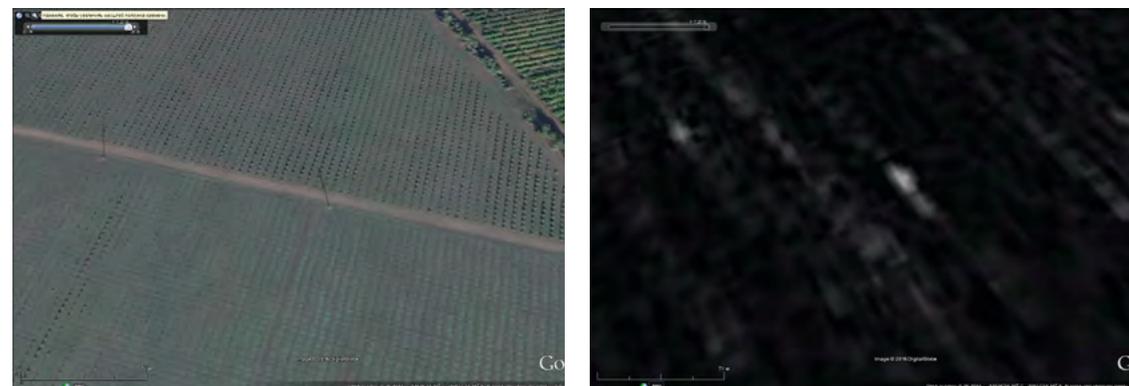


Рисунок 5.2.45. РЛИ ЛЭП (справа), оптическое (слева), полоса частот 30 МГц, режим излучения ЛЧМ импульсов, шаг пикселей 5x5 м

Исследование возможностей проведения бистатической радиолокации земной поверхности и подповерхностных структур в Р-диапазоне продолжается.

5.3. Работа научной аппаратуры

Масс-спектрометрический датчик «ДМС-01»

Изучение влияния факторов космической среды на качество научных и технологических экспериментов масс-спектрометрическим датчиком «ДМС-01» начато проверочным включением аппаратуры. Программы первых включений отображены в таблице 5.3.

Таблица 5.3. Порядок включений датчика «ДМС-01»

Дата включения	Время работы	Проводимые работы
10.06.2016	93 мин.	Общая проверка аппаратуры без загрузки массива исходных данных
15.06.2016 16.06.2016	2 x 85 мин.	Проверка загрузки массива исходных данных
19.06.2016 20.06.2016	2 x 85 мин.	Проверка работоспособности модуля управления от основного источника питания
24.06.2016 25.06.2016	2 x 85 мин.	Проверка работоспособности модуля управления от резервного источника питания
29.06.2016 30.06.2016	2 x 85 мин.	Настройка измерительных модулей НА «ДМС-01»

По результатам работы температура НА «ДМС-01» составляет от 1 до 10,5 °С, напряжение питания и потребляемый ток в норме, загрузка массива исходных данных выполняется без ошибок. Во время настройки измерительных модулей обнаружилась проблема с управлением ими от основного модуля управления. По логике работы переключение на резервный модуль управления возможно при получении ошибки установления связи с БСКУ, однако данная ошибка не возникает и «ДМС-01» продолжает работать на основном модуле. В настоящее время ведутся работы по переключению НА «ДМС-01» на резервный канал управления путем изменения параметров в массиве исходных данных.

Первые измерения НА «ДМС-01» выполнялись при проведении вакуумных испытаний. Для проведения вакуумных испытаний НА «ДМС-01» была помещена в вакуумную камеру и получено давление 6×10^{-5} мм.рт.ст. Давление контролировалось штатным вакууметром вакуумной камеры. Результаты испытаний НА «ДМС-01» представлены на рисунке 5.3.1.

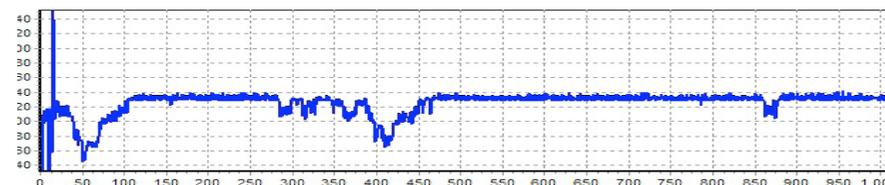


Рисунок 5.3.1. Спектр остаточного газа при вакуумных испытаниях

В левой части спектра видны сигналы, соответствующие водороду. В районе 300-го отсчета (частота преобразования составляет 30 МГц) можно наблюдать линии атомарного азота и кислорода, за которыми следуют сигналы от более тяжелых соединений.

До успешной реализации работ по настройке измерительных модулей НА «ДМС-01» на резервном модуле управления доступны только служебные пакеты телеметрической информации.

Научная аппаратура «ДЧ-01» была включена 11.06.2016 г. Все составные части НА работоспособны, ведется накопление и предварительный анализ информации с «ДЧ-ОПТИКА», «ДЧ-ЭРИ», «ДЧ-КВАРЦ». За период с 11.06.2016 г. по 03.08.2016 г. приняты и обработаны 10 телеметрических пакетов. По результатам обработки получены начальные параметры, характеризующие коэффициент спектральной прозрачности образцов оптических материалов, массу исследуемых покрытий и состояние образцов электрорадиоизделий (ЭРИ). Анализ ТМИ показал, что аппаратура работает в штатном режиме, диапазон температур внутри корпуса составил -6 +8 градусов Цельсия.

Ожидаемое изменение прозрачности кварцевого стекла К-8 для длины оптической волны 470 нм составляет 1-3% за три года. Изменения прозрачности, зарегистрированные за период с 11.06.2016 г. по 03.08.2016 г., незначительны и не превышают 0-0,1%. При этом индикатриса рассеяния оптических образцов на данный момент со-

ответствует измеренной для исходных (чистых) стекол. С течением времени ожидается изменение спектрального коэффициента пропускания, а также изменение индикатрисы рассеяния, связанное с появлением кратеров микронных размеров, вызванных ударами микрометеороидов и частиц космического мусора.

Анализ ТМИ модуля «ДЧ-ЭРИ», предназначенного для исследования воздействия факторов космического пространства на электрорадиоизделия, показал, что все исследуемые образцы микросхем работоспособны, сбои и искажения информации, записанной во флеш-память, отсутствуют. Тесты на повторную запись-чтение флеш-памяти пройдены успешно. Ожидается дальнейшая штатная работа исследуемых ЭРИ в течение всего срока работы научной аппаратуры.

Анализ ТМИ модуля «ДЧ-КВАРЦ», предназначенного для исследования воздействия факторов космического пространства на полимерные материалы (полиимид), показал уменьшение массы экспонируемых образцов на уровне 3-5 мкг.

С течением времени ожидается дальнейшее уменьшение массы, следовательно, и толщины полимерных покрытий, вызванное воздействием атомарного кислорода и ультрафиолета.

Научная аппаратура «МЕТЕОР-М» была включена 8.06.2016 г. Формирование телеметрии происходит каждые 12-15 минут. Передача данных о работоспособности аппаратуры на наземный пункт связи происходит ежедневно. В результате анализа ТМИ НА «МЕТЕОР-М» определено, что аппаратура работает в штатном режиме. Температура в аппаратуре колеблется от +4 до +7 градусов Цельсия, пакеты ТМИ формируются без ошибок. Прогнозная вероятность взаимодействия метеорных тел и космического мусора с чувствительной поверхностью датчика, полученная согласно модели MASTER, для данной орбиты составляет порядка 2-3 частиц в год.

Научная аппаратура «КМУ-1» была включена 9.06.2016 г. в 9 ч. 40 мин. ДМВ и функционирует на борту МКА постоянно. Штатно функционирует основной комплект НА в информационном режиме работы: сбор данных от датчиков НА, формирование программно-телеметрической информации (ПрТМИ) и передача ее по каналу ВРЛЦИ в центр пользователя НА. До 01.09.2016 г.

активные режимы работы не включались в соответствии с программой ЛКИ. За данный период обработана ПрТМИ на интервалах полета МКА: с 645 по 692 виток, с 754 по 831 виток, с 897 по 928 виток, с 968 по 973 виток.

Средствами АРМ «КМУ-1» обработаны и получены данные о состоянии параметров магнитного поля и изменения величины микроускорений на борту МКА, которые рассчитываются по данным измерений угловой скорости вращения спутника, параметров орбитального движения и угловой ориентации, восстановленной по измерениям состояния магнитного поля магнитометрами НА. Пример изменения величины модуля квазистатических микроускорений приведен на рисунке 5.3.2, а компонентов вектора магнитной индукции – на рисунке 5.3.3.



Рисунок 5.3.2. Величины модуля квазистатических микроускорений

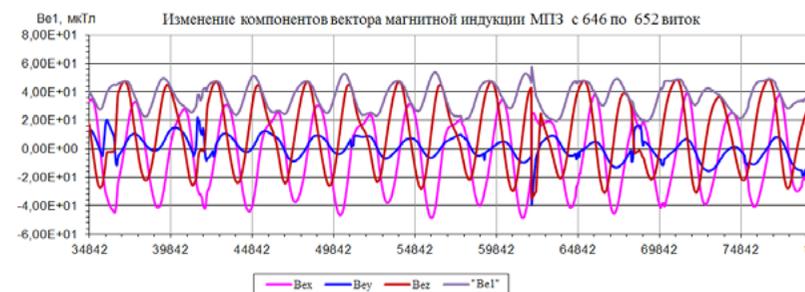


Рисунок 5.3.3. Изменения геомагнитного поля на борту МКА по данным магнитометров НА «КМУ-1»

На рисунке 5.3.2 видны пиковые возмущения, величиной до $1,7 \cdot 10^{-4}$ м/с², обусловленные работой комплексом управляющих двигателей-маховиков СУД. Математическое ожидание величины квазистатических микроускорений на борту МКА не превышает значения $2,3 \cdot 10^{-6}$ м/с².

Компенсатор микроускорений «КМУ-1» протестирован, замечаний нет. Магнитометры работают в режиме измерений параметров магнитного поля Земли. Частота измерений 1 раз в 3 часа.

Научная аппаратура «КЭА» была включена 16.06.2016 г. в 00 час. 00 мин. ДМВ и функционирует на борту МКА постоянно. На данный период функционирует основной комплект НА. По окончании проверочных включений принята штатная циклограмма работы научной аппаратуры, предполагающая проведение в сутки 3-4 циклов измерений параметров экспериментальной литиевой батареи (ЛИАБ), 1-2 цикла разряда-заряда ЛИАБ, 1-2 циклов измерения параметров экспериментальной фотоэлектрической батареи (ЭБФ), одного цикла измерения параметров оптоволоконного датчика перемещения.

За период с 16.06.2016 г. по 04.07.2016 г. обработана часть принятых телеметрических пакетов. По результатам обработки получены начальные параметры, характеризующие состояние ЛИАБ, ФЭПов, оптоволоконных датчиков. Примеры получаемой информации приведены на рисунках.

На рисунках 5.3.4, 5.3.5, 5.3.6. приведены измеряемые параметры в цикле разряда-заряда ЛИАБ. Параметры приведены для двух последовательных циклов заряда-разряда.

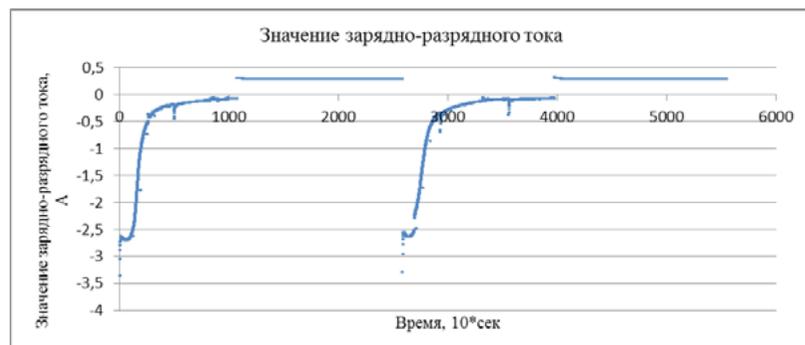


Рисунок 5.3.4. Изменение параметров разрядно-зарядного тока

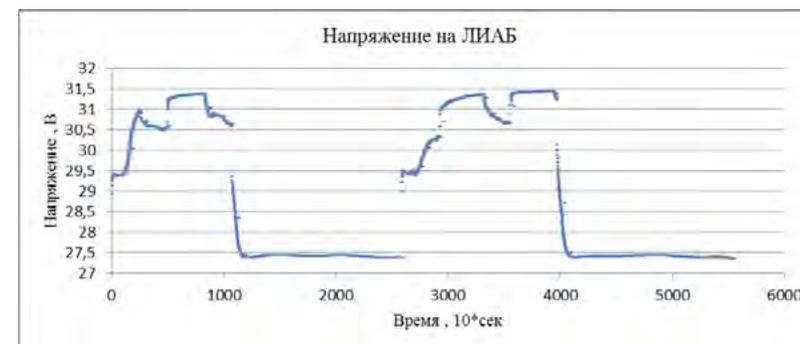


Рисунок 5.3.5. Изменение напряжения на ЛИАБ

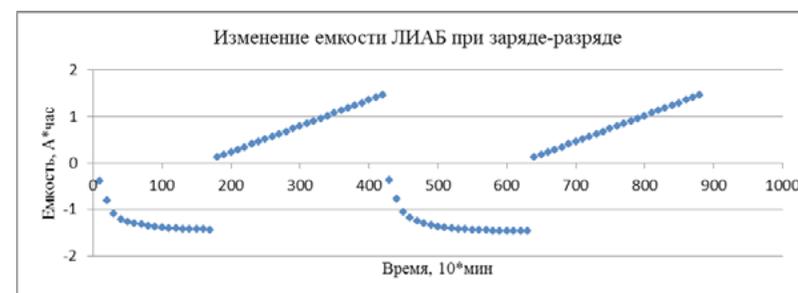


Рисунок 5.3.6. Изменение емкости ЛИАБ

Величина пикового зарядного тока достигает значения 3,5 А в начальный момент времени. Разрядный ток формируется подключаемой нагрузкой и питанием внутренних измерительных модулей КМСС. Разрядный ток составляет величину порядка 0,35 А. Изменение напряжения и зарядного тока связано с изменением бортового напряжения системой энергопитания аппарата при переходах из зоны тени (аккумуляторное питание) в зону Солнца и обратно.

На рисунке 5.3.7 приведены измеряемые параметры ЛИАБ – напряжение на внутренних элементах питания – банках ЛИАБ. Полное напряжение ЛИАБ при этом 30,944 В, величина зарядного тока 0,393 А, температура в блоке ЛИАБ -5,7 и -7,3 °С. Температура в блоке КМСС +6,2 °С. Дата измерения 29.06.2016 г.

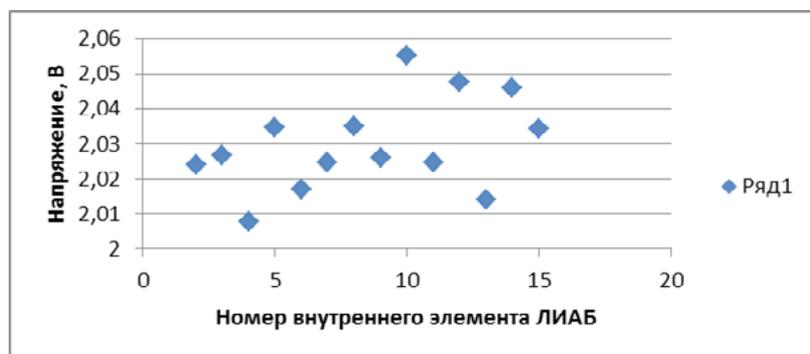


Рисунок 5.3.7. Напряжение на внутренних элементах питания ЛИАБ на цикле заряда

На рисунке 5.3.8 приведен пример измеряемых параметров ФЭПов – вольто-амперных характеристик (ВАХ). Температура фотоэлектрических элементов +27,8, +29,8 и +27,9 °С. Температура на ФЭПах, в зависимости от ориентации на Солнце и времени освещения, меняется от 20 до 60 °С. Температура в блоке КМСС +6,2 °С. Дата измерения 03.07.2016 г., время измерения 06.41.45.

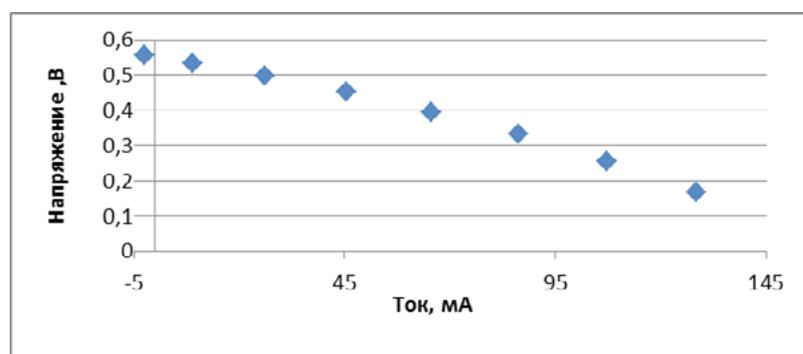


Рисунок 5.3.8. ВАХ ФЭП № 4

Результаты измерений оптоволоконным датчиком приведены на рисунке 5.3.9.

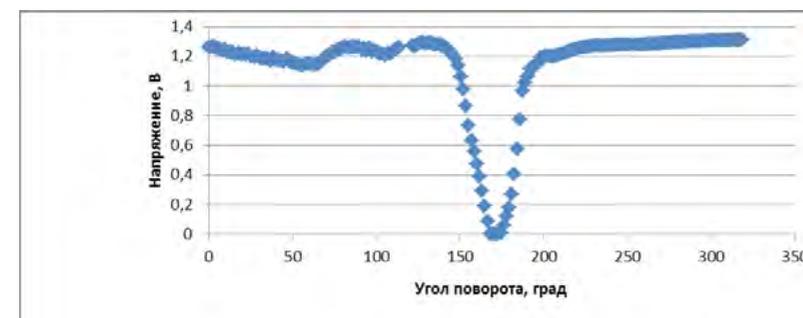


Рисунок 5.3.9. Зависимость напряжения на выходе датчика от угла поворота

Успешная работа на орбите опытно-технологического малого космического аппарата «АИСТ-2Д» продолжается.

5.4. Варианты построения перспективных МКА на базе МКА «АИСТ-2Д»

Космические аппараты, как и практически любой высокотехнологичный продукт, имеют длительный жизненный цикл, одним из этапов которого должно быть дальнейшее развитие проекта. Удачные разработки обладают высоким потенциалом модернизации, и заложенные в них решения могут служить основой для разработки новых образцов, зачастую существенно превосходящих по своим качествам исходный продукт.

Несмотря на то что МКА «АИСТ-2Д» проектировался в условиях достаточно серьезных ограничений, в проект заложена возможность для совершенствования и развития. Платформенный принцип, который определяет конструктивное и схемно-техническое обособление целевой нагрузки, успешно использован при разработке нашего аппарата. Соответственно, набор целевой аппаратуры в новых проектах может быть изменен, дополнен или полностью заменен. Обеспечивающая аппаратура способна сформировать на борту аппарата условия для работы целевой аппаратуры с широким диапазоном требуемых характеристик по температурному режиму, управляющим воздействиям и энергобалансу. Это дает возможность закладывать в новые проекты требования, с одной стороны, максимальной унификации с решениями, аппаратурой и

конструктивной схемой, отработанными на МКА «АИСТ-2Д», а с другой – существенного роста целевых характеристик космического аппарата и космических систем, построенных на его базе.

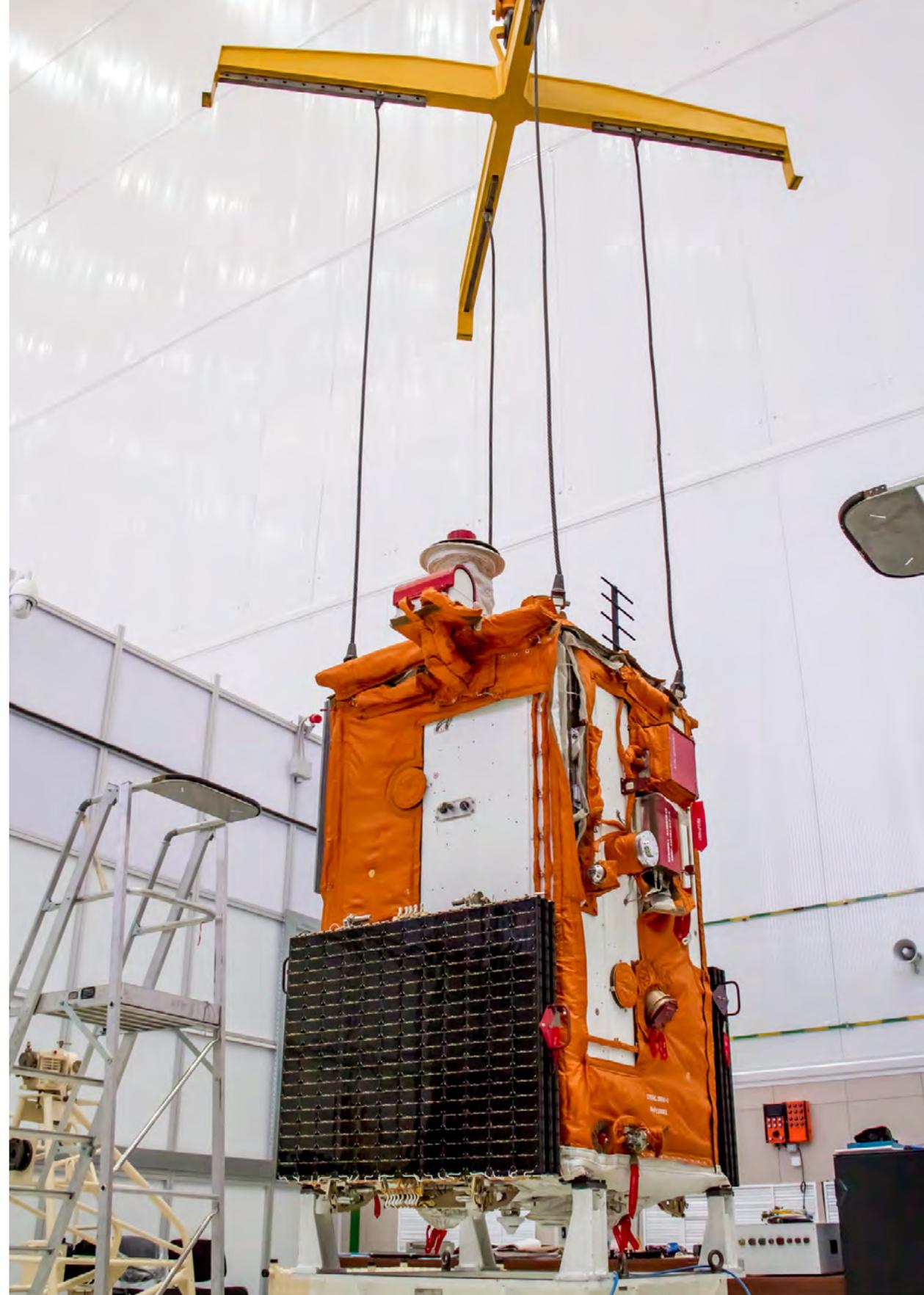
Изменения в будущих проектах коснутся и обеспечивающих систем. С целью повышения возможностей МКА в составе орбитальной группировки, увеличения гибкости при орбитальных перестроениях, повышения возможностей при выведении на рабочую орбиту в состав МКА вводится двигательная установка на базе ЭРДУ.

Изменения коснутся АСУ: предполагается введение СГК, которые обеспечат аппарату повышение характеристик СУД в части скоростей по трем осям. Будут изменения и в ряде других систем.

Необходимо отметить, что все эти перемены нацелены на повышение характеристик МКА, но при этом не ведут к крупным экономическим и временным потерям.

Наиболее интересные изменения ожидают целевую аппаратуру. В ОЭК «Аврора» заложен существенный потенциал для модернизации. Довольно экономичными изменениями возможно увеличение внутренних параметров, которые в итоге приводят к существенному улучшению разрешения получаемых изображений. Кроме того, при объединении двух телескопических модулей в один ОЭК можно получить качественно новый результат – МКА с субметровым разрешением и широкой полосой захвата. Численные оценки данных вариантов зависят от параметров орбиты, степени изменений в ОЭК и ряда других факторов, но можно смело утверждать, что успех проекта МКА «АИСТ-2Д» ведет к новым важным проектам в области малоразмерного, но эффективного аппаратостроения.

Следует отметить, что реализация названных проектов стала возможной в сжатые сроки благодаря созданию АО «РКЦ «Прогресс» совместно с Самарским университетом производственно-испытательного комплекса малых космических аппаратов [27].





ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате плодотворного сотрудничества Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева и акционерного общества «Ракетно-космический центр «Прогресс» с кооперацией в течение трех с половиной лет был разработан, изготовлен, испытан, выведен на орбиту опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Для обеспечения его работы в РКЦ «Прогресс» была создана наземная система управления, приема и обработки информации с филиалом в Самарском университете.

ОТ МКА «АИСТ-2Д» фактически является научно-исследовательской лабораторией, позволяющей в условиях космического пространства отработать широкий ряд новых технологий в области дистанционного зондирования Земли и разработки надежных универсальных малых космических платформ. Аппарат нацелен на решение задач материаловедения, обработки технических решений в области создания микрогравитации на борту, изучения микрометеоритной обстановки на орбите, совершенствования системы управления движением аппарата, отработки новых внутрисистемных интерфейсов, специального программного обеспечения. Аппарат успешно проходит стадию летно-конструкторских испытаний. Формируется программа его дальнейшей работы в обеспечение научно-образовательных и народнохозяйственных задач.

Рассматривается возможность дальнейшего расширения группировки МКА-лабораторий на базе космических платформ малых аппаратов серии «АИСТ», имеющих средства управления аппаратами, приема и обработки поступающей информации.

Самарский университет и РКЦ «Прогресс» намерены и в дальнейшем использовать накопленный опыт и задел создания, эксплуатации малых космических аппаратов в реализации программы обеспечения ракетно-космической промышленности кадрами высшей квалификации, подготовленными путем активного участия в создании реальной космической техники.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Летно-конструкторские испытания и опытная эксплуатация малых космических аппаратов «АИСТ» / Кирилин А.Н., Ткаченко С.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Папков А.П., Абрашкин В.И., Ткаченко И.С., Железнов Ю.Е., Галаева Е. Ю. // Вестник СГАУ. – 2015. – Т. 14. – № 4. – С. 58 – 69.
2. Научные и технологические эксперименты университетской космической группировки малых космических аппаратов семейства «АИСТ» / Кирилин А.Н., Шахматов Е.В., Соيفер В.А. Ахметов Р.Н., Ткаченко С.И., Прокофьев А.Б., Салмин В.В., Стратилатов Н.Р., Семкин Н.Д., Абрашкин В.И., Ткаченко И.С., Сафронов С.Л., Железнов Ю.Е. // Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках: Тезисы докладов третьей международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках». Самара, 9 – 11 сентября 2014 г. – Самара: изд-во СНЦ РАН, 2014. – С. 149 – 154.
3. Проектный облик и основные характеристики малого космического аппарата СГАУ – ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / Ткаченко С.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Куренков В.И., Абрашкин В.И., Прохоров А.Г., Ткаченко И.С., Петрухина К. В. // Вестник СГАУ. – 2010. – № 2. – С. 154 – 165.
4. КОЭЦА – комплекс оптико-электронной целевой аппаратуры для МКА «АИСТ-2Д» / Бакланов А.И., Ключников М.В., Гринько А.П., Малахов И.А. [и др.] // IV Всероссийская научно-техническая конференция, «Актуальные проблемы ракетно-космической техники («IV Козловские чтения»). Самара. 14-18 сентября 2015 г. – Материалы конференции. – С. 39 – 48.
5. Комплекс аппаратуры наблюдения для МКА «АИСТ-2Д» / Бакланов А.И., Герасименко В.В., Ключников М.В., Гринько А.П., [и др.] // «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли», Материалы XII Научно-технической конференции. – Москва, 2015. – С. 77 – 87.
6. Комплекс аппаратуры наблюдения высокого пространственного наблюдения для малого космического аппарата / Бакланов А.И., Герасименко В.В., Ключников М.В., Гринько А.П., [и др.] //

- Научно-технический журнал Контенант. – 2015. – Т. 14. – № 4. – С. 8 – 14.
7. Akhmetov R., Goriachkin O., Ivachenko E. et al. Multi-Positional VHF-Band SAR System for Earth Observation on the Basis of Microsatellites / URSI-F Training Workshops 7th March 2011 in Garmisch-Partenkirchen, Alpine-Bavaria, Germany. – 2011. – P. 78 – 80.
8. Borisenkov A. V., Goriachkin O. V., Dmitrenok V. I. et al. Bistatic P-band SAR for spacecraft AIST-2 // Procedia Engineering. – 2015. – Vol. 104. – P. 1–162.
9. Горячкин О. В. Пути развития радиолокационных космических систем дистанционного зондирования Земли /О.В. Горячкин // Вестник СГАУ. – 2010. – № 2. – С. 92 – 104.
10. Метод расчета потенциалов ползающих элементов нелинейного ионного зеркала / Семкин Н.Д., Родин Д.В., Пияков И.В. // Научное приборостроение. – 2013. – Т. 23. – № 3. – С. 69 – 75.
11. Аналитический метод расчета распределения электростатического поля отражателя времяпролетного масс-спектрометра / Семкин Н.Д., Пияков И.В., Родин Д.В., Помельников Р.А. // Журнал технической физики. – 2012. – Т. 82. – Вып. 10. – С. 79 – 84.
12. Моделирование масс-спектрометров с применением линейного и нелинейного зеркал / Семкин Н.Д., Пияков И.В., Родин Д.В. // Вестник СГАУ. – 2013. – № 1 (39). – С. 230 – 238.
13. Семкин Н.Д., Калаев М.П. Деградация оптического стекла в условиях воздействия микрометеоритов и частиц космического мусора / Н.Д. Семкин, М.П. Калаев // Приборы и техника эксперимента. – 2011. – № 1. – С. 136 – 140.
14. Определение параметров кратеров на поверхности стекла методом малоугловой индикатрисы / Семкин Н.Д., Калаев М.П., Воронов К.Е. // Приборы и техника эксперимента. – 2011. – № 3. – С. 21 – 26.
15. Семкин Н.Д., Воронов К.Е., Пияков А.В., Телегин А.М., Калаев М.П. Устройство измерения оптических характеристик

ударножатых прозрачных материалов элементов конструкции космического аппарата: патент РФ № 2485548; получен 03.07.2013 г.

16. Калаев М.П., Рязанов Д.М. Научная аппаратура для исследования воздействия факторов космического пространства на материалы и элементы космического аппарата / М.П. Калаев, Д.М. Рязанов // Управление движением и навигация летательных аппаратов. Сборник трудов XVII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Научный редактор Балакин В.Л. – 2015. – С. 73 – 77.

17. Устройства для контроля радиационной обстановки на космическом аппарате / Семкин Н.Д., Плохотниченко П.Г., Ильин А.Б. Калаев М.П., Рязанов Д.М., Помельников Р.А. // Вестник СГАУ. – 2015. – Т. 14. – № 1. – С. 58 – 72.

18. Семкин Н.Д., Телегин А.М. Детектор микрометеороидов и частиц космического мусора для малого космического аппарат «АИСТ-2» / Н.Д. Семкин, А.М. Телегин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2013 – № 4 (42). – С. 261 – 263.

19. Проводимость и ионообразование в ударножатых пленочных структурах в условиях воздействия высокоскоростных пылевых частиц / Семкин Н.Д., Телегин А.М., Помельников Р.А. // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. – 2009. – Т. 12. – № 4. – С. 92 – 95.

20. Uncontrolled attitude motion of the small satellite Aist / Abrashkin V.I., Puzin Y.Y., Filippov A.S., Voronov K.E., Piyakov A.V., Semkin N.D., Sazonov V.V., Chebukov S.Y. // Cosmic Research. 2015. Т. 53. № 5. P. 360 – 373.

21. A system for compensating microaccelerations of the Aist small spacecraft / Semkin N.D., Voronov K.E., Piyakov A.V., Rodin D.V., Kalaev M.P. // Instruments and Experimental Techniques. 2015. Т. 58. № 4. P. 562 – 568.

22. Кирилин А.Н. Самарские ступени «семерки» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, С.В. Тюлевин, С.И. Ткаченко [и др.]; под ред. А.Н. Кирилина. – Самара: Издательский дом «Агни», 2011. – 256 с.: илл.

23. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Первые результаты и перспективы / Ахметов Р.Н.,

Стратилатов Н.Р., Абрашкин В.И., Халилов Р.Р., Ткаченко С.И., Космодемьянский Е.В., Борисов М.В., Ткаченко И.С., Вагнер О.И., Нураева С.П., Власенко О.В. // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли, материалы XIII Научно-технической конференции. – Москва, 2016. – С. 23 – 26.

24. Стратилатов Н.Р., Никитин А.В. Создание малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / Н.Р. Стратилатов, А.В. Никитин // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли, материалы XIII Научно-технической конференции. – Москва, 2016. – С. 39 – 42.

25. Оптико-электронная аппаратура «Аврора» для МКА «АИСТ-2Д» / Герасименко В.В., Андриевский К.М., Белая С.В., Гапонов А.Д., Головяшкин С.В., Новиков В.Ф., Скляр С.Н., Трифонов С.И. // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли, материалы XIII Научно-технической конференции. – Москва, 2016. – С. 77 – 87.

26. Технические особенности и первые результаты летных испытаний комплекса оптико-электронной целевой аппаратуры (КОЭЦА) МКА «АИСТ-2Д» / Бакланов А.И., Алаторцев В.Л., Афонин А.Н., Бунтов Г.В. [и др.] // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли, материалы XIII Научно-технической конференции. – Москва, 2016. – С. 88 – 116.

27. Высокотехнологичное производство маломассогабаритных космических аппаратов. Результаты и перспективы / Космодемьянский Е.В., Тюлевин С.В., Сочивко А.А., Ткаченко С.И., Борисов М.В., Нестерова М.В., Ткаченко И.С., Вагнер О.И., Нураева С.П. // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли, материалы XIII Научно-технической конференции. – Москва, 2016. – С. 33 – 46.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АБ – аккумуляторная батарея
 АМ НТА – автономный модуль научно-технологической аппаратуры
 АРМ НА – автоматизированное рабочее место научной аппаратуры
 АСУ – автоматизированная система управления
 АУ КНВ – антенное устройство контроллера навигации и времени
 АФУ – антенно-фидерное устройство
 АЧХ – амплитудно-частотная характеристика
 БА – бортовая аппаратура
 БА РЛЦИ – бортовая аппаратура радиолинии передачи целевой информации
 БАКУР – блок автоматики, контроля, управления и регулирования
 БВ – блок выведения
 БДПТ – бесконтактный двигатель постоянного тока
 БЗУ – бортовое запоминающее устройство
 БиРЛК – бистатический радиолокационный комплекс
 БКС – бортовая кабельная сеть
 БМ – базовый модуль
 БОД – блок обработки данных
 БПО – базовое программное обеспечение
 БРКМ – блок радиоканалов метрового диапазона
 БРПУ – бортовое радиопередающее устройство
 БСКУ – бортовая система контроля и управления
 БУФ – блок управления фокусировкой
 БФ – батарея фотоэлектрическая
 БЦКР – блок центральных контроллеров резервированный

БШВ – бортовая шкала времени
 БЭМ – блок электронный магнитометра
 ВИП – вторичные источники электропитания
 ГО – головной обтекатель
 ГОСК – гармоническая орбитальная система координат
 ГСА – гиперспектральная аппаратура
 ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли
 ДМ – двигатель-маховик
 ДСКЗ – детектор среднеквадратичного значения
 ЗДИ – зачетные динамические испытания
 ЗСТИ – зачетные статические испытания
 ИД – исполнительный двигатель
 ИКП – Институт космического приборостроения Самарского университета
 ИМС – интегральная микросхема
 ИП – источник питания
 КА – космический аппарат
 КГЧ – космическая головная часть
 КИА – контрольно-испытательная аппаратура
 КМСС – комбинированная мультисенсорная система
 КНВ – контроллер навигации и времени
 КОИ – комплекс обработки информации ДЗЗ
 КОЭИКД – инфракрасная оптико-электронная камера
 КОЭЦА – комплекс оптико-электронной целевой аппаратуры
 КПА – контрольно-проверочная аппаратура
 КПИ – командно-программная информация
 КРП – контроллер раздачи питания
 КРСПИ – комплекс радиотехнических средств приема информации ДЗЗ
 КРСУ – комплекс радиотехнических средств управления
 КРТС – комплекс радиотехнических средств

КСВ – коэффициент стоячих волн по напряжению
 КТИ – контроллер телеметрических измерений
 КТР – контроллер температурного регулирования
 КТТ – контурные тепловые трубы
 КУДМ – комплекс управляющих двигателей-маховиков
 КУСП – массив коэффициентов усиления преобразователей ОЭП
 КХИВ – комплекс хранения и информационного взаимодействия
 КЦП – комплекс целевого планирования
 ЛИАБ – литий-ионная аккумуляторная батарея
 ЛЧМ – линейно-частотная модуляция
 МА – магнитометр аналоговый
 мБОКЗ – мини-блок определения координат звезд
 МВЗУ – модуль внешнего запоминающего устройства
 МИРД – массив исходных данных на режим
 МИЭТ – Московский институт электронной техники
 МКА – маломассогабаритный космический аппарат
 МВКУ – модуль выдачи команд управления
 МКО – многофункциональный канал обмена
 МКП – массив корректирующей программы
 МКЭ – метод конечных элементов
 МПАЦТС – модуль приема аналоговых и цифровых телеметрических сигналов
 МПК – многофункциональный программируемый контроллер
 МПРЛК – многопозиционный радиолокационный комплекс
 МПСП – модуль приема сигналов прерывания
 МРСФ – модуль расширения и специальных функций
 МУМА – модуль управления магнитометром аналоговым
 МУОИУС – модуль управления одноосными измерителями угловой скорости

МУП – модуль управления питанием
 МУЭМ – модуль управления электромагнитами
 НА РЛЦИ – наземная аппаратура радиолинии целевой информации
 НАП – навигационная аппаратура пользователя
 НИИ КМ – научно-исследовательский институт космического машиностроения Самарского университета
 НКУ МКА – наземный комплекс управления малыми космическими аппаратами Самарского университета
 НКУ – наземный комплекс управления
 НКО ПГУТИ – наземный комплекс обработки информации бистатистического радиолокационного комплекса ПГУТИ
 НОК – научно-образовательный комплекс
 НО – направленный ответвитель
 НСКТВ – наземная станция командно-телеметрического взаимодействия
 НСУПОИ – наземные средства управления, получения и обработки информации
 ОЭА – оптико-электронная аппаратура
 ОЭК – оптико-электронный комплекс
 ОГ – оптическая головка (ОГ)
 ОИУС – одноосный измеритель угловой скорости
 ОМБ – оптико-механический блок
 ОСД – оптический солнечный датчик
 ОСК – орбитальная система координат
 ОТ МКА – опытно-технологический малый космический аппарат
 ОЭПАМС – оптико-электронный преобразователь мультиспектральный
 ОЭПАПХ – оптико-электронный преобразователь панхроматический
 ОЭП – оптико-электронный преобразователь
 ПДФ – принудительная дистанционная фокусировка

ПИК – производственно-испытательный комплекс малых космических аппаратов РКЦ «Прогресс», расположен на территории Самарского университета
 ПОЗ – прибор ориентации по Земле
 ПРД – радиопередатчик
 ПСК – полярная система координат
 ПСП – псевдослучайная последовательность
 ПТ – пользовательский терминал
 ПхО – переходной отсек
 ПЭН – пленочный электронагреватель
 РИМ – регулятор избыточной мощности
 РКН – ракета космического назначения
 РН – ракета-носитель
 РСНП – размерностабильная несущая платформа
 РП – рабочая программа
 РСА – радиолокатор с синтезированной апертурой
 РЛПЦИ – радиолиния передачи цифровой информации
 СБ – солнечная батарея
 СВА – собственная внешняя атмосфера
 SGK – силовой гироскопический комплекс
 СКЛ – солнечные космические лучи
 СО – солнечная ориентация
 СОТР – система обеспечения теплового режима
 СС – сеанс связи
 СТР – система терморегулирования
 СТЦ – цепь согласования и трансформации
 СУД – система управления движением
 СУПД – система управления переключательным диодом
 СЭП – система электропитания
 ТД – термодатчики
 ТМИ – телеметрическая информация

ТН – термонагреватели
 ТТ – тепловые трубы
 УКНТ – устройства контроля напряжений и токов
 УКП – универсальная космическая платформа
 УК – устройства коммутации
 УКУ – устройства контроля и управления
 УМ – усилитель мощности
 УМВС – универсальная многофункциональная вычислительная система
 УО – устройство отделения
 УПр – устройство программирования
 УФ – узел феррозондовый
 ФКП – факторы космического пространства
 ФПЗС – фотоприемная матрица с зарядовой связью
 ФЭП – фотоэлектрический преобразователь
 ЦП НА – Центр пользователя научной аппаратуры
 ЦУП – центр управления полетами
 ЭБФ – экспериментальная фотоэлектрическая батарея
 ЭМ – электромагнит
 ЭП – электронный прибор
 ЭРИ – электрорадиоизделия
 ЭРТИ – электрорадиотехнические испытания
 QAM – квадратурная амплитудная модуляция

Научное издание

А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов,
С.И. Ткаченко, А.И. Бакланов, В.В. Салмин,
Н.Д. Семкин, И.С. Ткаченко, О.В. Горячкин

**ОПЫТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ
МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ
«АИСТ-2Д»**

Подписано в печать 15.04.2017 г.

Формат 70 x 100/16

Гарнитура Petersburg

Усл. печ. л. 26,3

Печать офсетная

Дизайн и верстка: Л.М. Королева

Корректурa: М.В. Федотова

Тираж 1000 экз.

Заказ № 1577

Отпечатано в типографии АО «РКЦ «Прогресс»
Россия, Самара, ул. Земеца, 18