ХРОМОВ Александр Викторович

Обобщение опыта создания космического аппарата дистанционного зондирования Земли силами АО «Корпорация «ВНИИЭМ» в рамках коммерческого заказа в период 2018 – 2023 гг.

Москва, 2023

Содержание

1. Общие подходы к организации работ 4
2. О давальческом сырье 5
3. Проектирование КА 6
3.1 Выбор основных конструкторских решений по спутнику в целом 6
3.2 Бортовая аппаратура космического аппарата 11
3.2.1. Полезная нагрузка 11
3.2.1.1 Целевая аппаратура 11
3.2.1.2 Кабели между ЦА и ВРЛ 13
3.2.1.3 Высокоскоростная радиолиния 13
3.2.2. Бортовой комплекс управления 13
3.2.2.1 Телекомандная система ТКС-505 13
3.2.2.2 Антенно-фидерное устройство ТКС-505 14
3.2.2.3 Бортовая вычислительная машина 15
3.2.3. Обеспечивающий бортовой комплекс 16
3.2.3.1 Система электропитания 16
3.2.3.1.1 Солнечные батареи 16
3.2.3.1.2 Аккумуляторная батарея 17
3.2.3.1.3 Контроллер системы питания и блок коммутации питания 18
3.2.3.2 Система ориентации и стабилизации 19
3.2.3.3 Корректирующая двигательная установка 21
3.2.3.4 Приборы и средства обеспечения теплового режима 22
3.2.3.5 Аппаратура защиты объектива 22
3.2.4. Конструкция 23
3.2.4.А Бортовая кабельная сеть 27
3.2.4.Б Система отделения 28
4. Разработка конструкторской документации 29
5. Наземная экспериментальная отработка 30
6. Изготовление летного образца КА ДЗЗ 33
6. Организация запуска космического аппарата на орбиту 34
7. О системе заправки ксеноном СЗК-001 36

8. Заключительный этап подготовки КА на заводе-изготовителе 39
9. Транспортировка спутника на технический комплекс 41
10. Подготовка спутника на техническом комплексе космодрома Байконур 44
11. Летные испытания 47
Подготовка к летным испытаниям 48
Организация летных испытаний 48
Выведение КА ДЗЗ на орбиту 49
Начальный этап полета КА 50
Летно-конструкторские испытания 53
Летные испытания бортовой вычислительной машины БКУ 54
Летные испытания телекомандной системы 55
Летные испытаний аппаратуры спутниковой навигации 56
Летные испытания системы ориентации и стабилизации 57
Летные испытания корректирующей двигательной установки 62
Летные испытания приборов энергопитания 66
Летные испытания приборов и средств обеспечения теплового режима 66
Летные испытания высокоскоростной радиолинии 67
Летные испытания целевой аппаратуры 67
Наземные комплексы 72
Приемо-сдаточные испытания КА ДЗЗ 74
Перечень сокращений и обозначений 75
Приложение А. Проектная документация на КА ДЗЗ 77
Приложение Б. Конструкторская документация на КА ДЗЗ 79
Приложение В. Документация летных испытаний КА ДЗЗ 82
Библиография 86

1. Общие подходы к организации работ

Мы работали в рамках коммерческого проекта, по договору поставки спутника (ниже он фигурирует как КА ДЗЗ – космический аппарат дистанционного зондирования Земли) на орбите. Поэтому работа велась только под контролем ОТК (без контроля ВП), в техническом задании не было требований о соответствии положению РК-98-КТ (РК-11-КТ). Это сильно облегчило работу.

Мы получили аванс и начали проект в конце января 2018 года. Это было время, когда завершался НИР, и все были им вдохновлены. Мне кажется, что скорость создания спутника в рамках НИР является рекордной в отечественной отрасли (в XXI веке, конечно). Вслед за НИР следовал ОКР, откуда можно было черпать идеи и вдохновение. Ниже будут встречаться упоминания спутников НИР и ОКР. При этом АО «Корпорация «ВНИИЭМ» было достаточно небольшой, быстрой и гибкой фирмой. Можно образно сказать, что мы ощущали себя, как триста спартанцев царя Леонида.

Хорошо, что у меня (у главного конструктора) была свобода в выборе кооперации по созданию космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ). В первую очередь речь идет об ООО «ИРЗ» (ВРЛ с АФАР) и АО НПП «Антарес» (БИУС-М-1).

Нашему предприятию удалось собрать отличную команду (мнение В.В. Лабутина), в т.ч. привлечь в неё Д.Н. Борунова.

Хорошо, что основной объем закупок удалось выполнить до введения «новой экономической политики» нашей службы экономической безопасности.

С самого начала работ нужно учитывать необходимость преобразования (закрытия) информации в командно-телеметрической радиолинии и в высокоскоростной радиолинии передачи целевой информации.

Для закупки отечественной ЭКБ с категориями ВП, ОС, ОСМ в начале проекта удалось получить указание управления военных представительств Министерства обороны РФ в наше ВП о согласовании руководителем ВП заявок на закупку ЭКБ. Аналогичные указания наша ВП рассылала в ВП предприятий кооперации.

В начале проекта много внимания уделялось целевой аппаратуре, вплоть до ежемесячных поездок на предприятие-исполнитель. Это правильная практика, целевая аппаратура во всех смыслах находится в центре проекта.

Очень правильная практика - проведение еженедельных совещаний у главного конструктора, с обязательным выпуском протоколов и зачастую - с оформлением слайдов по каждой системе КА. Один из топ-менеджеров «Роскосмоса» назвал такие совещания «воспитанием через коллектив».

Третья правильная практика - еженедельные поездки в Истру и проведение совещаний в Центре 579 (разработка конструкторской документации) и в АО «НИИЭМ» (изготовление материальной части) с обязательным посещением производства (интересная обратная связь по качеству конструкторской документации).

Нужно понимать, что приоритет всегда будет у работ, которые выполняются в рамках ГОЗ. В частности, по указанию А.В. Воронцова в АО «НИИЭМ» заготовки деталей летного образца КА ДЗЗ были сняты со станков, чтобы дать дорогу деталям летных образцов спутников ОКР, причем не первого КА.

В начале пандемии короновируса, когда существовали ограничения на количество работников, находящихся на территории предприятия, пропуск был только у меня. Тогда основной задачей была организация удаленной работы всех сотрудников, находящихся на самоизоляции.

Каждый визит конечного пользователя на наше предприятие шел на пользу проекту, более того, давал скачок в продвижении работы - мы не могли себе позволить встречать иностранных заказчиков с пустыми руками. Очень хорошее влияние на кооперацию (в частности, ООО «ИРЗ» и АО «Сатурн») оказало участие в совещаниях с конечным пользователем.

Был упущен контроль над бюджетом проекта. Не было ни полноценной калькуляции, ни календаря поступления и расходования средств, ни контроля расходов по статьям (например, на оплату труда). Нужно понимать, что отдел 29 работает скорее в интересах НПК «Космические комплексы», чем в интересах проекта.

Мы думали над легендированием проекта на последней стадии работы, даже придумали «название» для спутника – «Агроном». Но так и не довели эту задачу до конца. Ждали последнего визита конечного пользователя, а потом уже появился комплект средств выведения - и стало не до того. А потом конечный пользователь, как и положено владельцу корабля (пусть и космического), дал спутнику имя «Хайям». Совпадение первой буквы названия спутника и с первой буквой фамилии главного конструктора произошло случайно, но напомнило историю, когда разгонный блок «Фрегат» унаследовал первую букву названия межпланетной станции «Фобос» с которой был конструктивно близок.

2. О давальческом сырье

Наличие в договорах с кооперацией поставок давальческого сырья –однозначное зло, которое нужно исключать.

Самые яркие примеры:

- дефекты заготовок зеркал, изготовленных АО «Лыткаринский завод оптического стекла»;
- необходимость совместной приёмки матриц фотоприемных устройств с зарядовой связью (ФПЗС) в АО «ЭЛАР» (г. Санкт-Петербург), их последующей транспортировки в Москву (поставка в АО «Корпорация «ВНИИЭМ») и далее - западным партнерам;
- при поставке деталей для межблочных трубопроводов (МБТ) корректирующей двигательной установки обечайка ресивера была изготовлена из нечертежной (не той) стали, результат сварки в ОКБ «Факел» был отрицательный;
- изготовление комплекта матов экранно-вакуумной теплоизоляции сдерживала поставка давальческих элементов крепления (шайбы, гайки, винты);
- запомнилась экстренная закупка радиационностойкого кабеля для целевой аппаратуры;
- были зафиксированы отказы давальческой ЭКБ (транзисторы) в ООО «НИЛАКТ ДОСААФ».

Возможное исключение: поставка в АО «Сатурн» каркасов солнечных батарей, укомплектованных элементами раскрытия. Установка последних на батареи, покрытые хрупкими фотоэлементами, представляется рискованной.

3. Проектирование КА

3.1 Выбор основных конструкторских решений по спутнику в целом

Основное решение, которое было принято в течение месяца после начала проекта - были применены раскрывающиеся панели солнечных батарей. Использование панелей на корпусе космического аппарата было исключено т.к. телекомандная система (примененная от КА «Канопус-В») потребляет порядка 90 Вт электрической энергии в дежурном режиме. Столько энергии батареи на корпусе спутника выработать просто не в состоянии. Было решено установить раскрывающиеся панели, и не дрожать над каждым ваттом. Решение было трудным, Центр 579 прорабатывал оба варианта. Применение телекомандной системы от «Канопуса-В» было обусловлено не только успешном опытом ее эксплуатации на спутниках этой серии, но и наличием проверенного инструмента борьбы за живучесть - разовых импульсных команд, выдача которых позволяла сменить полукомплект и перезагрузить любой «зависший» вычислитель.

Наличие раскрывающихся солнечных батарей позволило применить электроракетную двигательную установку (на базе стационарного

плазменного двигателя СПД-50, снова от КА «Канопус-В») - энергетика на борту это уже позволяла. Очень не хотелось использовать двигательную установку на гидразине: опасное в обращении рабочее тело, необходимость создания и испытаний заправочного макета, да и сама покупка и транспортировка гидразина на космодром представлялась более сложной, чем в случае заправки ксеноном.

Форма корпуса спутника - шестигранная призма - является классической для высокодетальных спутников дистанционного зондирования Земля. Такую форму имеют «Pleiades-HR», «Deimos-2», «EgyptSat-2», похожую – «WorldView-4».

Количество панелей солнечных батарей - четыре - было выбрано исходя из необходимости обеспечить поля обзора звездных датчиков. «Изюминка» компоновки спутника - расположение солнечных батарей под углом 45° (см. рисунок 3.1) - обеспечивает минимальные моменты инерции спутника, что положительно влияет на его маневренность (в ходе летных испытаний мы уверенно вышли на скорость поворота 2°/с). Правда, при такой компоновке хуже энергоприход в режиме ориентации на Солнце, но это аварийный режим, в котором аппарат будет находится изредка, а аккумуляторные батареи мы взяли с большим запасом. Вторая особенность - двигательную установку пришлось разместить на зенитной панели корпуса КА (в орбитальной ориентации она обращена вверх), и для изменения высоты орбиты нам необходимо поворачивать спутник на 90° по тангажу (изменение высоты орбиты) или по крену (изменение наклонения). Например, при увеличении высоты орбиты оптическая ось целевой аппаратуры совпадает с вектором скорости, угол между плоскостью орбиты и плоскостью солнечного меридиана у нас примерно 15°, поэтому при включении двигательной установки на освещенном участке витка нужно быть очень осторожным, чтобы не засветить камеру.

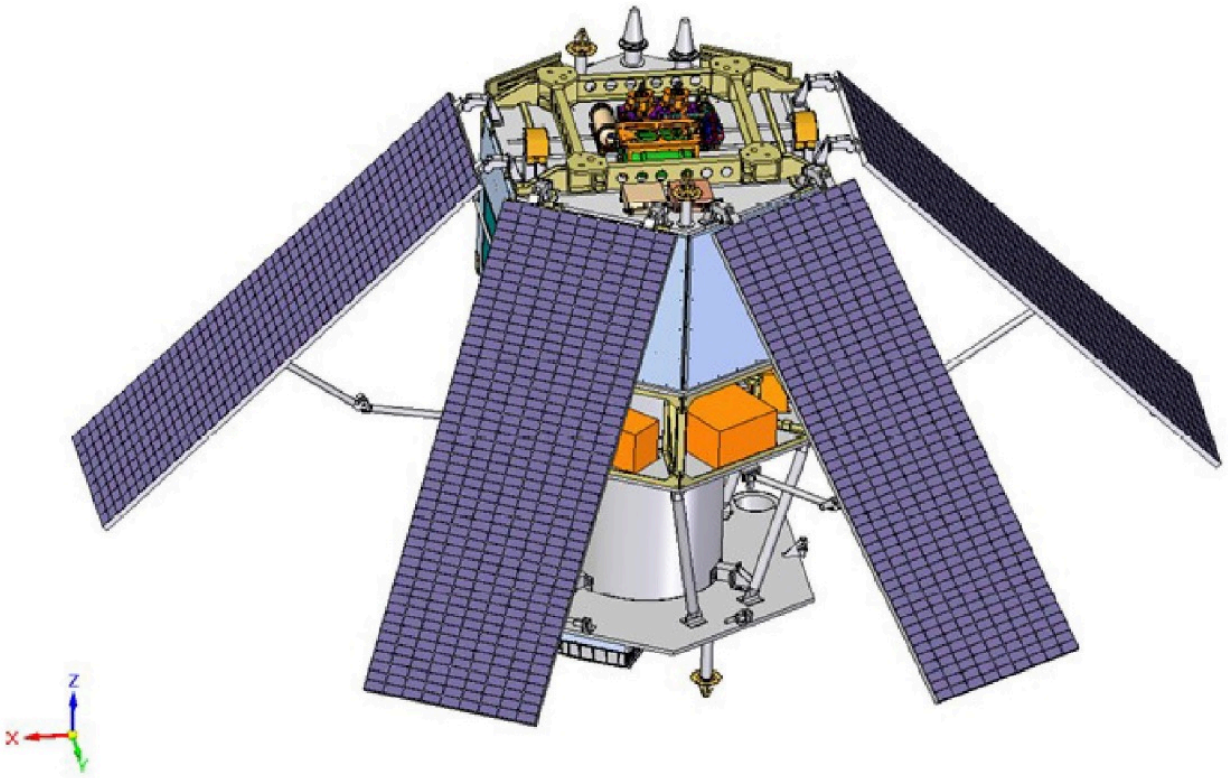


Рисунок 3.1 - Расположение солнечных батарей КА ДЗЗ [1]

Обычно главному конструктору космического аппарата ДЗЗ необходимо делать сложный выбор исполнительных органов системы ориентации и стабилизации, т.е. принимать решение - быть на борту двигателям-маховикам или силовым гироскопам. Последние обеспечивают большие управляющие моменты, имеют постоянное и меньшее потребление электрической энергии, «шумят» на всего одной частоте. Ходил слух, что РКК «Энергия» крепко обожглась с двигателями-маховиками на «EgyptSat-2» и на «EgyptSat-A» использовала гиродины. Но мне было проще - у нас просто не было бюджета. А вот технология двигателей-маховиков была в руках и под контролем. Кроме того, управление четырьмя двигателями-маховиками было отработано на тех же «Канопусах-В», а вот управление системой гиродинов - это утерянная на данный момент компетенция АО «Корпорация «ВНИИЭМ» (наши силовые гироскопы работали на станции «Мир», но дальнейшего развития тема не получила). В итоге была использована каноническая четверка двигателей-маховиков, установленных по схеме «пирамида».

Для сокращения продолжительности стабилизации после перенацеливания были выбраны максимально жесткие каркасы солнечных батарей - на основе углепластовой панели (см. рисунок 3.2). Привычные для АО «Корпорация «ВНИИЭМ» каркасы на основе сетеполотна (КА «Канопус-В», КА «Метеор-М», КА «Ионосфера-М») не годились как слишком гибкие. В

раскрытом положении каждая панель зафиксирована с помощью штанги (ее тоже подсмотрели на Pleiades). Удалось примерно на порядок увеличить первую собственную частоту солнечных батарей по сравнению с КА «Канопус-В» и кратно снизить продолжительность успокоения. Наиболее правильным представляется использование на каждой панели пары штанг, это позволит минимизировать колебания вокруг продольной оси симметрии панели.

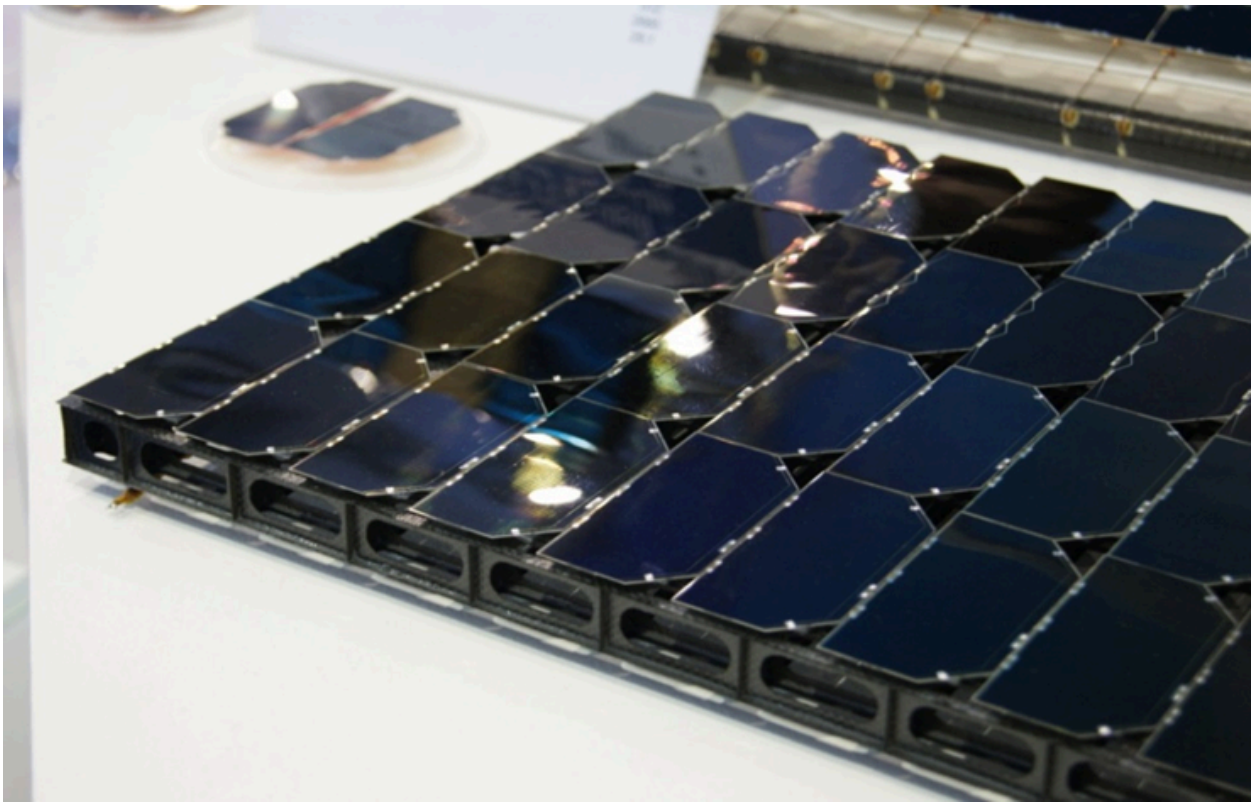


Рисунок … - Каркас панели солнечной батареи на базе интегральной панели [1]

При проектировании конструкции спутника Центр 579 получил задачу разместить три КА данного типа под головным обтекателем типа 81КС (самым большим) ракеты-носителя «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат» (см. рисунок 3.3). У нас уже был опыт создания и запуска двух КА типа «Канопус-В» на одной ракете, было принято решение сделать следующий шаг, к трем аппаратам. Это позволяет использовать такие спутники для создания орбитальных группировок.

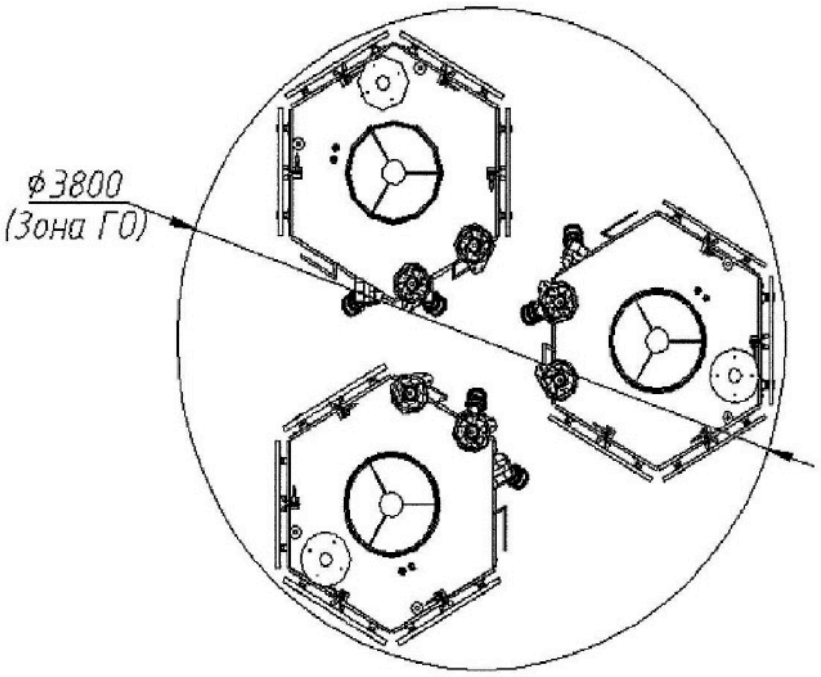


Рисунок 3.3 - Размещение трех КА ДЗЗ под обтекателем 81 КС [1]

Итоговый состав КА ДЗЗ приведен в таблице 3.1, перечень выпущенной при проектировании документации дан в Приложении А.

Таблица 3.1 – Состав КА ДЗЗ

Наименование	Кол-во	Разработчик	Опыт летной эксплуатации/прототип
Полезная нагрузка			
Целевая аппаратура (ЦА):	1	ВНИИЭМ	Отсутствует
- оптико-электронный модуль (ОЭМ);	1		
- блок управления и синхронизации (БУС);	1		
- блок концентратора данных (БКД);	1		
- блок вторичных источников питания (БВИП);	1		
- блок питания ПЮФ (БП ПЮФ);	1		
- блок управления ПЮЯ (БУ ПЮФ).	1		
Высокоскоростная радиолиния (ВРЛ)	1	ООО «ИРЗ»	КА НИР
- кодер-модулятор;	1		
- моноблок АФАР.	1		
Бортовой комплекс управления			
Телекомандная система (ТКС-505)	1	АО «РКС»	«Канопус-В»
- приемо-передающее устройство ППУ-S;	2		
- устройство цифровой обработки (УЦО);	2		

- моноблок сбора сообщений телеметрической информации (МССТИ);	1		
- блок разовых команд (БРК).	1		
Антенно-фидерное устройство ТКС-505 (АФУ-М)	Компл.	АО «НИИЭМ»	«Канопус-В»
Бортовая вычислительная машина БКУ (БВМ БКУ)	1	ВНИИЭМ*	«Метеор-М»
Аппаратура спутниковой навигации (АСН)	2	АО «КБ НАВИС»	КА ОКР
- блок устройств навигации и синхронизации;	1		
- устройство антенное.	1		
Обеспечивающий бортовой комплекс			
Приборы электропитания:	Компл.	-	-
- контроллер питания (КСП)	1	НИЛАКТ*	КА НИР
- блок коммутации питания (БКП)	1	НИЛАКТ*	КА НИР
- батарея солнечная (БС)	1	АО «Сатурн»	Отсутствует
- батарея аккумуляторная (АБ)	2	ВНИИЭМ*	КА ОКР
Система ориентации и стабилизации:	1	ВНИИЭМ*	-
- бортовая вычислительная машина СОС (БВМ СОС)	1	ВНИИЭМ*	«Метеор-М»
- контроллер системы ориентации (КСО)	2	НИЛАКТ*	КА НИР
- датчик Солнца 83001	2	ВНИИЭМ*	«Метеор-М»
-датчик угловой скорости БИУС-М-1	2	АО НПП «Антарес»	«Метеор-М»
- астроизмерительная система АИС-Э	2	ФГБУН «ИКИ РАН»	КА ОКР
- оптический датчик Солнца ОСД-В	2	ФГБУН «ИКИ РАН»	Отсутствует
- магнитометр МА-5	2	АО «РПКБ»	Покупной
- двигатель-маховик ДМ10-1000Ц-505	4	ВНИИЭМ*	КА ОКР
- электромагнит ЭМ-ИФ-20	3	АО «НИИЭМ»	«Ионосфера-М»
Корректирующая двигательная установка (КДУ)	1	АО ОКБ «Факел»	«Канопус-В»
Приборы обеспечения теплового режима:	Компл.	-	Отсутствует
- контроллер измерений и регулирования (КИР)	2	НИЛАКТ	КА НИР
- датчики температуры	Компл.	-	Покупные
- нагреватели	Компл.	АО «НИИЭМ»	Покупные
- тепловые сотовые панели	Компл.	ООО НПП «ТАИС»	Отсутствует
- тепловые трубы	Компл.		
- радиаторы	Компл.		
- маты ЭВТИ	Компл.	ООО «НИИКАМ»	Отсутствует
Конструкция			
Конструкция	Компл.	ВНИИЭМ	Отсутствует
Бортовая кабельная сеть	Компл.	АО «НИИЭМ»	Доработка

3.2 Бортовая аппаратура космического аппарата

3.2.1. Полезная нагрузка

3.2.1.1 Целевая аппаратура

Наверное, преждевременно открыто писать о прототипе целевой аппаратуры. Важнее упомянуть, что был совершен своеобразный «дауншифтинг» - диаметр главного зеркала был уменьшен с 650 до 533 мм и стал совпадать с калибром наиболее распространенных на флоте торпедных аппаратов (21 дюйм). Что интересно коррелирует с тем, что с самого начала у спутника был только номер проекта, а имя было присвоено конечным пользователем практически перед запуском. Но я отвлекся.

Как и у прототипа использовалась оптическая схема Корша, в которой отсутствуют линзы и потому нет хроматических искажений. Каноническая схема Корша содержит три асферических зеркала (эллипсоид, гиперболоид и эллипсоид), для обеспечения компоновки были введены еще два плоских зеркала (см. рисунок 3.4). Вторичное зеркало выполнено подвижным, имеет пять степеней свободы для обеспечения юстировки и фокусировки объектива. Корпус объектива с главным и вторичным зеркалами выполнен из углепластика (наполнитель - титановые соты), корректор полевых аберраций сделан из титана.

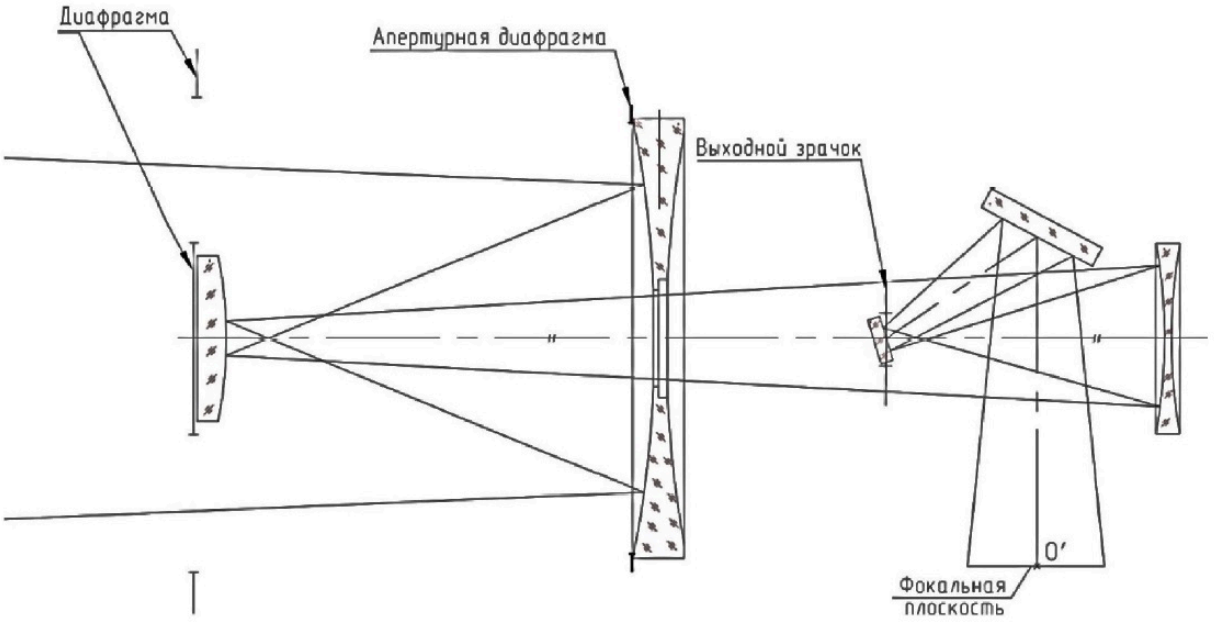


Рисунок 3.4 - Оптическая схема Корша [1]

Оптико-электронные преобразователи фактически примененные от спутника-прототипа. Матрицы ФПЗС формально новые, но по сути это адаптация матриц прототипа к новому технологическому оборудованию. Оптико-электронные преобразователи панхроматического и мультиспектрального каналов выполнены в виде отдельных блоков, размещены в фокальной плоскости симметрично относительно оптической оси, по разные стороны от центральной нерабочей зоны. В результате проекции матриц ПК и МК разнесены на расстояние примерно 15 км, что приводит к возникновению параллакса и вызывает ограничения на перепады высот на сцене. Это плата за использование матриц, имеющих летную квалификацию. Любой другой вариант не позволял уложиться в заданные сроки и бюджет. В перспективных проектах разносить каналы не стоит.

Безусловно нужно предусматривать на конструкции оптико-электронного модуля посадочные места оптических головок звездных датчиков и датчиков угловых скоростей. Это, наверное, единственный путь исключить влияние деформаций конструкции на привязку целевой информации. Но в нашем конкретном случае у нас просто не оказалось времени: было сказано, что конструкция оптико-электронного модуля уже разработана, и чтобы успеть в срок, нужно запускать производство (по крайней мере, динамического макета). В итоге оптические головки звездных датчиков были закреплены на составном кронштейне с титановыми проставками (тепловой режим оптических головок существенно отличается от посадочного места оптико-электронного модуля, примерно на 35°). Погрешность от деформаций кронштейна еще только предстоит определить. Через год после начала работы мы с удивлением узнали об изменении массы и габаритных размеров оптико-электронного модуля, естественно, в большую сторону. К счастью, переделка силовой конструкции корпуса спутника (алюминиевых рам) потребовалась в минимальном объеме.

В состав целевой аппаратуры входит ряд межблочных жгутов. Следует приложить максимум усилий, чтобы исключить применение высокочастотного кабеля марки РД100 - он очень хрупкий, легко ломается при сборке. Учитывая, что целевая аппаратура чаще всего поставляется в последнюю очередь, на манипуляции по замене жгутов из РД100 уже не останется времени.

При создании целевой аппаратуры был де-факто применен протолетный подход, при котором большую часть отработочных испытаний проходил летный образец. С учетом ограничений на сроки и бюджет - это был единственный способ создать спутник.

3.2.1.2 Кабели между ЦА и ВРЛ

Они доставили много хлопот. Кабели высокочастотные, специфические, больше нигде на борту таких нет. Ни разработчик ЦА, ни разработчик ВРЛ, ни разработчики бортовой кабельной сети (привыкшие к совсем другим кабелям) не хотят браться за разработку документации и изготовление таких кабелей. Кажется правильным, чтобы кабели входили в состав ЦА или ВРЛ. И кажется справедливым, что тот, кто берет на себя кабели, получает право на выбор типа интерфейса (естественно, при готовности поделиться IP-ядрами ПЛИС приемо-передатчиков).

Мы в итоге заказали разработку конструкторской документации на кабели в АО "НИИЭМ", сами поставляли импортные заготовки, изготавливал кабели АО «НИИЭМ», проверить любезно согласилось ООО «ИРЗ». Переходник для проверки сделали буквально «на коленке», ООО «ИРЗ» его потом забраковало и самостоятельно сделало новый. Как ни странно, к летным кабелям претензий ни у кого не было. Тиражировать этот кошмар больше не хочется.

3.2.1.3 Высокоскоростная радиолиния

Практически сразу была выбрана радиолиния с активной фазированной антенной решеткой (АФАР), которая не имеет движущихся частей и в принципе не может создать возмущений при работе.

Работа с ООО "ИРЗ" существенно отличается от работы АО "РКС", "ИРЗ" куда более гибкий. Сразу и без проблем внедрили во встроенное программное обеспечение модуль программного преобразования. Съездили с макетным образцом кодера-модулятора на запад - для первых стыковочных испытаний.

Мы решили сэкономить и не заказали контрольно-проверочную аппаратуру (КПА) для ВРЛ - очень надеялись применить КПА от ВРЛ спутника НИР. Надежда не оправдалась. Спасло положение то, что заказчик оперативно развернул у нас в МИКе рабочее место по приему целевой информации с демодулятором X-диапазона, и при испытаниях ВРЛ работала с ним.

3.2.2. Бортовой комплекс управления

3.2.2.1 Телекомандная система ТКС-505

ТКС-505 конструктивно близка к ТКС-КВ спутников серии «Канопус-В». Понятно, что ТКС-КВ хорошо освоена на нашем предприятии, есть в наличии контрольно-проверочная аппаратура.

У ТКС-505 и ТКС-КВ отличаются рабочие частоты и полиномы псевдослучайной последовательности (ПСП), применяемые для расширения спектра излучения. Да, полином ПСП был специально разработан АО "РКС" для нашего проекта в соответствии с рекомендациями CCSDS. На этом нам бы и остановиться, но реально удалось оставить примененным только блок приемно-передающего устройства, остальные блоки системы были доработаны ввиду изменений по применяемой электронной компонентной базе (в частности, устройство цифровой обработки переведено на отечественную ЭКБ). Сразу же возник вопрос о необходимости наземной экспериментальной отработки вновь создаваемой системы - и был (уже де-юре) применен протолетный подход, который, как выяснилось, был успешно внедрен АО "РКС" при создании бортовой аппаратуры для геостационарных спутников «Экспресс-80» и «Экспресс-103».
Отдельным плюсом системы является наличие разовых импульсных команд, а минусом - невозможность внедрения программного преобразования информации. Был внедрен «закрытый» режим, при котором разовые команды не исполняются ТКС. Для обеспечения живучести КА телекомандная система переходит в «закрытый» режим, если в течение 30 с отсутствует команда на работу в открытом режиме.
Также проект отличается тем, что бортовая и наземная аппаратура командно-телеметрической радиолинии создана на разных предприятиях. Ответственность за радиолинию в целом взял на себя разработчик космической системы и смог с этой задачей справиться. Хотя до этого во АО «Корпорация «ВНИИЭМ» существовало устойчивое представление, что за «борт» и «землю» должно отвечать ровно одно предприятие.

3.2.2.2 Антенно-фидерное устройство ТКС-505
Антенно-фидерное устройство (АФУ-М) было применено от спутников типа «Канопус-В» с небольшой доработкой (увеличен диаметр рефлектора приемной турникетной антенны, изменены длины высокочастотных кабелей).
Для обеспечения устойчивой связи при произвольном положении космического аппарата, в состав АФУ-М входят по две приемные и по две передающие антенны, установленные на верхней и нижней сторонах корпуса. Обе приемные антенны связаны с приемниками ТКС-505 через пассивный делитель мощности - самое правильное на мой взгляд решение, подтвердившее надежность в многочисленных полетах. Аналогично построена и передающая часть.
Конечно, суммарная диаграмма направленности антенн АФУ-М отличается от сферической, есть ощутимая просадка при углах места, близких к 0°.

Поэтому при включении двигательной установки в сеансах связи (аппарат при этом отклонен на 90° по тангажу или по крену) увеличивается мощность излучения наземной станции и снижается скорость передачи информации по радиолинии.

3.2.2.3 Бортовая вычислительная машина

Бортовая вычислительная машина (БВМ5) создана в АО «Корпорация «ВНИИЭМ», с использованием задела, созданного при разработке спутников «Метеор-М». На борту космического аппарата установлены две БВМ5 - одна входит в состав бортового комплекса управления, вторая - в состав системы ориентации и стабилизации. Каждая БВМ5 состоит из двух полукомплектов, работающих в «холодном» (ненагруженном) резерве. В случае «зависания» одного из полукомплектов предусмотрен автоматический переход на резерв. Для обновления программного обеспечения БВМ5 в полете организован доступ к флеш-памяти выключенного полукомплекта.

Для повышения живучести спутника обе БВМ5 постоянно подключены к аккумуляторной батарее, и невозможно отключить оба полукомплекта БВМ5. В случае превышения тока потребления полукомплекта БВМ5 (например, при коротком замыкании) реализован автоматический переход на резервный полукомплект.

БВМ5 помимо штатного интерфейса МКО имеет интерфейс CAN для взаимодействия с блоками разработки ООО "НИЛАКТ ДОСААФ".

Особенностью процессора машины является ограничение на объем однократно программируемого ПЗУ, где хранится программное обеспечение загрузчика. Фактически, есть всего три слота для этого ПО. Учитывая, что загрузчик разрабатывается до отладки всего остального ПО и выявления возможных ошибок, к его записи нужно относиться очень ответственно.

Случайно увидел фотографию БВМ5 с открытой верхней крышкой - и обратил внимание, что на печатной плате много пустого (не заполненного электрорадиоизделиями или печатными проводниками) места. Выяснять почему так получилось было уже поздно, но сделал вывод, что габариты машины при желании можно существенно уменьшить.

БВМ5 БКУ ведет бортовую шкалу времени и раздает секундную метку бортовым потребителям. При этом сама БВМ5 БКУ получает импульсы секундной метки от АСН и может синхронизироваться по ним.

3.2.2.4 Аппаратура спутниковой навигации

Мы применили аппаратуру спутниковой навигации (АСН) от нового для нас производителя, конструктивно близкую к АСН спутников ОКР. Естественно,

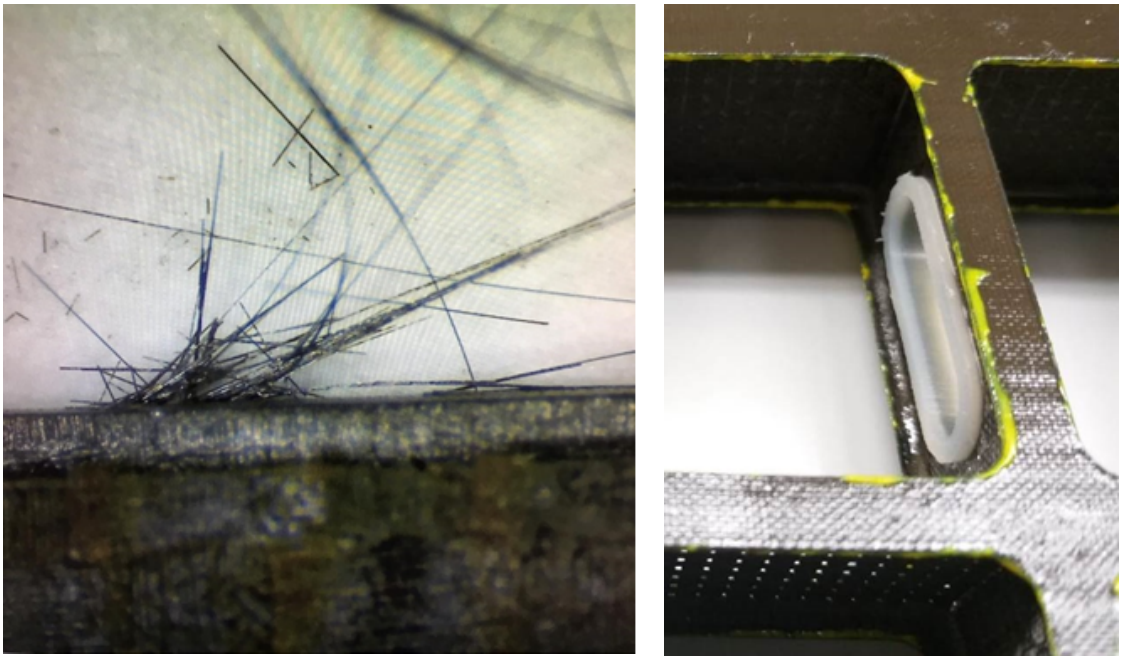
наш вариант АСН работает только с общедоступными сигналами навигационной системы ГЛОНАСС.
Применяются два полукомплекта аппаратуры, работающие в «холодном» резерве. Они установлены на верхней панели, и поэтому практически не экранированы от радиации ни корпусом спутника, ни другими блоками. По результатам расчета радиационной стойкости нам пришлось сделать дополнительный металлический кожух над обоими вычислителями.
При заказе аппаратуры спутниковой навигации обязательно нужно заказывать имитатор навигационного поля GPS/ГЛОНАСС с возможностью имитации движения по орбите. Мы не заказали, приходилось одалживать, что всегда неудобно.
Наверное, назначить ответственным за АСН отдел 81 (баллистиков) было неверным решением. Баллистик - обязательно человек с математическим складом ума, уровень абстрактности которого несколько избыточен для работы с реальной техникой в условиях жестких ограничений ответственного контракта. Де-факто после поставки материальной части приборами АСН больше занимался отдел 83, и занимался вполне успешно.

3.2.3. Обеспечивающий бортовой комплекс

3.2.3.1 Система электропитания
Наряду с телекомандной системой система электропитания отвечает за живучесть космического аппарата. Она должна быть простой, надежной, из блоков с максимальной летной квалификацией.
Мы максимально ориентировались на технические решения, квалифицированные в ходе полета спутника, созданного в ходе НИР. Т.е. на блоки ООО «НИЛАКТ ДОСААФ». Но начать стоит с источника энергии.

3.2.3.1.1 Солнечные батареи
Созданы АО «Сатурн» (г. Краснодар) на базе трехпереходных арсенид-галлиевых фотоэлектрических преобразователей собственного производства. Мы привыкли работать с московским «Квантом», но после того, как я назвал конечного пользователя, «Квант» утратил интерес к проекту. Только «Сатурн» обладает технологией производства арсенид-галлиевых элементов из сырья, поставщики которого не требуют сертификат конечного пользователя.
Каркасы солнечных батарей мы по старой традиции делали сами и поставляли в «Сатурн». Основа каркаса - углепластиковая панель

производства ООО НПП «ТАИС». Похожие панели прошли летные испытания на борту малого космического аппарата «Аист-2Д» разработки АО РКЦ «Прогресс». Правда, ООО НПП «ТАИС» решил немного импортозаместить сырье, необходимое для производства панелей. И при создании габаритно-массового макета батарей мы столкнулись с неприятностями: на кромках панелей образовывался проводящий «ворс» - невидимые глазом "волоски" углерода - который закорачивал проводники на тыльной стороне фотоэлементов. В результате падало сопротивление изоляции генератора, что недопустимо. «Ворс» убирали, выжигая электрическим током, затем кромки обработали лаком, проблема ушла (см. рисунок 3.5).



а) б)

Рисунок 3.5 - «Ворс» на кромках каркасов солнечных батарей (а) и доработанный каркас (б)

3.2.3.1.2 Аккумуляторная батарея

Литий-ионная аккумуляторная батарея, созданная в отделе 14, при эксплуатации в рамках НИР повела себя в полной мере безупречно. Вплоть до глубокого переразряда и последующего заряда без потери емкости. Не было никаких сомнений, что аккумуляторную батарею для спутника должен делать отдел 14 под руководством главного конструктора А.И. Груздева.

Отдел 14 предложил комплектовать батареи из блоков емкостью по 60 А·ч, это предложение было радостно принято. По результатам полета первого КА «Канопус-В» было принято решение об увеличении емкости аккумуляторной

батареи с 60 до 90 А·ч. Поэтому (ну и из тривиальных соображений, что «электричества много не бывает») было решено использовать два блока по 60 А·ч.

С самого начала было очевидно, что аккумуляторная батарея должна быть составлена из элементов стандарта 18650 японской фирмы «Panasonic» (они весьма широко применяются в космосе, в частности, на кубсатах Dove американской фирмы Planet). А вот над электрической схемой аккумуляторного блока было сломано много копий. В итоге было поддержано техническое решение, предложенное главным конструктором А.И. Груздевым: сначала два аккумулятора последовательно соединяются в цепочку, потом 24 цепочки параллельно соединяются в пакет, и далее четыре соединенных последовательно пакета образуют аккумуляторный блок. Пара блоков соединяется в батарею не только силовыми цепями, но и цепями выравнивания заряда, соединяющими пакеты (см. рисунок 3.6).

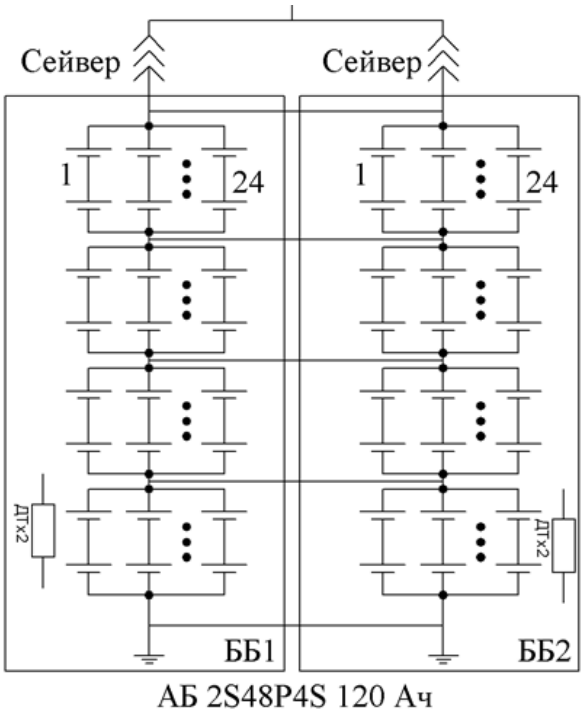


Рисунок 3.6 - Схема литий-ионной аккумуляторной батареи

Аккумуляторная батарея не нуждается в электронных устройствах контроля и выравнивания заряда. Для обеспечения равенства токов через батареи и одинакового протекания электрохимических процессов температура посадочных мест модулей поддерживается равной с точностью до пары градусов.

3.2.3.1.3 Контроллер системы питания и блок коммутации питания

Созданы ООО «НИЛИАКТ ДОСААФ», город Калуга. Как говорит генеральный конструктор АО «Корпорация «ВНИИЭМ»: НИЛАКТ хорош, если ЭКБ ему поставляет заказчик. Мы сделали именно так, результат оказался положительным.

Сначала вообще планировали применить блоки от НИР, но вскоре стали понятны отличия и в источниках питания, и по аккумуляторной батарее (из двух блоков) и по нагрузкам (например, появились пирочеки).

В итоге блоки были созданы заново, но благодаря наличию задела по НИР и нам, и НИЛАКТ были понятны все технические решения и сроки создания образцов.

Одним из отличий от НИР была организация цепей опроса системы отделения для первоначального включения системы электропитания (соединения аккумуляторной батареи с бортовой сетью). Мы использовали отрывные разъемы, в которых при отделении спутника от разгонного блока разрывались перемычки - именно так было сделано на аппаратах серии «Канопус-В».

3.2.3.2 Система ориентации и стабилизации

Для обеспечения погрешности сшивки сканов с отдельных матриц целевой аппаратуры система ориентации и стабилизации должна обеспечивать погрешность угловой скорости при съемке не более 0,0003°/с. Это достаточно сложная задача, требующая анализа шумов звездных датчиков, датчиков угловой скорости и двигателей-маховиков.

В самом начале проекта было решено, что на борту космического аппарата будут не разрозненные блоки (как, например, было на КА НИР), а система ориентации и стабилизации, на которую выпускаются технические условия и которая проходит приемо-сдаточные испытания. Это автоматически означало, что в состав системы входит отдельная бортовая вычислительная машина, а всего на борту вычислительных машин будет две (как это сделано, например, на КА типа «Метеор-М»). Такт работы машины системы ориентации - 125 мс.

Датчики системы ориентации

Звездный датчик создан ФГБУН «ИКИ РАН», выдает измерительную информацию с частотой 4 Гц. В состав каждого датчика входят две оптические головки, а всего на борту имеется два датчика, для обеспечения надежности системы.

Оптический датчик Солнца тоже создан ИКИ РАН, используется только в грубом режиме трехосной ориентации, который является переходным от

режима двухосной ориентации на Солнце к режиму точной ориентации. Изначально мы планировали разместить нижней панели аппарата два датчика инфракрасной вертикали, но как раз к защите проекта спутника датчики вертикали начали массово выходить из строя. Было решено заменить их на оптические датчики Солнца. Наверное, в перспективе, если звездные датчики хорошо себя зарекомендуют, можно будет отказаться и от грубого режима, и от оптических датчиков Солнца.

Грубый датчик Солнца - создан во ВНИИЭМе еще при становлении космического направления, отличается простотой конструкции (корпус с четырьмя фотодиодами) и надежностью работы. В ходе проекта неожиданно выяснилось, что для изготовления даже такого простого устройства АО «Корпорация «ВНИИЭМ» нужен один год. А на завершающей стадии проекта выяснилось, что контроллер системы ориентации опрашивает фотодиоды «не совсем по ТУ» (фотодиод находится в генераторном режиме), но после ряда экспериментов нам удалось обойтись только уточнением тарировочной характеристики датчика (значения фототока, соответствующего освещению фотодиода Солнцем).

Блок измерителей угловой скорости - создан в АО НПП «Антарес» (г. Саратов), используется на спутниках типа «Метеор-М», все узкие места были пройдены в рамках создания аппаратов этого типа. Интуитивно было понятно, что «нужно брать прибор с самыми большими катушками волоконно-оптических гироскопов» - у них лучшие измерительные характеристики. Мы так и сделали.

Магнитометр МА-5 - серийное изделие Раменского приборостроительного конструкторского бюро, вероятнее всего, единственный прибор на борту, имеющий литеру «О1».

Исполнительные органы

Двигатели-маховики разработаны в АО «Корпорация «ВНИИЭМ», впервые с интерфейсом МКО. Были выбраны четыре самых больших (из так сказать модельного ряда 2018 года) маховика, конструктивно близкие с маховиками спутника ОКР, но естественно, за приемкой ОТК (это потом нас спасло, когда ОКР начал отставать, и к нашему заделу начали присматриваться на предмет использования в ОКР).

С точки зрения качества целевой информации очень важно иметь доступ к технологии изготовления двигателей-маховиков, их балансировке, проверке на механический шум. Не менее важно в техническое задание на создание ДМ вносить требования по небалансу ротора.

Электромагниты ЭМ-ИФ-20 входят в систему в количестве трех штук, служат для сброса кинетического момента двигателей-маховиков путем

взаимодействия с магнитным полем Земли. Чуть ли не до запуска были опасения, что трех катушек будет мало, режим начального успокоения затянется и мы будем долго строить ориентацию на Солнце, разряжая аккумуляторную батарею. Как водится, успокаивал тот факт, что емкость батареи была выбрана с избытком, с главным конструктором А.И. Груздевым договорились в ходе предстартовой подготовки заряжать батарею до напряжения выше, чем рабочее, да и 5 квадратных метров солнечных батарей и при неориентированном полете тоже будут давать ток. Опасения не оправдались, режим ориентации на Солнце был построен быстрее, чем за полчаса.

Да, буквы «ИФ» в наименовании электромагнита - от названия темы «Ионосфера». Электромагниты успели побывать в космосе на спутнике НИР, на нашем спутнике - а «Ионосферы» пока еще на Земле.

Контроллер системы ориентации создан в ООО «НИЛАКТ ДОСААФ», предназначен для опроса грубых датчиков Солнца, магнитометров, коммутации катушек электромагнитов. Фактически, применен от НИРа, но цепи опроса датчиков инфракрасной вертикали и волоконно-оптических датчиков угловой скорости просто не распаяны.

Когда-то мы обсуждали с отделом 25 подходы к построению системы ориентации перспективных аппаратов - они настойчиво рекомендовали уходить от шины CAN, на которой работают все блоки НИЛАКТ. Магнитометр существует и цифровой, во ВНИИЭМе созданы модули опроса датчиков Солнца и коммутации электромагнитов. Посмотрим.

3.2.3.3 Корректирующая двигательная установка

КДУ применена от КА «Канопус-В», электроракетная, на базе стационарного плазменного двигателя СПД-50.

Данная КДУ производится фактически серийно, поэтому сразу была уверенность в возможности и сроках поставки. Мы научились работать с такими двигательными установками на всех этапах. Плюс у меня богатый личный опыт работы с данными КДУ, я еще не до конца забыл рабочие значения основных параметров - наличие на борту хорошо освоенной системы чисто психологически грело душу.

Возможная альтернатива - двигательная установка на базе гидразиновых двигателей - позволяла на порядок уменьшить время проведения коррекций орбиты и обладала на порядок же меньшим потреблением электрической энергии. Но неопределенность, связанная с необходимостью создания и испытаний заправочного макета (на неизвестном нам в начале проекта космодроме) плюс сложности с закупкой и транспортировкой гидразина

(вещество первого, высшего класса опасности) быстро привели нас к правильному решению.
Изготовление КДУ, практически седьмого изделия в серии, шло на удивление непросто в части системы питания и управления (СПУ). При огневых стыковочных испытаниях КДУ в ОКБ «Факел» была зафиксирована неустойчивая работа второго канала при поддержании тока разряда двигателя, что потребовало доработки СПУ на заводе-изготовителе. Генератор импульсов поджига СПУ также отказал и был отремонтирован. Впрочем, в полете изделие работает штатно.
Нельзя не упомянуть про закупку ксенона. Начиная с первого «Канопуса-В» мы традиционно покупали ксенон у ООО «Хром» (г. Муром) по ТУ. Ксенон явно безукоризненного качества, разработчики двигательной установки прямо одобряли этот вариант. Но после череды неприятных событий отношения АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ООО «Хром» были категорически испорчены, и для нашего спутника мы купили ксенон в ООО «Акела-Н» (г. Химки). «Акела-Н» специализируется на производстве медицинского ксенона (он используется в качестве наркоза), поэтому закупленное нами рабочее тело соответствовало не ТУ и даже не ГОСТ, а сертификату на лекарственное средство. Пришлось внимательно сравнить нормы примесей в сертификате и в ГОСТ и принять соответствующее решение главного конструктора. Согласовать последнее разработчик двигательной установки отказался.

3.2.3.4 Приборы и средства обеспечения теплового режима
В качестве активных средств обеспечения теплового режима используется пара контроллеров измерений и регулирования, созданных ООО «НИЛАКТ ДОСААФ». Контроллеры опрашивают троированные цифровые датчики температуры и по результатам вычислений подключают или отключают нагреватели. Ввиду узкого (порядка 1°) рабочего диапазона температур большинства зон оптико-электронного модуля, в нем были применены датчики повышенной точности (по два на зону), дополненные более надежными датчиками обычной точности (один на зону). Естественно, в полете можно менять уставки температур по зонам, выводить из алгоритма отказавшие датчики.
Пассивные средства созданы ООО НПП «ТАИС». Это тепловые сотовые панели со встроенными тепловыми трубами, радиаторы и тепловые трубы для передачи тепла между ними. Приятным фактом оказалась способность ТАИС поставить тепловые сотопанели для теплового макета спутника раньше, чем были готовы фермы конструкции. Я тогда всерьез задумался:

нужно ли бояться сроков создания сотопанелей на предприятии кооперации, если мы во ВНИИЭМе фермы делаем дольше? Решил в будущих проектах шире применять изделия ТАИС.
Комплект матов экранно-вакуумной теплоизоляции изготовило по нашей документации ООО «НИИКАМ» (г. Переславль-Залесский), заслуженные мастера своего дела.

3.2.3.5 Аппаратура защиты объектива
В итоге эта аппаратура на борт не попала - конечный пользователь не согласовал применение предложенной нами крышки и не выделил на это финансирование.
Нам было поручено проработать защиту оптико-электронного модуля целевой аппаратуры от засветки лазерным излучением. Первый предложенный вариант - установить аппаратуру регистрации таких воздействий, и по ее сигналам система ориентации и стабилизации должна была отворачивать аппарат. Но были серьезные опасения, что нам не хватит быстродействия, и к моменту начала поворота матрицы ФПЗС уже выйдут из строя. Второй вариант, который был проработан куда более глубоко (был даже создан габаритно-массовый макет, который проходил испытания в составе динамического макета спутника) - это защитная крышка с электрическим (основной) и пружинным (аварийный) приводами. Причем мы даже прорабатывали радиометрическую калибровку целевой аппаратуры при помощи приоткрытой крышки и наведения её на Солнце.
На мой взгляд, если есть необходимость оборудовать оптико-электронный модуль подобной аппаратурой, то имеет смысл применять затвор в районе диафрагм в отверстии главного зеркала, именно так сделано на Pleiades. А крышка довольно долго открывается, имеет ненулевой момент инерции и - в отличие от жестко закрепленных панелей солнечных батарей - соединена с корпусом через редуктор, в котором неизбежно есть люфты. Это однозначно ухудшает динамику успокоения аппарата после маневра наведения.
Конечный пользователь же высказал простой контрагумент: если лазер будет находиться в районе объекта, который подлежит съемке, то крышка будет открыта и ничем нам не поможет.
В качестве альтернативы нам предлагали рассмотреть покрытие главного зеркала, поглощающее лучи лазера, но было уже поздно - зеркало к тому моменту было уже изготовлено.
В итоге аппарат был запущен с блоком дополнительной массы вместо аппаратуры защиты объектива (по замыслу конструкторов привод уравновешивал достаточно тяжелую АФАР).

3.2.4. Конструкция

Основу силовой конструкции корпуса КА составляют опорное кольцо и три рамы (фермы), сваренные из алюминиевых труб: рама ЦА, рама С (средняя) и рама В (верхняя). Да, практика однобуквенных названий мне как-то глубоко симпатична, недаром так назывались блоки ракет-носителей С.П. Королева.

Основная причина выбора такого решения - рамы мы сможем сделать самостоятельно, контролируя сроки и стоимость работы. ВНИИЭМ имеет богатый опыт разработки и изготовления таких изделий - взять к примеру рамы целевой аппаратуры КА «Ломоносов», КА «Канопус-В-ИК», спутника НИР.

Запомнилась небольшая, но важная деталь - в трубах, из которых сварены рамы, встречаются технологические отверстия для выхода газа при сварке. Эти отверстия обязательно необходимо заделать сразу после сварки и термообработки рамы. Иначе при механической обработке внутрь труб попадет смазывающе-охлаждающая жидкость, которая непременно себя потом проявит в ходе испытаний спутника в вакуумной камере, оставив следы в лучшем случае на прилегающих элементах конструкции, а в худшем - на оптике целевой аппаратуры.

Неожиданно сложным оказался выбор конструкторского решения по приварке труб к "юбке" шпангоута рамы В. В трубах был сделан вырез с последующей опрессовкой трубы на специальной оправе таким образом, что конец трубы начинал напоминать конус с пропилом для шпангоута. Для облегчения сборки по просьбе технологов пропил был сделан достаточно глубоким, и в собранной раме шпангоут не доставал до края. Затем труба приваривалась к шпангоуту в тех местах, куда у сварщика получалось добраться. Нижняя часть паза в трубе оставалась незаваренной, образуя, по справедливому выражению прочнистов, участвовавших в работе комиссии, «канонический концентратор напряжений». После нагружения динамического макета треснули две трубы из шести (см. рисунок 3.7). Из алюминия были выпилены треугольные косынки (по две на трубу), и у каждой из них был «зуб», заполнявший паз в трубе. После приварки косынок, проблему удалось побороть. Уже потом в МИКе я долго рассматривал систему отделения КА «Метеор-М», конструкция которой была источником вдохновения. В ней обжатая труба приваривалась к плоской пластине, естественно, без зазоров и разрывов сварного шва. После этой истории я где-то с год рассматривал все встречавшиеся мне фермы на предмет технических решений аналогичных узлов. Судя по статистике, обжимать трубу на конус вообще не нужно. Именно так выполнена конструкция

адаптера спутника «Электро», памятник которому установлен перед входом в МИК АО «Корпорация «ВНИИЭМ».



Рисунок 3.7 - Трещина в районе соединения шпангоута и трубы рамы В

Бортовая аппаратура космического аппарата расположена на трех тепловых сотопанелях со встроенными тепловыми трубами. В ходе проектирования мы обсуждали возможность применения вместо сотопанелей алюминиевого листа (так сделано, например, на спутниках «Ионосфера-М»), но этот вариант был отвергнут т.к. теплопроводности алюминия не хватало для отвода тепла от блоков. Для тепловой развязки сотопанели отделены от рам и опорного кольца прокладками из стеклотекстолита.

Нетривиальной задачей является крепление к сотопанели двигателей-маховиков. Каждый двигатель-маховик имеет диаметр около 40 сантиметров, весит примерно 10 килограмм и должен быть расположен под углом 25° к сотопанели. На аппаратах типа «Канопус-В» восемь (четыре больших и четыре малых) двигателей-маховиков крепились на едином кронштейне, мы крепили каждый двигатель-маховик на свой кронштейн - мне тогда казалось, что маховики будут достаточно сильно нагреваться при работе, тепло от них может быть сброшено только через посадочную плоскость и кронштейн, так лучше каждому маховику дать по кронштейну и расположить их не слишком близко друг от друга (на разных тепловых трубах). После испытаний упругого изделия выяснилось, что такое решение лучше и с точки зрения вибрационных воздействий на целевую аппаратуру.

В ходе создания КА «Канопус-В», как водится, проводились испытания его динамического макета. И после первой попытки кронштейн с восемью маховиками вырвал закладные элементы из сотопанели. Конструктора добавили пару оттяжек от вершины пирамиды кронштейна на соседние стенки корпуса КА - и второй подход оказался куда более удачным - кронштейн устоял.

Прошло десять лет. И маховиков, и кронштейнов стало по четыре, был изготовлен динамический макет, который был правильным образом нагружен. И снова кронштейн с двигателем-маховиком смог повредить сотопанель вырванным из нее закладным элементом. На этот раз обошлись заполнением сот панели специальным составом и введением пластины на противоположной стороне сотопанели (см. рисунок 3.8). А я понял, что негативный опыт обязательно будет забыт, и доверять инженерной интуиции нужно не меньше, чем успешному опыту.



Рисунок 3.8 - Кронштейн с двигателем-маховиком, установленный на доработанной сотопанели

Да, нужно сказать, что компоновка у спутника получилась не слишком плотная. Упрекнуть в этом конструкторов не получится - если бы размеры ферм были выбраны меньше, мы бы не смогли парировать увеличение габаритов и массы оптико-электронного модуля целевой аппаратуры. С другой стороны, сборка спутника и прокладка жгутов бортовой кабельной сети не доставляла больших неудобств, аппарат получился технологичным.

3.2.4.А Бортовая кабельная сеть

Важно про нее не забывать. Блоки бортовой аппаратуры соединяют несколько сотен жгутов, конструкторская документация на которые разрабатывалась примерно год. Для трассировки жгутов был создан упрощенный габаритный макет, где на фанерных «сотопанелях» располагались пенопластовые «блоки».

Важное замечание на будущее - в электромонтажном чертеже должна быть четко указана трасса каждого жгута. Неправильно отдавать трассировку на откуп монтажникам, прокладывать жгуты по месту. В случае возникновения проблем с электромагнитной совместимостью бортовой аппаратуры анализ: какие жгуты проходят в непосредственной близости друг от друга в таком случае весьма затруднен.

Доработка бортовой кабельной сети в нашем случае ограничилась введением кабель-вставки с токоограничительными резисторами заряда фильтра корректирующей двигательной установки. На прототипе - КА «Канопус-В» цепи заряда коммутировались двумя электронными ключами, последовательно с каждым из которых был включен резистор. Мы выделили всего один ключ и в жгуте резисторы оказались соединены параллельно, тем самым их сопротивление было снижено вдвое. На такой ток уже был не рассчитан ключ. Пришлось вводить кабель-вставку с дополнительными резисторами.

Кроме того, были доработаны жгуты системы СОС, у которых экран был соединен с шиной «минус» - так подключали к контроллеру ориентации электромагниты на спутнике-прототипе, у нас же такой вариант был недопустим.

3.2.4.Б Система отделения

Взята от спутников типа «Канопус-В». Оказалось, что в литерованной документации на раму системы отделения указаны очень точные допуска, вполне возможно, что и избыточные. На результат измерения детали с размером порядка метра влияла температура окружающего воздуха. Рама была изготовлена явным образом не в допуске, браковать ее не хотелось, и больше года у нас продолжался входной контроль на разном оборудовании (координатно-расточные станки, координатно-измерительная машина). В итоге раму все-таки забраковали.

Практически до вывоза спутника на космодром оставалась интрига - превысит ли итоговая масса 700 кг или нет. Если да, то с системой отделения ожидались сложности - она рассчитана на отделение аппарата именно такой массы. Но нам повезло - со всеми жгутами бортовой сети, блоками дополнительны масс (они нужны для центровки), запасом ксенона двигательной установки масса спутника уложилась в 700 кг.

Интересно, как менялась оценка массы аппарата по ходу проекта. В техническом задании были заданы 650 кг. На этапе проектирования конструктора получили цифру 450 кг, я оптимистично добавил 100 кг - и доложил заказчику о массе спутника 550 кг. Цифру 550 кг мы пересекли,

когда увеличились масса и габариты целевой аппаратуры. Потом долго балансировали на грани 650 кг, по мере взвешивания летных образцов блоков и особенно жгутов бортовой кабельной сети стало понятно, что и эту цифру пересечем, в ТУ записали 650±50 кг. Последним рубежом обороны стали 700 кг, их и удалось выдержать.

4. Разработка конструкторской документации

На разработку конструкторской документации по договору отводилось всего четыре месяца - срок совершенно нереальный, что было всем понятно. Но для того, чтобы сдать этап, мы составили перечень всех конструкторских документов, с указанием ответственных и сроков выпуска (в сокращенном виде он представлен в Приложении Б). Этот документ сильно упростил последующую работу, т.к. был согласован на уровне заместителей генерального директора в АО «Корпорация «ВНИИЭМ», а также заказчиком. Поэтому любой предложение что-нибудь из перечня исключить или всерьез подвинуть срок сразу влекло за собой необходимость подготовки письма за подписью непосредственного руководителя с обоснованием необходимости корректировок (я такие письма подписывать отказался, сказав, что перечень мне нравится, и лучше бы его и придерживаться).

Важно не затягивать согласование габаритных чертежей блоков бортовой аппаратуры. Без них нельзя утверждать чертежи на панели, где расположены блоки (изменение положения закладных элементов сотопанели вообще говоря не допустимо), не начнется изготовление динамического макета. При согласовании габаритных чертежей стоит обратить внимание на допустимую неплоскостность основания блоков – в нашем случае на ряд приборов потребовалось оформление отступления от требований КД.

Аналогичный случай с протоколами электрической стыковки бортовой аппаратуры - без них не начнется создание бортовой кабельной сети. Не стоит рассчитывать, что количество жгутов будет минимизировано, и что т.к. конструкторская документация на них типовая, её разработка не займет много времени. Мой опыт - нужно около года. Причем у меня была таблица со всеми жгутами, и я еженедельно обновлял статус по каждому жгуту (от начала согласования КД до завершения входного контроля), и каждую пятницу на совещаниях стимулировал их продвижение вперед.

Тяжелее всего идет согласование протоколов информационной стыковки бортовой аппаратуры. Согласование их с программистами или надолго затягивалось, или протоколы формально подписывались, а впоследствии не исполнялись. Самый яркий, наверное, пример - когда спутник был уже на

космодроме, выяснилось, что шкала времени в массивах навигации и ориентации идет не от 2000, а от 1970 года. Решили внести поправку в наземное программное обеспечение.

С другой стороны, нужно понимать, что без протоколов информационной стыковки формально не начинается разработка программного обеспечения бортовой вычислительной машины. Поэтому, не смотря на все трудности и сопротивление («пусть сначала поставят матчасть, а с софтом мы мигом разберемся») нужно настойчиво вести их согласование. Практика показывает, что протоколы должны быть написаны максимально понятно и подробно, чтобы не было возможности их неправильного толкования. Я проявил преступное малодушие в выпуске протокола обмена между вычислительными машинами бортового комплекса управления и системы ориентации и стабилизации, где де-факто были описаны не все уровни обмена (т.к. была надежда на участие О.В. Мороза в отладке). В том числе и это привело к неправильному времени в массивах.

Правильным шагом является согласование с заказчиком суточной циклограммы работы спутника по целевому назначению (съемки и сбросы целевой информации) с учетом расположения земных станций приема. Такая циклограмма потом позволяет оценить параметры систем космического аппарата, в частности системы электропитания и системы обеспечения теплового режима.

Наверное, самый серьезный просчет у нас оказался именно с обеспечением теплового режима средней сотопанели с блоками целевой аппаратуры. Вместо расчетной температуры около плюс 5° уже в ходе испытаний теплового макета мы получили отрицательные температуры и тогда списали на несовершенство испытательного оборудования. Конечно, мне нельзя было утверждать отчет по испытаниям теплового макета в такой его редакции - рядом с радиаторами ЦА находились радиаторы П, которые совершенно штатным образом сбрасывали тепло от верхней (в полете) сотопанели, и им несовершенство камеры не мешало. При тепловакуумных испытаниях летного образца мы получили практически такие же результаты, уменьшили поверхности радиаторов на 25 %, но и в полете температура сотопанели несколько ниже нуля (от минус 5° до минус 2°). Для себя сделал вывод, что практика - критерий истины, нужно доверять результатам испытаний.

5. Наземная экспериментальная отработка

Что не проверено на земле,
в космосе работать не будет

Объем наземной экспериментальной отработки космического аппарата был классическим для нашего предприятия. Был создан и испытан ряд макетов космического аппарата:

- антенный макет;
- тепловой макет;
- макет для статических испытаний;
- динамический макет.

При этом в составе теплового и динамического макета использовались одни и те же сотопанели, рамы и другие элементы конструкции.

Для большую часть динамических макетов бортовой аппаратуры для комплектования динамического макета АО «Корпорация «ВНИИЭМ» спроектировало и изготовило самостоятельно, были заказаны только макет оптико-электронного модуля целевой аппаратуры и макеты панелей солнечных батарей.

При определении объема испытаний динамического макета мы столкнулись с двумя вопросами:

1) можно ли заменить акустические испытания на испытания на воздействие широкоспектральной случайной вибрацией? На мой взгляд, это сделать нельзя ввиду наличия в составе КА вновь разработанных элементов большой площади (БС). В сложных случаях мы обращались к опыту создания КА «Канопус-В», он проходил акустические испытания - и мы тоже так поступили. Заметим, что после акустических испытаний мы наблюдали нарушение рисок на крепежных элементах каркасов солнечных батарей – винт начинал проворачиваться. Контровка винтов была усилена.

2) проводить испытания на воздействие статических нагрузок или вибрационные квазистатические испытания? Особенность квазистатики – «бинарный» результат испытаний - или изделие их выдерживает, или разрушается. При проведении статических испытаний нагрузка увеличивается плавно, и можно наблюдать влияние нагрузки на конструкцию. Мы выбрали вариант статических испытаний не смотря на то, что для этого пришлось создавать отдельный макет и изготавливать специальную оснастку (силовые имитаторы, распределявшие усилие от гидроцилиндров по конструкции).

Еще одним замечанием при испытаниях динамического макета стало отделение кронштейна крепления термобуфера оптико-электронного модуля целевой аппаратуры. Крепление кронштейна к углепластиковому термобуферу было усилено: помимо клея были введены винты.

Просто на будущее: не следует включать в КПЭО светотехнические испытания. Они никогда не проводятся, вместо них выполняется расчет по трехмерной модели.

Для отладки программного обеспечения бортовых вычислительных машин были созданы стенды:

- стенд бортового комплекса управления (в его состав входила макетная БВМ, контроллеры НИЛАКТ, один полукомплект АСН);
- стенд системы ориентации и стаблизации (СОС), укомплектованный технологическими образцами блоков СОС, а также технологическими КСП и БКП;
- стенд СОС в составе макетной бортовой вычислительной машины СОС и контроллера системы ориентации, а также компьютера, имитирующего полет спутника по орбите.

Последующая работа показала, что полезным может быть создание стенда для проверки электромагнитной совместимости линий передачи информации по МКО СОС.

Для испытаний летного образца КА был создан испытательный вычислительный комплекс. Его изготовление, как водится, затянулось (в том числе из-за создание специального программного обеспечения ИВК).

Для испытаний космического аппарата в ИВК загружаются испытательные программы, написанные на языке ОНИКС. Их разработка проводилась в последний момент. Не следует верить обещаниям программистов разработать программу «к моменту окончания входного контроля летной системы», кончается это всегда печально: матчасть поставлена, софт только начали писать, систем и программ много, а исполнителей мало, и они заняты в том числе отладкой уже написанных программ. Да, про ИВК, на будущее: на выходе имитаторов генераторов солнечной батареи должны быть установлены диоды. Иначе возможен разряд аккумуляторной батареи КА через паразитные диоды полевых транзисторов ключей КСП.

Изготовление макетов космического аппарата показало наличие проблем с квалифицированными рабочими кадрами. Апофеозом стала фраза: «Саша, у нас несчастье: расточник ушел в запой» за пару недель до демонстрации макета конечному пользователю. Когда изготавливали рамы для летного образца (уже в АО «Корпорация «ВНИИЭМ») то операции на координатно-расточном станке тоже мог выполнять ровно один рабочий, и это было в период пандемии. Постоянно вспоминал фразу «жизнь и здоровье Куценко интересовали Чинкова сейчас больше, чем свое собственное» из романа «Территория» Олега Куваева про поиск золота на Чукотке.

Нужно развивать методы контроля сварочных швов у протяженных конструкций (рам). Скорее всего, нужно освоить ультразвуковую дефектоскопию. Метод нанесения вещества, подсвечивающего трещины при освещении ультрафиолетовым светом вряд ли нам подходит - в нем растворителем выступает керосин, отмыть раму после дефектоскопии не просто, да и наличие в шве непромытого керосина при подварке дефектов вызывало у технологов вопросы.

Особенностью отработки нашего спутника стало то, что тепловой макет проходил испытания дважды. При первой попытке разложилась изоляция проводов, не рассчитанная для использования в вакууме, были загрязнены (и впоследствии отмыты) и сам макет, и термовакуумная камера. После замены материала изоляции и изготовления новых жгутов испытания прошли успешно.

6. Изготовление летного образца КА ДЗЗ

Летные образцы бортовой аппаратуры поставлялись в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» в течение двух лет - с апреля 2019 по март 2021 года. Первыми были поставлены наиболее простые составные части, в частности электромагниты и антенно-фидерные устройства ТКС. Последней, естественно, на завод-изготовитель спутника прибыла целевая аппаратура.

Сборку спутника вели тщательно, но быстро. Поэтому при подключении жгутов бортовой кабельной сети был обломан один винт крепления соединителя жгута (остаток винта смогли выкрутить) и произошел проворот втулки у соединителя блока коммутации питания (блок потребовалось снимать и отправлять изготовителю).



Рисунок 6.1 – Проворот втулки на блоке коммутации питания

Не обошлось без доработки летных образцов бортовой аппаратуры. Например, высокоскоростная радиолиния не прошла испытания на электромагнитную совместимость и была отправлена на доработку. Через несколько месяцев после доработки производитель сам попросил вернуть изделие - при термовакуумных испытаниях АФАР возникли проблемы, решение которых потребовало доработки.

Совершенно неожиданной оказалась проблема с работой кодера Рида-Соломона телекомандной системы при скорости передачи информации 256 Кбит/с. Выяснилось, что при эксплуатации прототипов системы на борту КА типа «Канопус-В» данная скорость не применяется, достаточно 128 Кбит/с. В нашем случае - ввиду однопунктной схемы управления КА - без такого режима обойтись было нельзя (мы просто не смогли бы сбросить всю записанную телеметрию), и моноблок МССТИ был отправлен изготовителю на доработку. К слову, нас очень выручило наличие технологического МССТИ, сохранившегося от предыдущей темы, он подменил летное изделие на время ремонта и позволил не прерывать испытания.

При испытаниях на силоизмерительной платформе в ходе изготовления летных двигателей-маховиков было зафиксировано превышение вибраций. Потребовалась разборка ДМ и доработка узла крепления ротора. При входном контроле одного из ДМ при проверке функционирования услышали шелестящий звук – оказалось, что в изделии забыли кусочек липкой ленты (скотча).

Впервые двигатели-маховики разработки АО «Корпорация «ВНИИЭМ» были сделаны с управлением по интерфейсу МКО. На этапе входного контроля обнаружились проблемы с электромагнитной совместимостью: двигатель-маховик иногда не реагировал на команды. ДМ были переданы разработчику для исследования, которое показало, что провода витой пары между драйвером и трансформатором просто забыли перевить с нужным шагом. ДМ были доработаны, помимо перевива проводов были разорваны цепи минуса МКО и общего минуса изделия. Примерно в это же время были начаты отработочные испытания на отдельных двигателях-маховиках. В ходе испытаний от платы отделились некоторые электрорадиоизделия (см. рисунок 6.2). Все летные маховики снова были доработаны, была обеспечена надежная фиксация элементов на платах.

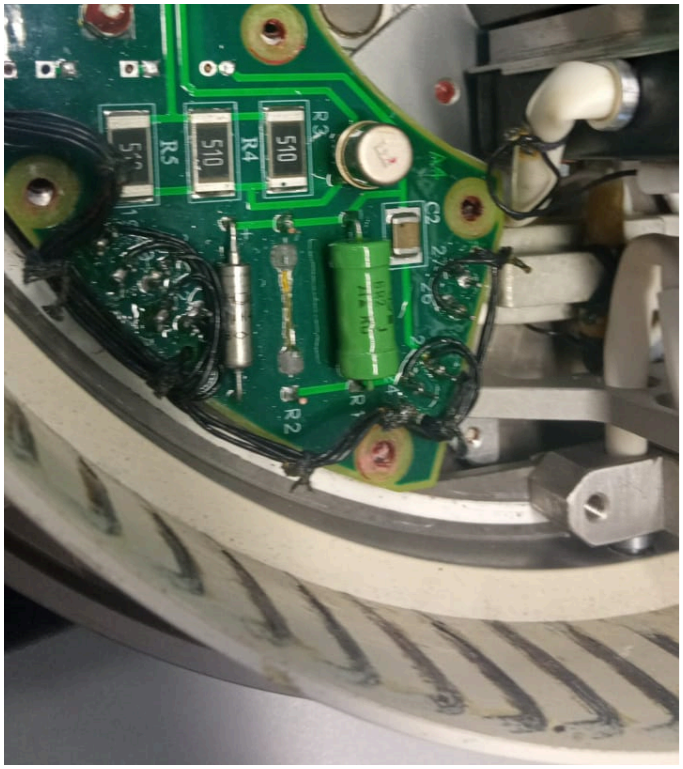


Рисунок 6.2 - Разобранный двигатель-маховик с отделившимся резистором R2

В июне 2022 года обновляли программное обеспечение аппаратуры спутниковой навигации. Неоднократно обновлялось программное обеспечение целевой аппаратуры (в апреле и июле 2021 года), а последний раз - уже на космодроме. Где-то здесь можно еще раз отметить, что кабель марки РД100 не стоит применять на борту КА.

7. Организация запуска космического аппарата на орбиту

Договором поставки КА был предусмотрен его попутный запуск на ракете-носителе «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат». Мы терпеливо ждали готовности основной полезной нагрузки, параллельно отрабатывая бортовую математику. С тревогой наблюдал ускорение работ по ОКР и отвлечение на них специалистов, причем ОКР явно имеет больший приоритет, чем наш проект.

Нам очень повезло, и в начале марта 2022 года было принято решение о целевом запуске КА с космодрома Байконур на отдельном комплекте средств выведения, который к тому же находился на космодроме. Более того, разгонный блок «Фрегат» был уже заправлен компонентами ракетного топлива, и срок его хранения в таком состоянии истекал 10.08.22 (через полгода после заправки). Слив компонентов означал утилизацию всех частей разгонного блока, с которыми контактировало рабочее тело, т.е. большую часть конструкции разгонного блока.

На совещании 15.03.2022 представители причастных предприятий фактически приняли решение спасти разгонный блок и его создателей. Было выпущено Решение Госкорпорации «Роскосмос», определяющее ответственных и порядок действий, которое впоследствии было дополнено Положением о запуске КА.

Одним из первых пунктов в Решении было проведение рекогносцировки на космодроме Байконур. Генеральный конструктор поручил мне возглавить делегацию АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Я вспомнил, как десять лет назад мы запускали «Канопус-В» №1 и Белорусский КА и решил по возможности идти ровно тем же путем. Мы расположились в зале 119 - именно том, где когда-то готовился первый «Канопус-В». Та же система заправки ксеноном подключалась к тем же розеткам и к щиту выдачи газов. Те же переносные щиты с розетками обеспечивали питание наземного оборудования. Даже осветитель был тот же, но вот нетипичной розетки для него не оказалось - и ее пришлось устанавливать. Больше ничего дооборудовать не требовалось.

ВНИИЭМ впервые в своей истории взял на себя ответственность за создание ракетно-космического комплекса (РКК). Безусловно, создание РКК в рамках

коммерческого запуска силами АО "Главкосмос" существенно проще, чем решение аналогичной задачи в рамках госконтракта и под контролем военной приемки. В частности, объем документации на РКК был определен как схема деления (причем она была приложением к Положению о запуске) и набор заключений о готовности к запуску. Одной из моих основных задач летом 2022 года был именно аккуратный учет полученных документов и еженедельная оправка писем с напоминанием отстающим, благо таких было совсем немного. Задерживалась только программа работы средств КСИСО РН и НИК РБ, то есть станций приема телеметрии от ракеты и разгонного блока, расположенных по трассе полета.

Часть этих станций принадлежит и эксплуатируется Министерством обороны РФ, поэтому для их привлечения к нашему коммерческому запуску необходимо было выпустить Распоряжение Правительства Российской Федерации. Распоряжение с запасом помещается на одном листе формата А4, но к его проекту необходимо приложить порядка сотни листов разнообразных подтверждающих документов.

Всё начинается с оформления набора сертификатов на КА:

- сертификат общего вида и технических характеристики КА;
- сертификат безопасности КА;
- сертификат конечного пользователя КА;
- сертификат о координации частот КА;
- сертификат о невоенном применении КА;
- обязательство о регистрации КА в ООН.

Далее мы обратились в Федеральную службу по военно-техническому сотрудничеству (ФСВТС) и получили заключение о том, что КА не относится к продукции военного назначения (запомнился нетривиальный разговор с экспертом ФСВТС во время нахождения на рекогносцировке на Байконуре, смотрел на степь за Сырдарьей и обсуждал технико-организационные вопросы). Чтобы наша жизнь не казалась простой и пресной ФСВТС рекомендовала обратиться во ФСТЭК, которая, как ей и положено, контролирует подобного рода сделки. Работу с этим ведомством взял на себя наш заказчик.

Пакет документов АО «Корпорация «ВНИИЭМ» представил в Департамент международного сотрудничества Госкорпорации «Роскосмос», я обратился к событиям в монтажно-испытательном корпусе. Но оказалось, что сертификат о международной координации частот командно-телеметрической радиолинии S-диапазона был выдан, скажем так, преждевременно. Оказалось, что Государственная служба по радиочастотам России согласовывала использования данной части спектра при условии отсутствия

помех определенным радиосредствам в центральном регионе России. Аналогичное министерство конечного пользователя данный запрос просто не получило, и естественно, никак на него не ответило. И согласование проекта Распоряжения зависло в мертвой точке. Нас спасло наличие прямого контакта с отделом научно-технического сотрудничества посольства страны конечного пользователя в России. Была обрисована ситуация: без согласования частот КА никуда не полетит. И тогда в две итерации, но были получены необходимые нам гарантии в необходимых формулировках. И Распоряжение увидело свет.

Вспомнил фразу одного из топ-менеджеров АО «Главкосмос», что «Хромов - он скорее не главный конструктор, а главный организатор». Но без приложения целеустремленных усилий и в этом направлении - пуск навряд ли бы состоялся.

8. О системе заправки ксеноном СЗК-001

Вплоть до марта 2022 года мы считали, что подготовка космического аппарата будет происходить на космодроме Восточный. Еще в 2017 году туда был поставлен комплект оборудования для заправки ксеноном, созданный Конструкторским бюро транспортно-химического машиностроения (КБТХМ). Правда, поставка комплекта запоздала для участия в заправке спутников "Канопус-В" №3 и 4, и они заправлялись при помощи системы СЗК-001. Для аппаратов "Канопус-В" №5 и 6 решили ничего не менять, и снова использовали СЗК-001. А для КА ДЗЗ мы планировали все-таки дать шанс комплекту оборудования, созданного КБТХМ.

Дело в том, что система СЗК-001 имеет очень непростую трудовую биографию. Она была создана в КБ «Арматура» в далеком 2005-м году для заправки спутника «Монитор-Э» разработки АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». Спутник был успешно заправлен на космодроме Плесецк. Затем систему переместили на Байконур, где с ее помощью заправляли малые геостационарные спутники, созданные в Центре имени Хруничева на базе платформы «Яхта», в частности «Экспресс-МД» и Kazsat. В 2011-м году в поисках способа заправить спутники типа «Канопус-В» мы обратились в ГКНПЦ, который любезно разрешил воспользоваться системой. Через год на Байконуре были заправлены «Канопус-В» №1, Белорусский КА (см. рисунок 8.1), в 2017-м году – «Канопус-В-ИК». К этому времени руководство Центра Хруничева приняло решение свернуть направление создания спутников, и система была перевезена сначала в Москву, а потом - на Восточный, где с успехом заправила еще четыре «Канопуса-В». Срок службы системы был уже

один раз продлен, новый - истекал в конце 2021 года, и изготовитель не был готов взять на себя ответственность продлить его ещё раз без диагностики системы на заводе-изготовителе. Мы твердо ориентировались на комплект имени КБТХМ, была выпущена инструкция по заправке, проведена рекогносцировка на космодроме Восточный.

Но в начале весны мы были вынуждены пересмотреть свои взгляды и искать варианты заправки на Байконуре. Вариант с использованием оборудования АО «ИСС", размещенного в огромном МИКе на площадке 92-50 отпал ввиду необходимости применения ксенона по ТУ (самого чистого, существующего в отрасли). Мы уже купили ксенон у ООО «Акела-Н», он продавался как медицинский препарат (ксенон используется для общего наркоза), вполне годился для двигательной установки по чистоте, но ТУ - увы - не соответствовал.

Оставался ровно один вариант - все-таки продлить ресурс СЗК-001, допустить до одиночной заправки. Была выпущена программа работ, было решено обойтись диагностикой системы на территории АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Как водится, в ходе диагностики была обнаружена утечка в компрессоре, потребовался ремонт на заводе в Коврове, но - самое главное - нам удалось успеть, и даже с запасом в пару недель до вывоза спутника на космодром.

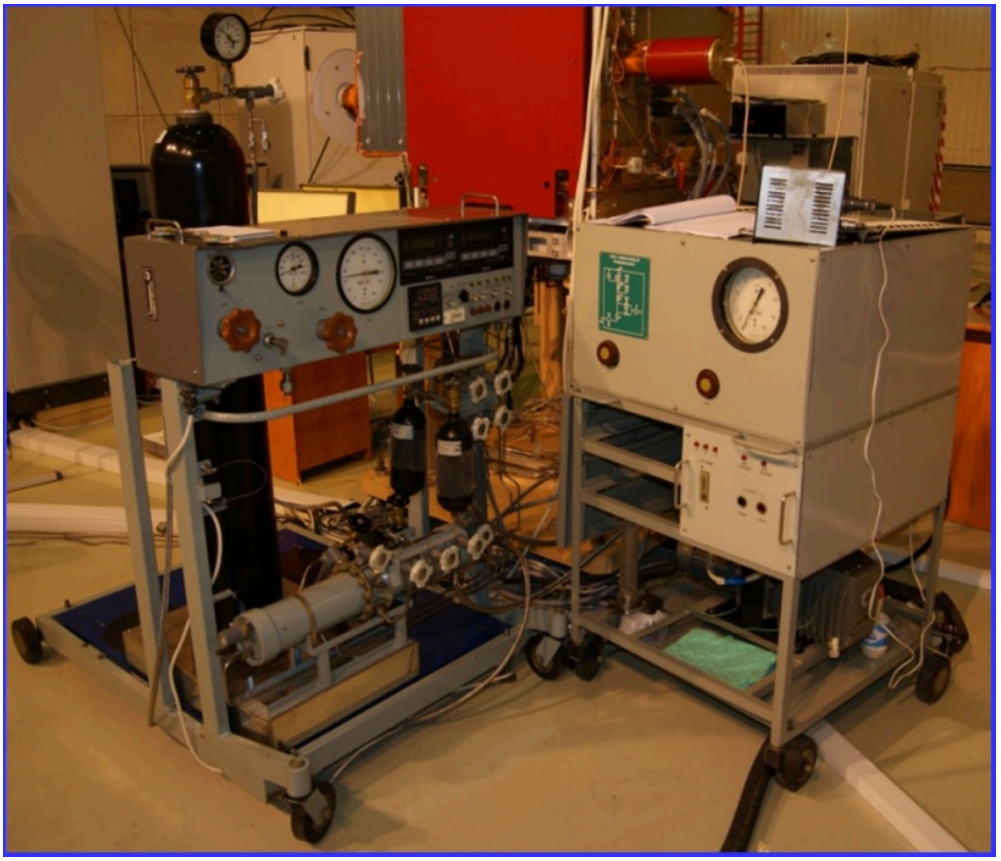


Рисунок 8.1 - Система СЗК-001 в рабочем положении [2]

На космодроме система отработала без замечаний, а я как будто перенесся на десять лет назад.

Наверное, в этой же части нужно упомянуть пульт подачи давления, созданный нами (лабораторией двигателистов АО «Корпорация «ВНИИЭМ») для проверки двигательных установок вокруг пары подаренных вентилей с использованием тары от одного из электронных блоков, поставленных в 2009-м году. Пульт участвовал в работах со всеми двигательными установками на протяжении последних десяти лет, и только в этом году прошел приемо-сдаточные испытания более совершенный комплект. Нужно отметить, что вентили АВ-013М для такого рода пультов подходят слабо, они открываются недостаточно плавно. А главное - не нужно надеяться, что при затяжке накидных гаек монтажник будет правильно удерживать ключом ответный штуцер. При подготовке пульта к проверке герметичности в 2022-м году, уже на Байконуре, мы демонтировали с него кожух. Открылось впечатляющее зрелище деформированных трубок, одна из которых была закручена чуть ли не спиралью (см. рисунок 8.2). По трубкам в систему подается гелий под давлением до 170 кгс/см^2. После работы с КА ДЗЗ пульт мы, конечно, списали.



Рисунок 8.2 - Пульт подачи давления со снятым кожухом

9. Заключительный этап подготовки КА на заводе-изготовителе

В начале 2022 года мы в очередной раз «актуализировали» график создания космического аппарата, имея целью вывоз КА на космодром в конце августа и попутный запуск в ноябре.

В начале марта обстановка радикально усложнилась. Для запуска в срок до 10.08.2022 необходимо было отправить спутник на Байконур 30.06.2022. Исходя из этой даты график снова был уточнен, были установлены важные вехи: на 12.04.2022 (День космонавтики) была назначена транспортировка спутника в НПО «Молния» для дегазации, тепловакуумных и электротермовакуумных испытаний, а на 01-03.05.2022 - его возврат. Первую дату удалось соблюсти (см. рисунок 9.1), а возврат состоялся 09.05.2022, на День Победы.

При осмотре спутника после дегазации были обнаружены следы на главном зеркале (см. рисунок 9.2), которые были отмыты после возвращения объекта испытаний в АО «Корпорация «ВНИИЭМ».



Рисунок 9.1 - КА ДЗЗ в термобарокамере НПО «Молния»

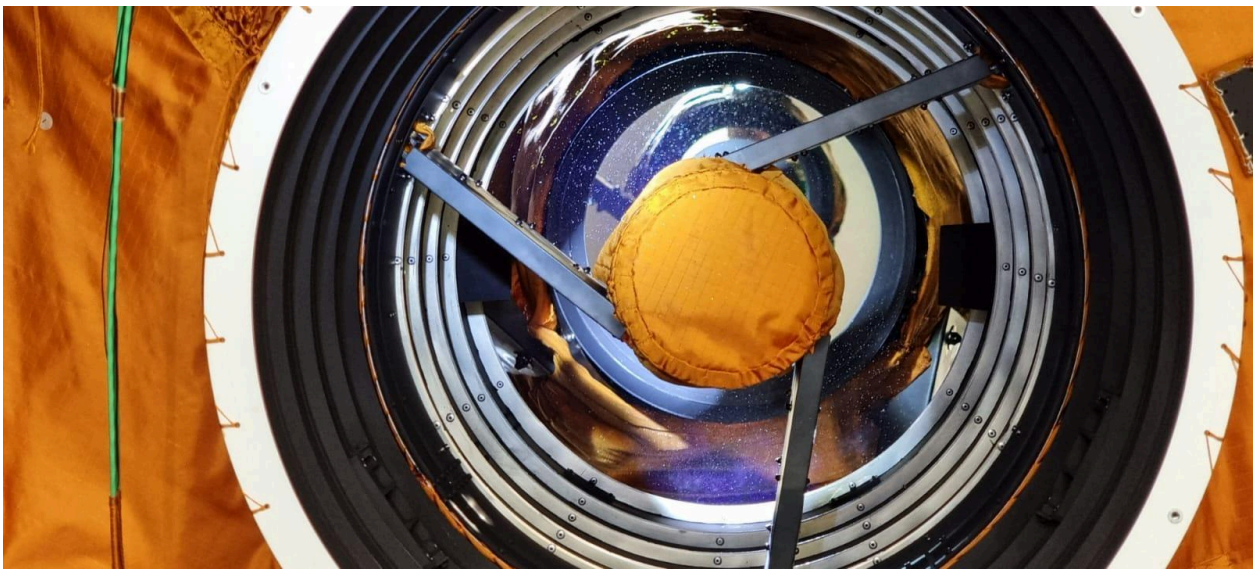


Рисунок 9.2 - Загрязнения на главном зеркале ЦА

При испытаниях на электромагнитную совместимость блоков КСП и БКП при подаче помех по цепям питания была зафиксирована неустойчивая работа датчиков тока. Неустойчиво работал операционный усилитель, на вход которого поступало напряжение с шунта, в результате показания датчика оказывались завышенными. После оценки величины помехи, пришли к выводу, что появление ее в полете крайне маловероятно, испытания всего спутника на ЭМС (они прошли без замечаний) подтвердили правильность решения.

Естественно, работы в МИКе проводились без выходных, в полторы-две смены, с четким пониманием, что в данном конкретном случае сдвиги итоговых сроков просто невозможны. В НПО «Молния» работы проводились

круглосуточно, но такова специфика испытаний в вакуумной камере. Параллельно шла закупка элементов ЗИП КА, которые обязательно нужны на космодроме - но закупки в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» после 2019 года - это слишком тяжелая тема, я за нее не возьмусь. Скажу только, что ЗИП в итоге был закуплен.

В июне 2022 года были проведены ПСИ КА в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и испытания сквозных трактов с использованием имитаторов земных станций и имитацией полета в течение суток. В том числе имитировались съемки и сбросы целевой информации. Единственное замечание при этих испытаниях было связано с невыполнением автофокусировки подсистемой юстировки и фокусировки (ПЮФ) ЦА. Анализ показал, что причиной замечания является смещение контрольных точек канала фокусировки к краю «зоны поиска». Регистрация контрольных точек ПЮФ состоит из двух итераций. При первой итерации поиска ПЮФ определяет предварительные координаты точек в заданной «зоне поиска», этот этап был выполнен штатно. При второй итерации ПФЮ формирует «рамку поиска» вокруг предварительно обнаруженной точки с целью точного определения её координат. В двух случаях из трех габаритные размеры «рамки поиска» частично вышли за пределы «зоны поиска», и ПЮФ не смогла определить точные координаты точек. Для устранения замечания необходимо обновление ПО ЦА (измерение положения «зоны поиска» в канале фокусировки), которое было решено выполнить на космодроме.

28.06.2022 было проведено заседание секции № 1 Научно-технического совета АО «Корпорация «ВНИИЭМ» с моим докладом на тему «Отчет о готовности КА ДЗЗ к летным испытаниям». Научно-технический совет принял решение рекомендовать поставку КА ДЗЗ на космодром Байконур, в космический центр «Южный» для подготовки на техническом и стартовом комплексе космодрома.

10. Транспортировка спутника на технический комплекс

Для транспортировки нашего спутника мы использовали доработанный контейнер транспортировочный Белорусского КА, благо тот принадлежит АО «Корпорация «ВНИИЭМ», и следовательно, может быть использован по назначению без дополнительных согласований. Ввиду большей высоты КА ДЗЗ, между корпусом контейнера и крышкой была сделана специальная проставка, увеличивающая высоту изделия примерно на 40 сантиметров.

Выросший контейнер стал негабаритным грузом, на транспортировку которого по Москве служба главного инженера получала специальные пропуска, правда, только на перевозку в ночное время.

Транспортировка контейнера со спутником осуществляется в соответствии с инструкцией ИЭ12. Это, наверное, самый сложный в согласовании эксплуатационный документ на спутник. Всё начинается с погрузки контейнера на грузовик, точнее, с его раскрепления - работы, за которую никто не хочет браться. И все, естественно, хотят прописать в ИЭ12 ответственное подразделение, а именно тех, кто будет ремнями крепить контейнер к грузовику. Головной отдел справедливо считает, что его задача - провести приемо-сдаточные испытания КА ДЗЗ. Хозяева МИКа говорят, что могут только упаковать спутник в контейнер. Служба главного инженера говорит, что их дело - именно транспортировать, управлять грузовиком. На этом круг замыкается. У нас получилось так, что ведущий специалист по КА сам вызвался руководить раскреплением, к большому удивлению присутствующих на совещании, посвященной данной теме. Все радостно согласились, тут же была согласована и инструкция. Как водится, в момент погрузки, жизнь повернулась новой гранью, и ведущий специалист (занятый завершением оформления формуляра) на мероприятие просто не явился. В итоге раскреплением занималась сборная из вышеупомянутых подразделений.

Да, в ИЭ12 нужно обязательно нарисовать точки крепления ремней к грузовику. Разработчики документа обязательно скажут, что это неправильно, ведь инструкция не должна быть написана под конкретный грузовик, она должна быть универсальный. В этот момент нужно проявить твердость, настоять на обмере имеющегося грузовика, определении точек закрепления и их нанесения на схему, максимально подробно.

Все спутники типа «Канопус-В» транспортировались на космодром запуска самолетом Ил-76. Для погрузки контейнера с аппаратом в самолет использовался тельфер воздушного судна. И всякий раз крюк тельфера не влезал в рым на раме контейнера. Каждый раз приходилось изобретать новые, нештатные точки крепления контейнера к тельферу. Если бы не увидел сам, никогда бы не поверил, что можно из года в год сталкиваться с одной и той же проблемой, имеющей простое и понятное решение (нужна просто петля из кевларовой стропы) - и никак ее не решать. Возникает масса скорее психологических соображений.

Мы отправляли аппарат на космодром на рубеже июня и июля, в жаркое время года. Я опасался перегрева изделия под прямыми лучами байконурского Солнца, поэтому время прилета Ил-76 в аэропорт Крайний

было выбрано в самое холодное время суток - на рассвете. Кроме того, не хотелось заниматься погрузочно-разгрузочными работами в темное время суток. Тогда я еще не представлял себе продолжительность погрузки и разгрузки, иначе выбрал бы вариант прилететь на закате.

Прилет на рассвете означал вылет практически в полночь. Учитывая наличие пропуска только на ночное время, грузовик выезжал с территории предприятия около 5 часов (нужно было до 6 утра покинуть МКАД), потом весь день находился в ожидании - и вечером ехал в аэропорт. Для ожидания был выбран один дружественный ангар, который должен был создать тень. Как водится, когда грузовик прибыл к ангару, возникли опасения, что груз не пройдет по высоте, заденет за ворота. Грузовик и спутник разместили в тени нескольких берез (!) с идеей переезжать вслед за движением Солнца (см. рисунок 10.1). Через час ворота замерили, убедились, что груз проходит, загнали автомобиль в ангар (рисунок 10.2).



Рисунок 10.1 - Автомобиль с КА в тени берез



Рисунок 10.2 - Автомобиль с КА в ангаре

Разгрузка в аэропорту Крайний заняла несколько часов, на технический комплекс колонна ехала уже под ярким солнцем. Но мои опасения, к счастью, не оправдались: температура не превышала 26,5°, что существенно ниже верхней границы (40°).

А вот чего нужно было опасаться, так это ударных нагрузок от ям на не самой хорошей (но единственной) дороге. Перегрузка при ударе достигла солидной величины 10,3g; но последующие испытания на техническом комплексе подтвердили, что спутник этот удар выдержал. А через пару месяцев мне довелось прочитать письмо о том, что при автомобильной транспортировке на космодром Восточный был перегружен спутник другого предприятия - не стоит недооценивать наши дороги.

11. Подготовка спутника на техническом комплексе космодрома Байконур

Работы на техническом комплексе космодрома начались за две недели до прибытия космического аппарата - автомобилем была доставлена система заправки ксеноном СЗК-001, она была развернута в зале 119, проведена ее подготовка к работе с отбором проб ксенона. Пробы на том же автомобиле

были отправлены в Москву на химический анализ, который подтвердил чистоту полостей и готовность системы к заправке.

Раньше доставка проб в Москву осуществлялась самолетом, но с течением времени аэропорт Крайний перестал обрабатывать опасные грузы (а баллон с ксеноном под давлением является таким грузом), и возможность быстрой доставки проб была исключена. Забегая вперед, скажу, что пробы из заправленного бака были отправлены в Москву на одном из легковых автомобилей АО "Корпорация "ВНИИЭМ".

КА ДЗЗ прибыл на ТК 30 июля 2022 года, вместе с ним прибыл первый морской контейнер с оборудованием. Через сутки прибыли еще два морских контейнера, и мы смогли развернуть временное рабочее место.

Пока ИВК и контрольно-проверочная аппаратура проходили проверки после транспортирования, спутник был внимательно осмотрен. Единственным замечанием стали сколы на защитных стеклах диодных блоков солнечных батарей, которые по мнению разработчика были вполне допустимы.

Далее была выполнена проверка герметичности двигательной установки и ее заправка. Проведение этих работ в начале подготовки спутника позволяло иметь запас времени на вторую попытку заправки, если результат химического анализа проб окажется отрицательным. С пробами всё было в порядке, и эта возможность нам не потребовалась.

В будущих проектах целесообразно выполнять заправку блоков хранения ксенона (БХК) автономно и в Москве, передавая на сборку спутника уже заправленный бак. Это позволит исключить непростые операции транспортировки сжатых газов (как большого баллона с ксеноном на космодром, так и проб в обратном направлении). Но для этого БХК должен допускать транспортирование в заправленном состоянии.

Следующей важной задачей стало обновление программного обеспечения целевой аппаратуры, после которого были сняты замечания к работе подсистемы юстировки и фокусировки.

А дальше мы шли по пути, неоднократно пройденному при подготовке спутников типа "Канопус-В": электрические испытания систем, комплексные испытания, раскрытие и засветка панелей солнечных батарей, окончательная сборка схемы и матов ЭВТИ, окончательная мойка зеркал целевой аппаратуры (см. рисунок 11.1), боевой заряд аккумуляторной батареи.

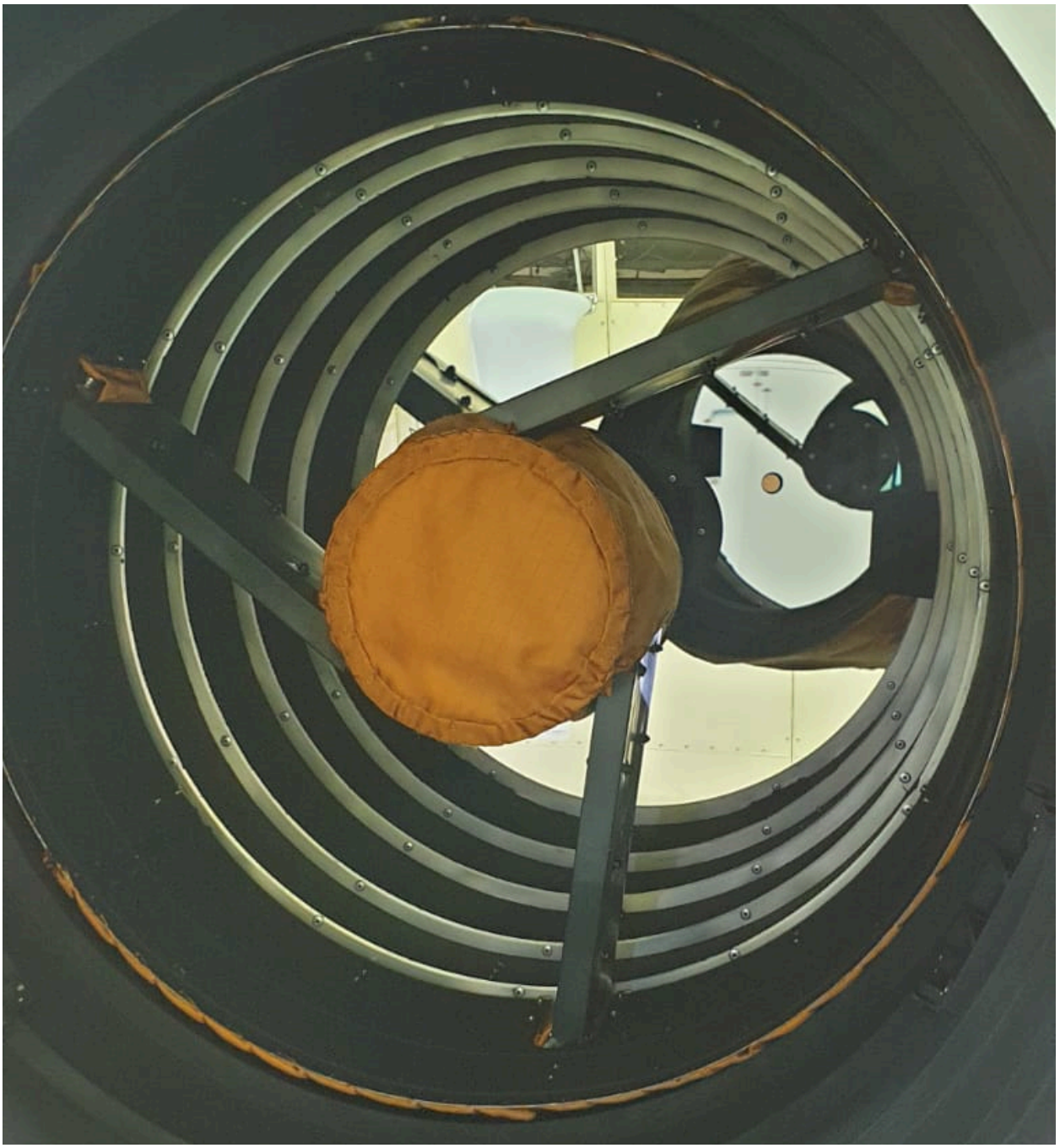


Рисунок 11.1 - Зеркала целевой аппаратуры после очистки на техническом комплексе

30 июля 2022 года спутник был передан на технический комплекс космической головной части и установлен на переходной ферме. Были проверены образовавшиеся электрические связи, сняты последние защитные элементы - и следующий раз мы подключились к аппарату уже на стартовом комплексе.

31 июля 2022 года мы в последний раз увидели наш спутник: была выполнена накатка головного обтекателя (см. рисунок 11.2). Далее космическая головная часть была состыкована с третьей ступенью

ракеты-носителя. Полученную сборку состыковали с "пакетом" из собранных первой и второй ступени ракеты-носителя - и получилась ракета космического назначения.



Рисунок 11.2 - КА ДЗЗ перед накаткой головного обтекателя

05 августа 2022 г., после вывоза и установки ракеты космического назначения на стартовом комплексе, был начат подзаряд аккумуляторной батареи КА ДЗЗ с контролем напряжения и температуры аккумуляторной батареи. Операция выполняется скорее по традиции, ведь саморазряд литий-ионных аккумуляторных батарей невелик, и был проверен при наземной отработке батареи. В будущем целесообразно подзаряд батареи на старте исключить.

12. Летные испытания

Если вы ничего не планируете, вы планируете потерпеть неудачу.
Б. Франклин

Давайте снимем что-нибудь пи...ое [красивое]!
Руководитель полета КА ДЗЗ

12.1 Подготовка к летным испытаниям

После отправки КА ДЗЗ на космодром запуска, началась заключительная фаза подготовки всей космической системы к летным испытаниям. Госкорпорация «Роскосмос» разрешило привлечь земную станцию командно-измерительной системы «Клен» центрального контрольно-измерительного пункта (средство 201, расположенное в г. Красноярск) для проведения летных испытаний КА ДЗЗ. Для обеспечения связи с КА наш заказчик поставил на станцию свой модем и обеспечил присутствие специалиста. Таким образом, схема управления из однопунктной стала двухпунктной, что придавало уверенности в положительном исходе испытаний.

Одновременно шли проверки наземных средств путем тестовых сеансов связи с КА «Ломоносов», который давно не используется по назначению из-за выхода из строя целевой аппаратуры. Одновременно проводились тренировки смен центра управления полетом и стенда главного конструктора. Также была выполнена баллистическая сверка целеуказаний антенн наземных комплексов (сверялись результаты работы ПО, разработанного АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и АО НПК «БАРЛ»).

Я для себя решил, что в ходе первого сеанса связи мне стоит находиться в ЦУПе, на юге, вблизи наземных средств, которые должны были войти в связь с аппаратом. Право находиться во время запуска в бункере космодрома и в случае нештатной ситуации на борту КА дать команду на отбой пуска было дано генеральному конструктору АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

В рамках подготовки к летным испытаниям АО НПК «БАРЛ» не удалось согласовать с конечным пользователем программу летных испытаний. Это станет одним из факторов, напрямую повлиявших на их продолжительность.

12.2 Организация летных испытаний

Летные испытания проводились с большим количеством организационных вопросов. Согласно программной документации, летные испытания должна была проводить комиссия, которую должно было организовать АО НПК «БАРЛ». В реальности такая комиссия не создавалась, заседания ее не проводились. Испытания практически в первые сутки полета пошли с отклонениями от намеченного в программе полета плана. Решения о порядке и сроках тех или иных испытаний принимал главный конструктор космической системы (генеральный конструктор АО НПК «БАРЛ»), причем приоритет отдавался съемкам поверхности Земли. Чаще всего это были оперативные, а не испытательные задачи.

В АО «Корпорация «ВНИИЭМ» проведение летных испытаний также было сопряжено с рядом сложностей. Наиболее серьезной является задержка на 1,5 месяца в получении уточненного паспорта радиометрической коррекции целевой аппаратуры из-за несвоевременной оплаты аванса западным партнерам. После получения необходимых сведений, оказалось, что сильно усложнился алгоритм радиометрической коррекции, и на его реализацию силами специалистов АО НПК «БАРЛ» снова требуется время.

На две недели было задержано начало баллистической сверки с целью выявления причин промахов при наведении целевой аппаратуры – мы ожидали возвращения из отпуска заместителя генерального директора АО «Корпорация «ВНИИЭМ» С.И. Терехова, без которого организовать работу баллистиков оказалось нереально.

Еще десять дней ушло на попытки добиться от отдела, курирующего целевую аппаратуру, вычисления поправок к углам крена и тангажа при наведении спутника на объект съемки с целью ввода поправок установки звездных датчиков. После понимания, что так дело сделано не будет, поправки были вычислены работниками АО НПК «БАРЛ» за сутки работы.

Организация работы со стороны конечного пользователя тоже вызывала вопросы. За все время летных испытаний нам так и не удалось добиться надежной работы связи между ЦУП и стендом главного конструктора (СГК) в Москве. Более того, связь пропадала и была восстановлена буквально за один час до первого сеанса связи.

12.3 Выведение КА ДЗЗ на орбиту

09 августа 2022 г. в 08:52:38,281 ДМВ (05:52:38 UTC) со стартового комплекса 17П32-6 площадки № 31 космодрома Байконур был осуществлен успешный пуск ракеты-носителя «Союз-2.1б» № Я15000-055 с космическим аппаратом ДЗЗ и попутными полезными нагрузками (16 росссийских наноспутников стандарта кубсат 3U). В комплект средств выведения входили также разгонный блок «Фрегат» № 123-06 с переходным отсеком и головной обтекатель 81КС № Я15000-045.

В 09:56:00,6 ДМВ КА ДЗЗ был отделен на орбите с параметрами, указанными в таблице 12.1, угловые скорости КА после отделения приведены в таблице 12.2.

Таблица 12.1 - Вектор состояния КА проекта 505 по данным ЦУП РБ АО «НПО «Лавочкина»

Параметр, размерность	Номинал	Факт

Момент оскуляции, ДМВ	09.08.2022 09:56:00,740	09.08.2022 09:56:00,740
Проекция радиус-вектора КА на ось X, км	-399,490	-408,282
Проекция радиус-вектора КА на ось Y, км	1105,152	1090,091
Проекция радиус-вектора КА на ось Z, км	-6788,074	-6780,676
Проекция скорости на ось X, км/с	3,838393	3,835622
Проекция скорости на ось Y, км/с	6,580900	6,584084
Проекция скорости на ось Z, км/с	0,846994	0,827778

Таблица 12.2 - Угловые скорости КА ДЗЗ по данным ТМИ КА

Параметр, размерность	Номинал	Факт
Проекция скорости на ось КА X_c, °/с	не более 0,3	0,195149
Проекция скорости на ось КА Y_c, °/с		-0,136004
Проекция скорости на ось КА Z_c, °/с		0,200822

В каталоге Стратегического командования США космический аппарат получил номер 53370 и международное обозначение 2022-096A.

Первый сеанс связи с КА начался в 10:22:48 ДМВ, а в 10:23:07 ДМВ космический аппарат был взят на управление (получена положительная квитанция на управляющее воздействие). Отметим, что сеанс связи с РБ «Фрегат», на котором были получены параметры орбиты отделения КА, начался позднее первого сеанса связи с КА, поэтому наведение антенн осуществлялось по расчетным параметрам движения КА ДЗЗ.

12.4 Начальный этап полета КА

На начально этапе полета проводится оценка работоспособности и правильности функционирования бортовой аппаратуры КА после отделения КА от РБ и выполняются операции по обеспечению начального состояния КА. Расчетная продолжительность начального этапа полета КА составляет двое суток.

Устойчивая двухсторонняя связь с КА была установлена на первом сеансе связи. При этом состояние КА ДЗЗ соответствовало ожидаемому:

- включены первые (основные) полукомплекты бортовых вычислительных машин, контроллеров КСП, БКП, КИР1, КИР2, аппаратуры спутниковой навигации;
- система ориентации установила и поддерживает режим двухосной ориентации на Солнце «2С» (временные параметры реализации режима приведены в таблице 12.3);
- солнечные батареи КА раскрыты;

- система ТКС-505 включена в заданной конфигурации, устройство УЦО функционирует в «открытом» режиме;
- целевая аппаратура, высокоскоростная радиолиния и корректирующая двигательная установка отключены.

Таблица 12.3 - Реализация режима ориентации на Солнце «2С»

Параметр	Номинал	Факт
Продолжительность реализации режима «Успокоение»	не более 5 ч	3 мин 10 с
Продолжительность поиска Солнца (реализации режима «2С»)	не более 2,5 ч	8 мин 56 с
Глубина разряда аккумуляторной батареи за время от отделения КА от РБ до реализации режима «2С»	не более 80 %	1 %

Программа первого сеанса связи была выполнена полностью за исключением синхронизации бортовой шкалы времени (БШВ), которую ведет бортовая вычислительная машина бортового комплекса управления (БВМ5 БКУ) от аппаратуры спутниковой навигации (АСН) из-за ошибки в программном обеспечении БВМ5 БКУ (четные года не синхронизировались). БВШ была синхронизирована по команде от наземного комплекса управления.

После анализа ТМИ первого сеанса связи в ЦУП был проведен брифинг с конечным пользователем. Такие брифинги стали ежедневными на все время летных испытаний КА ДЗЗ. В ходе каждого брифинга обсуждались полученные за прошедшие сутки результаты, обсуждались планы на следующие сутки, отдельное время было выделено на вопросы и ответы. Такая практика оказалась эффективной, положительно повлияла на скорость освоения КА ДЗЗ при эксплуатации.

На последующих сеансах связи зафиксированы сбои в работе первого полукомплекта АСН (АСН1) – до 50 раз за виток происходили перезапуски программного обеспечения, что приводило к ложной синхронизации меток времени и впоследствии уходу БШВ от реального времени. Был выполнен переход на АСН2.

Да, качество наведения антенн в первые сутки полета (до накопления данных АСН наземным ПО баллистики) было относительно низким, этот момент требует внимания на будущих проектах, особенно с учетом ориентации КА на Солнце, не оптимальной для связи по радиолинии ТКС-505.

Кроме того, в режиме «2С» был зафиксирован рост температуры двигателей-маховиков (см. рисунки 12.1 и 12.2). Кроме того, температура термобуфера целевой аппаратуры находилась в диапазоне от минус 45° до

плюс 40° С (по эксплуатационной документации – от минус 20° до плюс 40° С).

С целью снижения температуры ДМ на 25 витке полета были выданы команды на переход в режим трехосной ориентации «2ЗК». Режим был реализован СОС за 8 мин 55 с (номинально – не более 30 мин). Впоследствии (на витке 53) был установлен точный режим ориентации «2ЗКТ», время реализации режима – 1 мин 10 с (по ТЗ – не более 3 минут). Температура ДМ в орбитальной ориентации снизилась до номинальных значений (см. рисунок 12.3).

На этом начальный этап полета был завершен, мы перешли к летно-конструкторским испытаниям КА ДЗЗ.

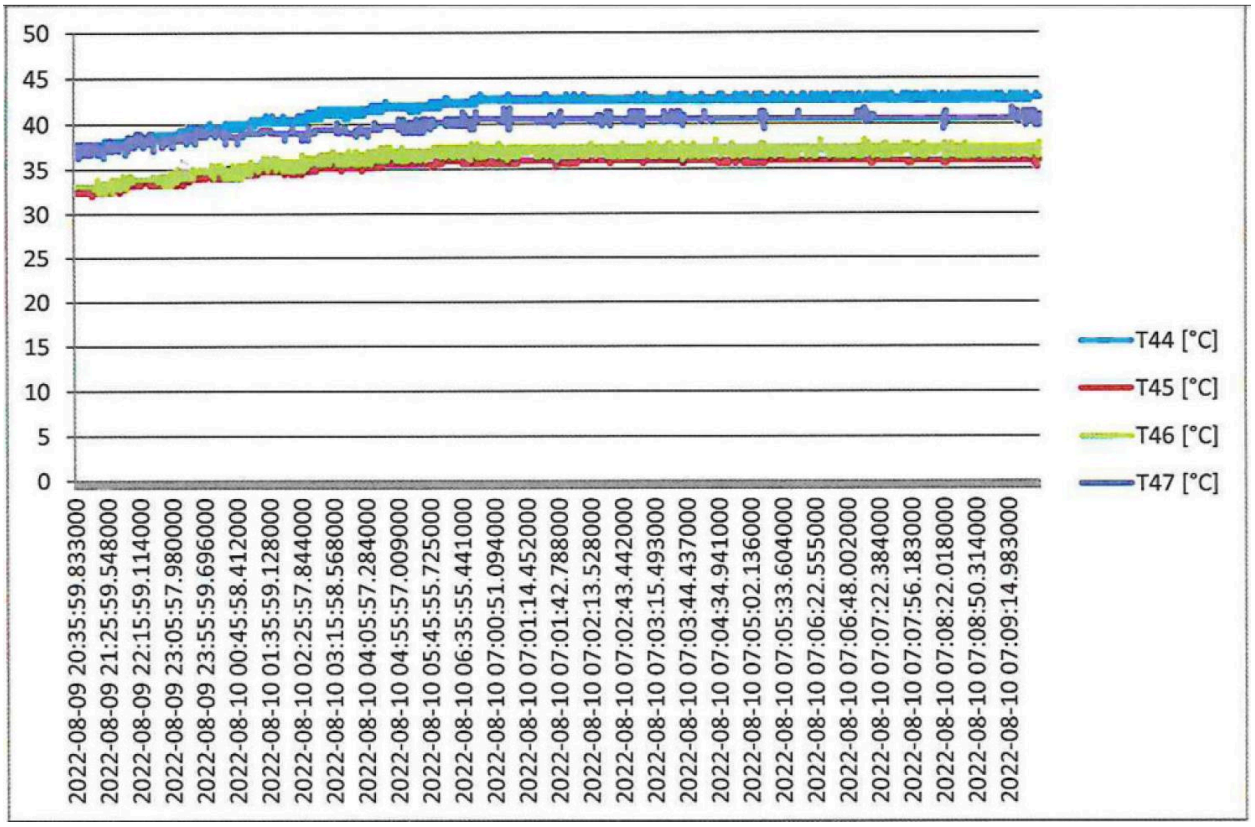


Рисунок 12.1 - Температура ДМ в первые сутки полета

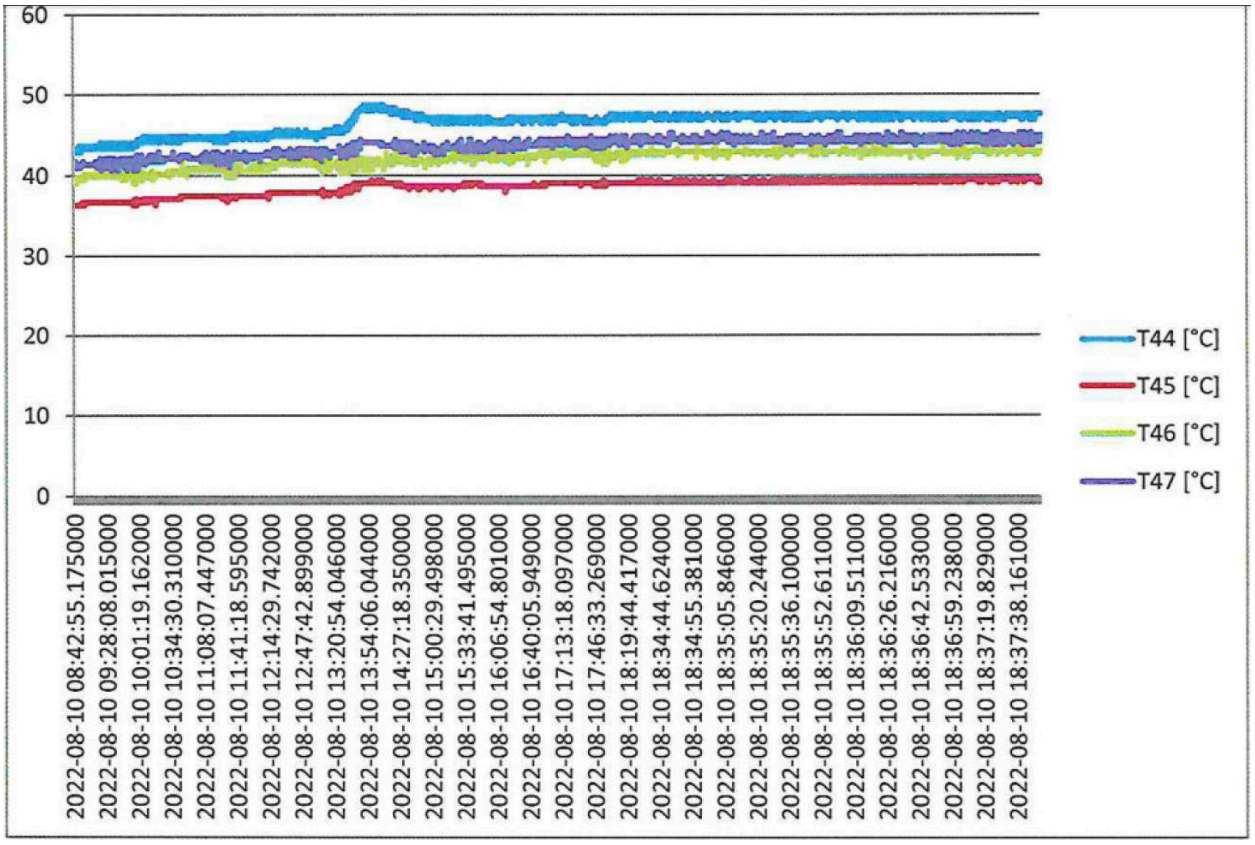


Рисунок 12.2 - Температура ДМ во вторые сутки полета

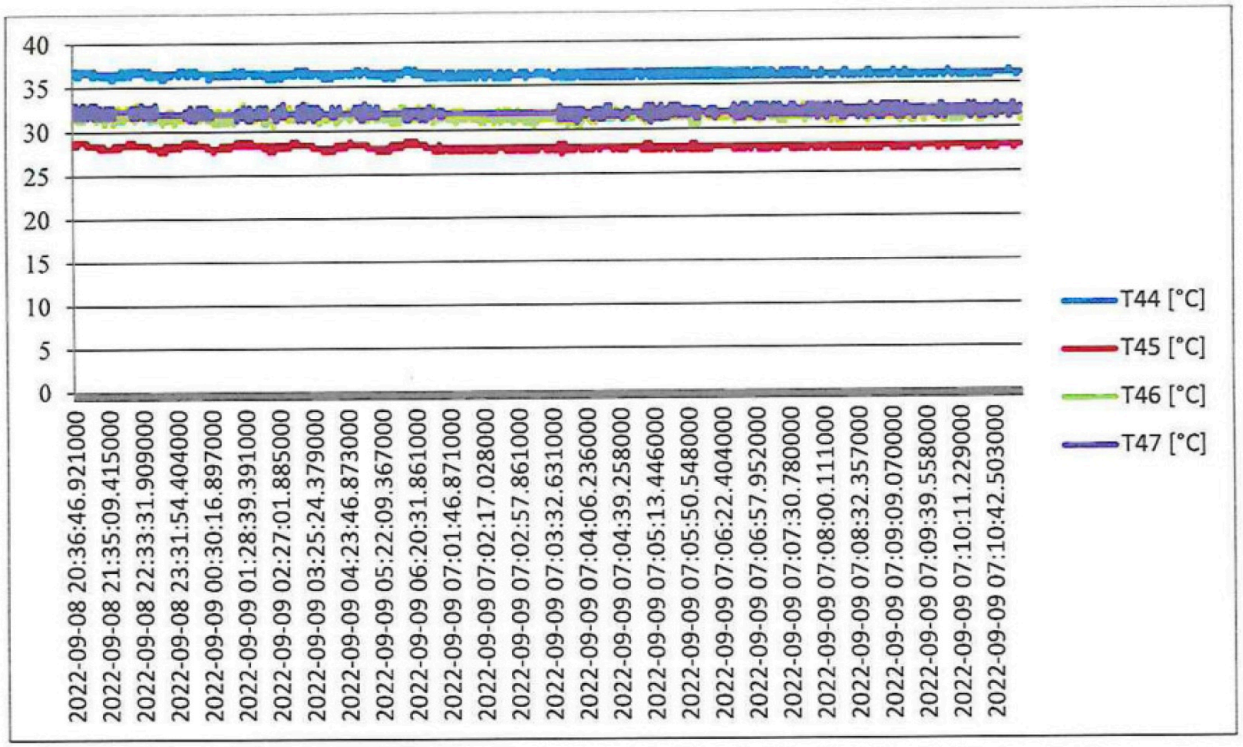


Рисунок 12.3 - Температура ДМ в орбитальной ориентации

12.5 Летно-конструкторские испытания

В ходе ЛКИ проводятся:

- испытания составных частей КА ДЗЗ в реальных условиях полета по частным программам летных испытаний (ЧПЛИ) с проверкой их соответствия требованиям ТЗ;
- проверка и отработка эксплуатационной документации в реальных условиях функционирования космической системы;
- коррекция параметров орбиты выведения КА;
- геометрическая и радиометрическая калибровка целевой аппаратуры.

Расчетная продолжительность ЛКИ составляет 2,5 месяца с момента выведения КА ДЗЗ на орбиту.

Ниже описаны результаты испытаний бортовой аппаратуры КА ДЗЗ в соответствии с ЧПЛИ.

12.5.1 Летные испытания бортовой вычислительной машины БКУ

За все время летных испытаний и эксплуатации КА ДЗЗ не произошло ни одного сбоя бортовых вычислительных машин БКУ и СОС (из-за исключения процессора по ECC или срабатывания аппаратно-программного сторожевого таймера), что говорит о высокой сбоеустойчивости БВМ, построенной на базе процессора производства АО «Миландр» с включенным ECC.

В ходе летных испытаний потребовалось 4 обновления программного обеспечения (ПО) БВМ БКУ. С целью обеспечения передачи обновления программного обеспечения БВМ по запросному каналу ТКС-505 со скоростью 8 Кбит/с за приемлемое время (порядка одного сеанса связи) была разработана методика упаковки новой версии ПО. При упаковке выполнялось сложение по модулю 2 новой и старой версии ПО, и на борт отправлялся только результат. На борту производился обратный процесс с последующей проверкой целостности распакованной версии.

Также была выработана методика применения новой версии ПО с учетом необходимости обеспечить живучесть КА. Сначала новая версия ПО просто загружалось в ОЗУ БВМ и ей передавалось управление. При этом во флеш-памяти оставалась предыдущая версия, и в случае нештатной ситуации требовалось выполнить перезагрузку БВМ – при этом загружалось старое ПО. Если КА штатно работал под управлением нового ПО, подтверждалось устранение ошибок, откорректированных в новой версии, мы приступали к записи нового ПО во флеш-память. Сначала выполнялась запись во флеш-память первого полукомплекта и перезагрузка БВМ – теперь из флеш-памяти загружалось уже новое ПО. В случае возможных проблем планировалось просто перейти на второй полукомплект, во флеш-памяти БВМ которого хранилась предыдущая версия ПО. По результатам успешной

работы БВМ после загрузки ПО из флеш-памяти, осуществлялась запись ПО во флеш-память резервного полукомплекта БВМ.
Самой важной было решение проблемы синхронизации бортовой шкалы времени с данными АСН. В начале полета задача применения данных АСН не работала ни в ПО БВМ БКУ, ни в ПО БВМ СОС, что приводило к неточному наведению. ПО было откорректировано, также было устранено несколько сопутствующих недоработок:
- устранено пропадание или сдвигов секундной метки от БВМ БКУ при отсутствии или недостоверной СМ от АСН (в таком случае БВМ БКУ выдает СМ от внутреннего генератора);
- устранен сдвиг БШВ БВМ (изменение счетчика) при поступлении недостоверной СМ от АСН;
- установлена корректная длительность импульса СМ, равная 5 мкс (было 20 мкс);
- обеспечена работа команды на сдвиг импульсов СМ БВМ в части миллисекунд;
- обеспечена синхронизация БШВ СОС в момент синхронизации БШВ БКУ;
- исключена возможность установки значения БШВ БВМ, отличающегося на 1 с, в случае выполнения синхронизации одновременно с приходом импульса СМ (синхронизация всегда выполняется через 200 мс после этого импульса);
- задача OBTSsynchtq была синхронизирована с внутренним генератором СМ БКУ, а не с СМ от АСН, тем самым исключена неверная работа ПО БВМ в случае сбоев в работе АСН;
- значение БВШ выдается в УЦО ТКС-505 через 100 мс после СМ.
Также было зафиксировано невыполнение циклограммы подрыва пироклапанов, эту ошибку тоже поправили, хотя и было уже не актуально (пироклапаны подорвали путем выдачи отдельных команд).

12.5.2 Летные испытания телекомандной системы

Испытания прошли с замечанием: не было выполнено измерение текущих навигационных параметров в части измерения наклонной дальности до КА. Вероятная причина: несоответствие конвертера частоты S-диапазона земной станции по коэффициенту частотного переноса. Как следствие, нарушается соответствие частоты дальнометрической ПСП и несущей, искажается сигнал в ответом канале и отсутствует его захват модемом земной станции. Было принято решение не использовать режим измерения наклонной дальности при эксплуатации КА (применяются данные АСН и измерение радиальной скорости).

При наземных испытаниях мы сталкивались с неустойчивой работой режима измерения дальности, но тогда удалось подобрать частоту на выходе модема и установить режим. В полёте это сделать не удалось.

12.5.3 Летные испытаний аппаратуры спутниковой навигации

Как было сказано выше, в первые же сутки полета были замечены частые перезапуски АСН1 с формированием нулевых массивов навигационных данных. Причиной перезапусков оказались сбои в ОЗУ АСН1. При помощи ряда «заплаток» в программном обеспечении АСН1 ряд функций, при исполнении которых наиболее часто наблюдались перезапуски, был перенесен на область быстрого ОЗУ в составе процессора АСН (см. рисунок 12.4). Основная часть перезапусков была парирована, осталась одна функция, дающая один сбой примерно на 12 часов работы. Ее перемещение невозможно ввиду исчерпания свободной памяти быстрого ОЗУ процессора.

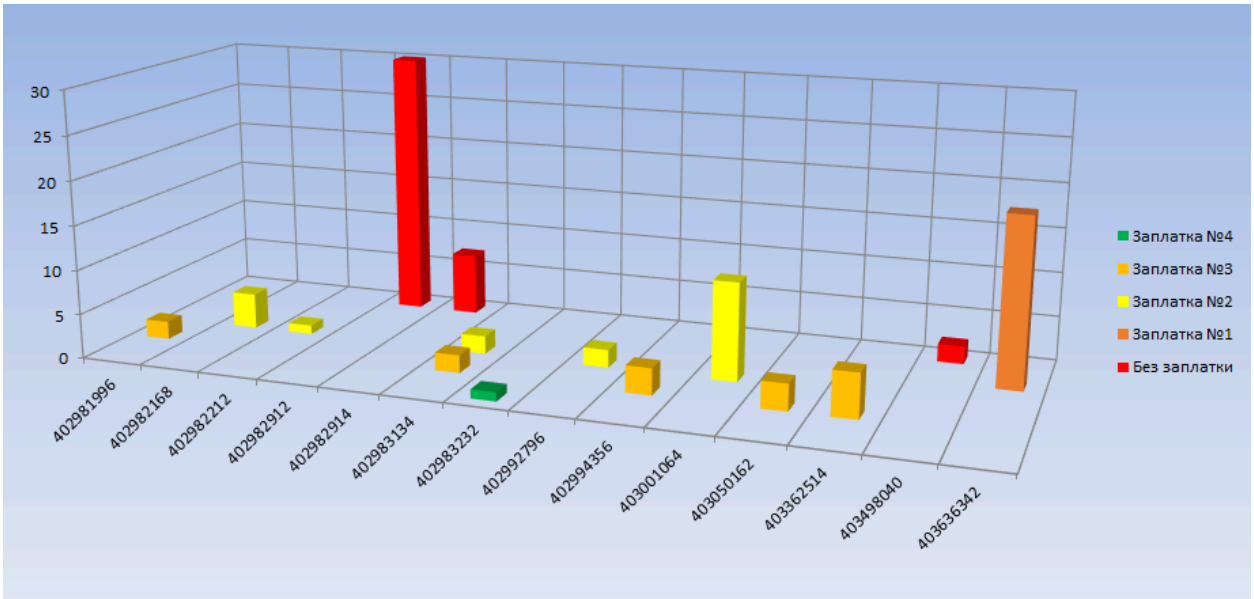


Рисунок 12.4 - Сбои в работе АСН1 (по оси абсцисс – адрес функции, при вызове которой произошел перезапуск, по оси ординат – количество сбоев на витке)

При работе с данными АСН2 по неустановленной причине возникает ошибка геопривязки целевой информации, равная 120 м.

При поворотах по тангажу на 90° для коррекции орбиты частота сбоев возрастает из-за поворота диаграмм направленности антенн АСН.

12.5.4 Летные испытания системы ориентации и стабилизации

Наиболее серьезным замечанием стал отказ 10.03.2023 четвертого двигателя-маховика (ДМ4). До 13.032023 была зафиксирована сбойная работа, впоследствии ДМ4 был исключен из контура управления СОС. Изучение ТМИ показало нормальную работу цифровой части ДМ, механики ДМ, коммутатора фаз обмотки статора и датчика скорости ротора ДМ. Место отказа расположено в аналоговой части ДМ: от входа цифро-аналогового преобразователи до входа коммутатора фаз. Причиной отказа может быть единичный отказ электрорадиоизделия, отказ печатного проводника печатной платы или отказ паяного соединения. 14.03.2023 была выполнена настройка СОС для работы на трех исправных ДМ путем закладки нового файла-драйвера. Максимальная скорость роторов оставшихся ДМ увеличена с 1000 до 1300 об/мин (номинал) для минимизации отказа ДМ4 на функциональные возможности КА ДЗЗ.

С начала полета обратили внимание, что роторы двух ДМ часто находились в неподвижном состоянии. Предположили, что у этих маховиков повышено трение покоя роторов. Была разработана специальная процедура тестирования ДМ, внедренная в программное обеспечение БВМ СОС. Процедура включала в себя задание скорости вращения ротора, измерение времени выбега и момента страгивания ротора ДМ (в ходе теста анализировались углы ориентации, при выходе их за рабочий диапазон тест приостанавливался). В результате тестирования у данных двигателей-маховиков была обнаружена большая зона нечувствительности на моментной характеристике (зависимости управляющего момента от кода).

В следующей версии ПО БВМ СОС с витка 1764 ввели смещение скоростей вращения роторов ДМ при нулевом управляющем воздействии: для ДМ1 и ДМ3 - на минус 120 об/мин, для ДМ2 и ДМ4 – на плюс 120 об/мин. Одновременно ввели команды, по которым можно менять и знак, и модуль смещения. В результате уменьшилась погрешность стабилизации КА ДЗЗ.

Также в ходе летных испытаний была отмечена неустойчивая работа оптического датчика Солнца ОСД-В в начале и в конце освещённого участка витка. По рекомендации ФГБУН «ИКИ РАН» в режиме «2ЗК» уточнен режим работы ОСД-В: если в течение 5 минут отсутствует Солнце на обоих датчиках, то они отключаются на 2 минуты и затем включаются вновь. Это повышает устойчивость работы ОСД-В. В целом режим «2ЗК» при эксплуатации КА ДЗЗ практически не используется, целесообразно его исключение, равно как и исключение ОСД-В из состава КА.

Летные испытания показали важность синхронизации шкал времени БКУ и СОС. 02.09.2022 в период с 09:24 до 11:40 КА ДЗЗ находился в

неориентированном полете, т.к. на предыдущем сеансе связи команда на переход в режим точной ориентации «2ЗКТ» была выдана до завершения синхронизации шкал времени. Время БВМ СОС осталось близким к началу отсчета (01.01.2000) и показания звездных датчиков стали недостоверными. В неориентированном полете происходило, в том числе, попадание лучей Солнца в апертуру целевой аппаратуры, что вызвало повышение до 106° С температуры термобуфера ЦА (см. рисунок 12.5).

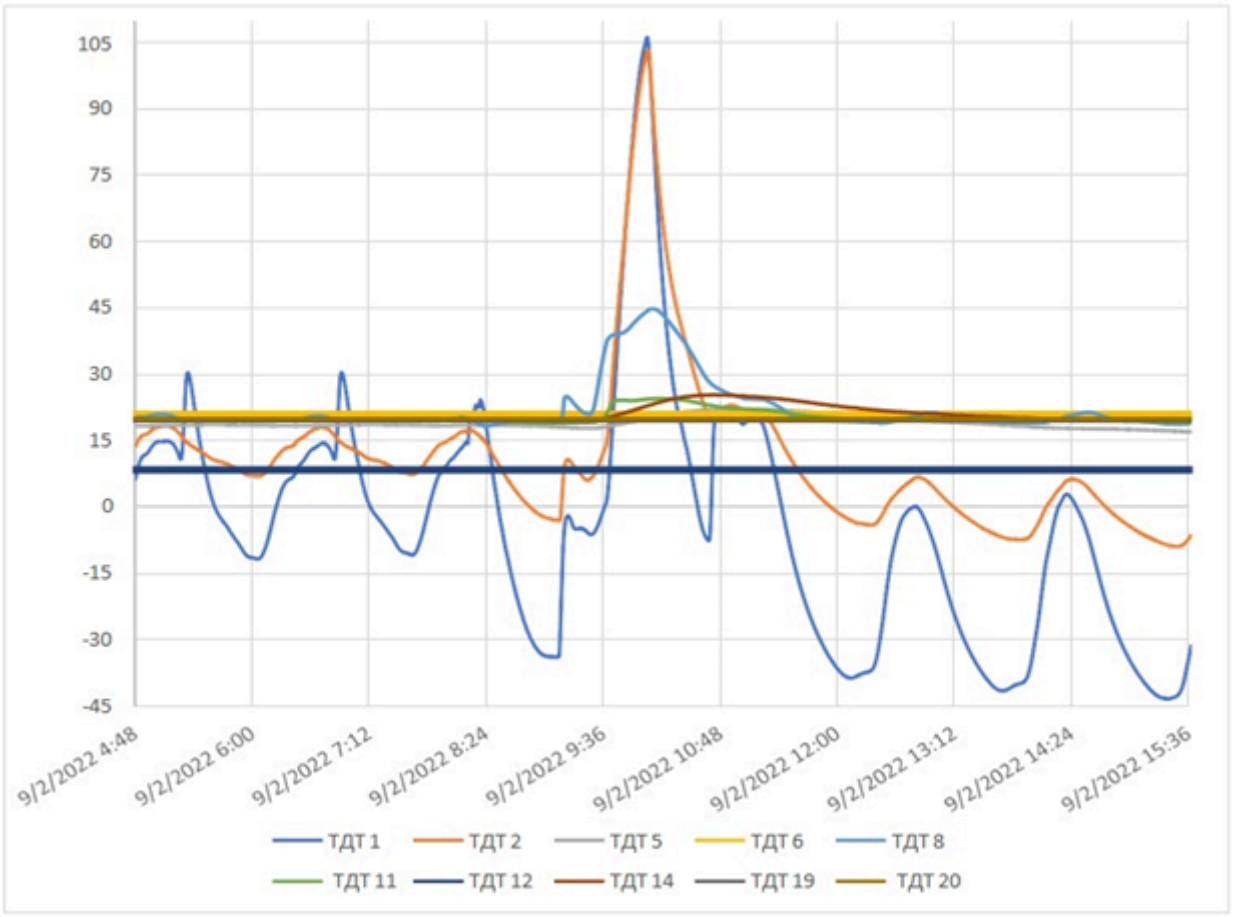


Рисунок 12.5 - Температуры ЦА при неориентированном полете

Программное обеспечение БВМ СОС было откорректировано: теперь если в режиме «2ЗКТ» время меньше 10 лет, то происходит переход в режим ориентации на Солнце «2С». Ну и в эксплуатационной документации появилось требование к операторам: на каждом сеансе связи проверять синхронизацию шкал времени БКУ и СОС.

После получения первых изображений поверхности Земли и после первых попыток выполнить их геопривязку, было обнаружено, что навигационная информация о положении космического аппарата не только привязана к шкале времени, начинающейся от 1970 года (должно быть – от 2000), но и выдается в инерциальной системе координат ECI, а не в системе WGS-84 (по

протоколу). С этим фактом сопряжен забавный момент – еще в 2019 году было выпущено специальное решение, утвержденное генеральным конструктором космической системы, устанавливающее системы координат (WGS-84) и шкалу времени (UTC), которые применяются во всей космической системе. Практика показала, что наличие решения и даже протокола сопряжения систем с правильными данными не гарантирует, что в коде бортовых вычислителей не появится что-то другое. В итоге после обновления ПО БВМ СОС появилась возможность выбора системы координат, в которых передаются данные массива «Навигация» (ECI или WGS-84). Естественно, применяется второй вариант, БВМ СОС транслирует данные АСН.

Помимо массива «Навигация» в ЦА передаются информация об ориентации КА ДЗЗ при выполнении съемки в виде двух массивов: «Ориентация 1» (углы Эйлера-Крылова и угловые скорости) и «Ориентация 2» (кватернионы ориентации от звездных датчиков). Массив «Ориентация 1» передается с частотой 8 Гц, в полете мы столкнулись с пропаданием одного из 8 массивов. Также в массиве, который передается на 125 мс всегда происходит сдвиг угла тангажа на минус 0,01°. Вероятно, не хватает производительности БВМ СОС. Особенности выдачи информации учтены в наземном ПО обработки изображений.

В начале летных испытаний мы столкнулись с промахами при наведении ЦА на объект съемки, величина промахов измерялась десятками километров. В ходе анализа выяснилось, что для корректного расчета БВМ СОС маневра наведения по орбитальным данным, заложенным из ЦУП (в формате TLE) обязательно необходимо выдавать команду на инициализацию модели SGP4. После выдачи команды расчет оказывался корректным. Уже на этапе летной эксплуатации столкнулись с нештатным увеличением угла тангажа, вплоть до 70° с последующим нагревом ЦА. Выяснилось, что в случае зависания аппаратуры АСН и формирования ей невалидных данных, СОС данные АСН начинает отбраковывать, что совершенно правильно. Но в случае перезагрузки АСН и последующего восстановления качества данных, СОС отбраковывать их не перестает, т.к. происходит сравнение с данными, переданными ранее. Дальнейшая работа СОС по прогнозу приводит к нарастанию ошибки и увеличению угла тангажа. Для парирования ситуации необходимо выдать команды на отключение и последующее включение использования в СОС данных АСН.

По ходу летных испытаний улучшали алгоритм работы СОС. В частности, при разгрузке (сбросе накопленного кинетического момента) двигателей-маховиков с 2142 витка стали учитывать орбитальную скорость,

не требуя снижения до нуля момента по оси тангажа. При этом уменьшились скорости вращения ДМ.

Во время коррекции орбиты (увеличение высоты) космический аппарат поворачивается по тангажу на 90° таким образом, что оптическая ось целевой аппаратуры направлена по вектору скорости. С учетом близости плоскости орбиты и плоскости солнечного меридиана (номинально угол между этими плоскостями составляет 15°), возможна ситуация попадания лучей Солнца в апертуру оптико-электронного модуля ЦА, с последующим нагревом изделия, а в худшем случае – перегревом ФПЗС в фокальной плоскости. Для обеспечения безопасности ЦА в программном обеспечении БВМ СОС ввели таймер, который по истечении 30 минут с начала маневра инициировал возврат в орбитальную ориентацию (максимальная продолжительность включения КДУ по результатам летных испытаний была доведена до 25 минут). С нагревом ЦА при маневрах мы столкнулись в пятницу, 13 января 2023 года – к этому моменту угол между плоскостью орбиты КА и солнечным меридианом сократился до 12°. Тогда было доработано баллистическое программное обеспечение ЦУПа, которое при планировании маневров стало обеспечивать, чтобы угол между осью ЦА и направлением на Солнце был не менее 36°. Таким образом был исключен нагрев ЦА до температуры, превышающей штатную температуру хранения – плюс 40°. В принципе, помня про опыт коррекции орбиты КА Deimos-2 [3], у которого КДУ расположена аналогичным образом, подобного нагрева ЦА мы ожидали еще при первых включениях, в ноябре 2022 года, но тогда явление не проявилось.

В ходе летных испытаний ЦА мы столкнулись с тем, что на некоторых маршрутах СОС не выполняло маневры наведения – снимки были выполнены в надир и отличались посредственным качеством из-за отсутствия доворота по курсу. Выяснилось, что из-за недостатков в работе программного обеспечения ЦУП, время выполнения маневров наведения оказалось некорректным (далеко в будущем времени). Позиций в очереди маневров ВБМ СОС всего 20, очередь достаточно быстро переполнилась, и маневры перестали выполняться. В новой версии ПО БВМ СОС была добавлена команда для очистки очереди маневров, а также предусмотрен технологический ТМИ-параметр, показывающий количество свободных позиций в очереди маневров.

Безусловной удачей стала отработка в ходе летных испытаний СОС экспериментального режима азимутальной съемки, при котором развертка изображения обеспечивается за счет поворота КА по всем трем осям ориентации, а не за счет бега местности, как при обычной съемке. В качестве эксперимента был получен снимок, маршрут был близок к направлению,

перпендикулярному трассе спутника. Режим азимутальной съёмки открывает широкие возможности для съемки объектов, протяженных в направлении с запада на восток, а также съемок при пониженной освещенности (увеличение экспозиции за счет тангажного отслеживания земной поверхности).
Всего в ходе летных испытаний ПО БВМ СОС было обновлено 6 раз.
В ходе летных испытаний СОС была выявлена проблема: продолжительность стабилизации КА с момента окончания активного участка маневра до достижения угловыми скоростями значений не более 0,001°/с составила 50 секунд. В данных условиях кадр стереопары размером 12 х 12 км может быть снят с углами тангажа не менее 25°, и возможна съемка только двух полос при широкозахватной съемке (итоговый кадр получался размером 12 х 24 км). Причины связаны с несоответствиями моментных характеристик ДМ, особенностями алгоритмов ПО СОС и особенностями конструкции КА. Наибольшие проблемы вызывала реализация доворота по оси курса, всего на несколько градусов – именно здесь проявлялось наличие всего одной штанги на каждой панели солнечных батарей и люфты в узлах ее крепления. Одна штанга, в отличие от пары штанг, не исключает возникновения крутильных колебаний вокруг продольной оси панели солнечной батареи. В будущих проектах, конечно, нужно ставить по две штанги (или одну, Y-образную).
С целью сокращения времени стабилизации предпринимались попытки улучшить алгоритм работы СОС. В частности, был внедрен механизм оценки времени, необходимого на выполнение маневра наведения КА, и отклонение задания на маневр в случае, если времени не хватает. Это позволило принять стратегию планирования съемок с меньшими временами задержек и хоть немного, но повысить производительность КА ДЗЗ. Кроме того, был уточнен алгоритм выполнения маневра наведения. Маневр состоит из двух этапов: собственно маневр (разгон – движение с постоянной скоростью - торможение), осуществляющийся с большой скоростью (до 2°/с), но имеющий погрешность по углу ориентации до 2° и линейный режим, обеспечивающий заданную точность (5 угл. мин.), но с малыми скоростями. После уточнения алгоритма удалось уменьшить погрешность маневра и продолжительность линейного режима. В будущих проектах целесообразно увеличить частоту работы БВМ5 СОС до 20 Гц, тем самым продолжительность стабилизации может быть сокращена.
Одним из этапов летно-конструкторских испытаний является калибровка датчиков СОС. Анализ работы магнитометров показал отсутствие необходимости их калибровки. Затем была выполнена оценка взаимного расположения оптических головок звездных датчиков путем анализа одновременных измерений, по результатам был уточнен файл-драйвер СОС в

части матрицы установки звездных датчиков. Наиболее трудоемкой оказалась калибровка взаимного расположения оптических головок звездных датчиков СОС и оптико-электронного модуля ЦА. На этом этапе возник организационный вопрос: и отдел, занимающийся созданием СОС, и отдел, занимающийся ЦА, считают, что данная калибровка не входит в их зону ответственности. В итоге задача была решена силами заказчика. Была выполнена серия снимков в надир, путем сравнения с данными карт Google найдена систематическая ошибка, и введена поправка в файл-драйвер.

Для справки в таблице 12.4 приведены периоды времени, когда КА находился в режиме «2С». В режим «2ЗК» КА был на витке 154 (19.08.2022).

Таблица 12.4 – Периоды нахождения КА в режиме «2С»

Виток	Дата	Время начала	Время окончания
1	09.08.2022	07:00:05	20:09:50 (10.08.2022)
375	02.09.2022	10:18:58	19:32:33
543	13.09.2022	18:45:42	20:13:56
1396	08.11.2022	18:32:02	19:46:54

12.5.5 Летные испытания корректирующей двигательной установки

Испытания по ЧПЛИ КДУ были успешно проведены на витках 665…894 в период с 21.09.2022 по 06.10.2022 – каждый двигатель отработал положенные 5 минут. Результат был вполне ожидаем с учетом опыта эксплуатации КДУ на борту КА типа «Канопус-В». Неожиданности начались сразу после завершения летных испытаний – мы столкнулись с ростом давления ксенона за редуктором (см. рисунок 12.6). Во время и после включения КДУ давление было нормальным (1,6…1,9 кгс/см^2), а вот потом – при перерыве в работе – оно начинало нарастать, причем темп роста имел тенденцию к увеличению.

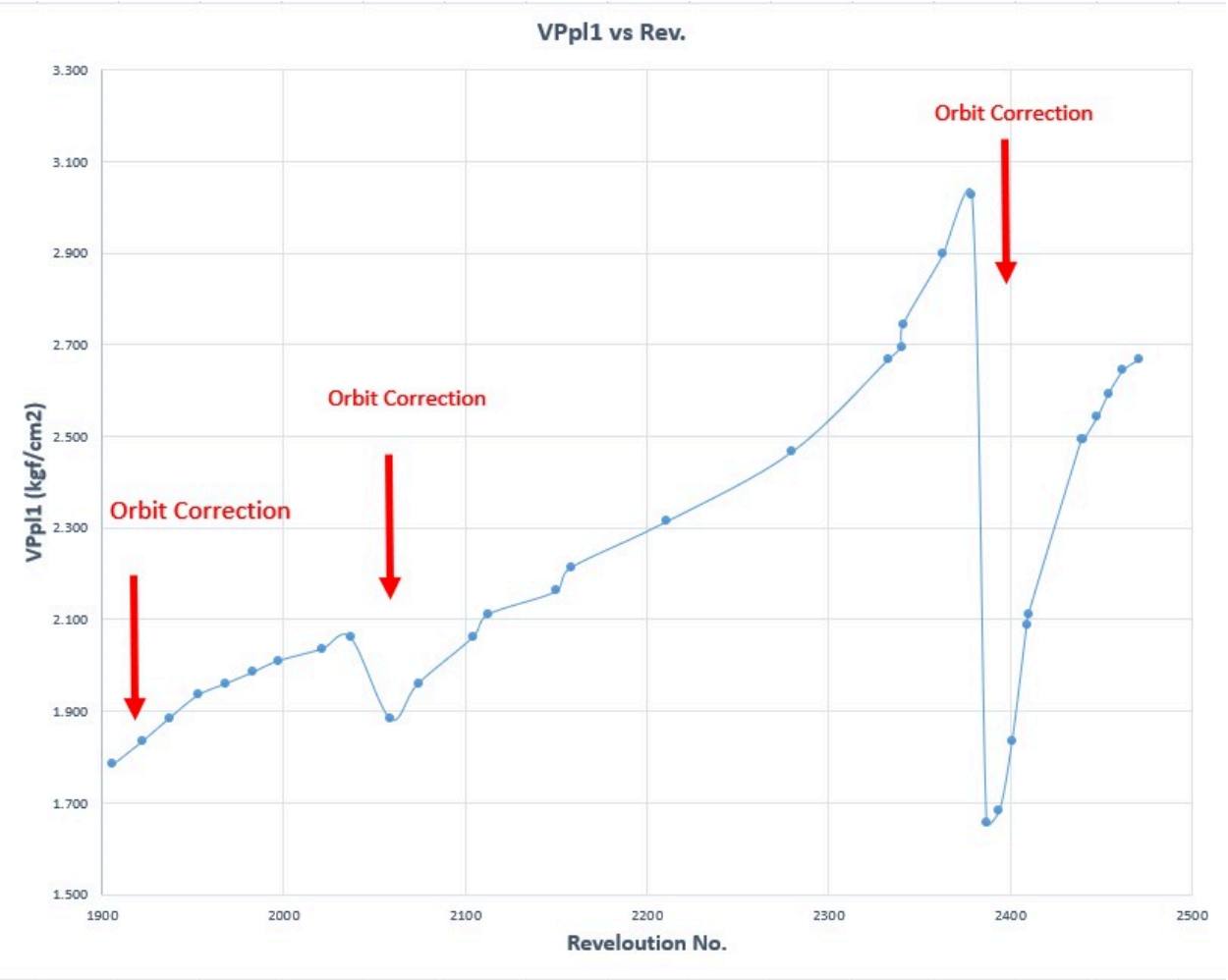


Рисунок 12.6 - Рост давления за редуктором КДУ

Причина такого поведения КДУ известна – ксенон перетекает между полостями высокого и низкого давления редуктора, более того, после превышения давления 5,2 кгс/см^2 произошел сброс давления в ресивер, специально предназначенный для этой цели (см. рисунок 12.7).

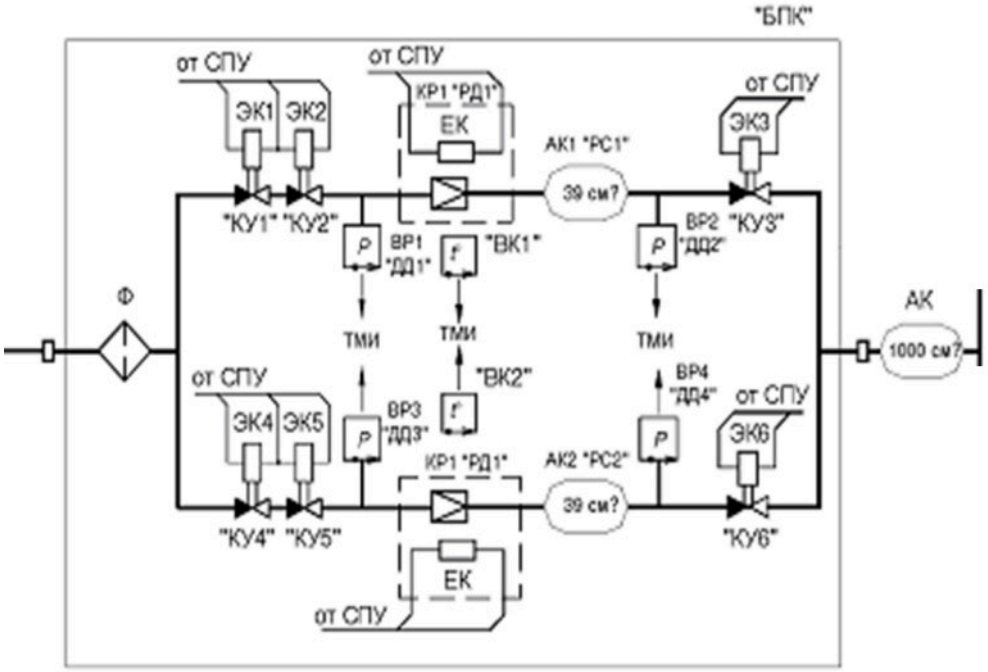


Рисунок 12.7 - Схема блока подачи ксенона (БПК) КДУ [2]. Ксенон перетекал из полости датчика ВР1 в полость ресивера АК1

Со второй особенностью в работе КДУ мы столкнулись при выполнении коррекции ошибок выведения в период с 18.11.2022 по 26.11.2022. При переходе КДУ из режима подготовки в режим разряда срабатывала токовая защита ключа SW4 (первичное питание КДУ), см. рисунок 12.8. Ключ при токе 20 А переходит в линейный режим, ограничивая мощность в нагрузке, через 2,5 с отключается. Вероятная причина превышения тока: переключение СПУ-КВ между режимами производится при помощи электромагнитного реле со временем срабатывания 2...3 мс. Во время переключения система потребляет больший ток.

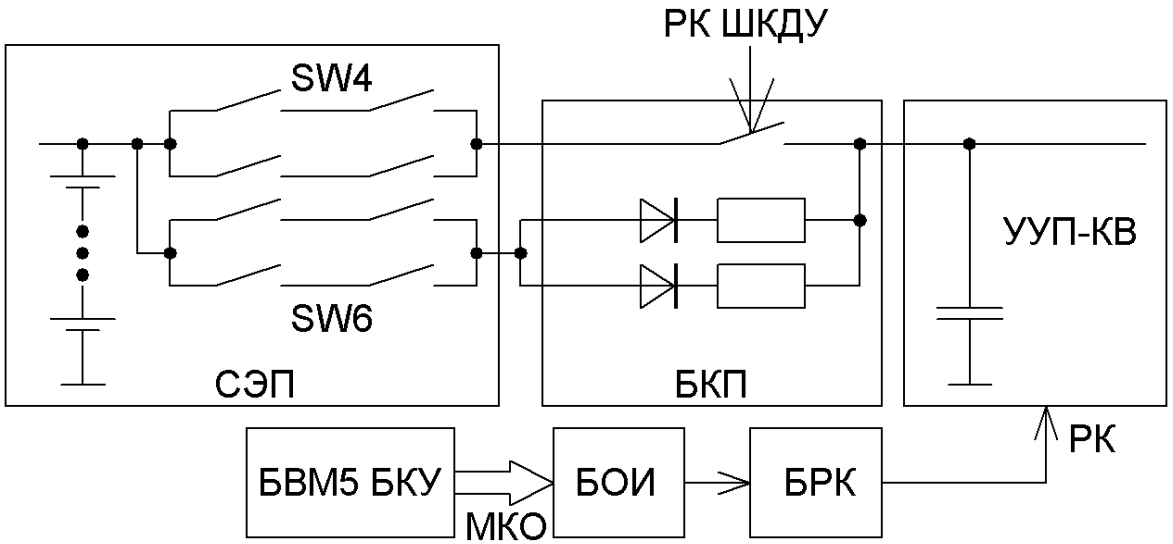


Рисунок 12.8 - Подключение КДУ по цепям первичного питания

Попытки изменить циклограмму включения КДУ (включение генератора импульсов поджига сразу после открытия клапанов, без паузы и накопления атомов ксенона в разрядном промежутке) успеха не имели, равно как и попытки изменить длительность пауз между включениям двигателей. В результате было принято решение включать обе ветви ключа SW4 при подаче питания на двигательную установку. Это позволило уменьшить частоту срабатывания токовой защиты. В будущих проектах имеет смысл исключить ключ SW4, а аварийное отключение КДУ выполнять путем подачи команды ДУ-О, замыкая один из свободных ключей блока коммутации питания.
В ходе коррекции ошибок выведения были выполнены 43 включения КДУ продолжительностью по 25 минут каждое, в итоге была сформирована рабочая орбита с параметрами, приведенными в таблице 12.4.

Таблица 12.4 - Параметры рабочей орбиты КА ДЗЗ

Параметр	Значение
Большая полуось, км	6877,033
Эксцентриситет	0,00136
Наклонение плоскости орбиты, °	97,423
Аргумент перигея, °	69,844
Местное среднее солнечное время в восходящем узле	11:02:48,353
Драконический период, мин	94,522

Такая орбита обеспечивает кратность (период замыкания трассы), равную 17 суткам, что полностью соответствует ТЗ на КА ДЗЗ. Для того, чтобы

кратность сохранялась постоянной, требуется поддержание большой полуоси орбиты с точностью порядка 0,5 км. Для этого при максимальном уровне солнечной активности требуются выполнять сеанс коррекции орбиты примерно один раз в неделю.

12.5.6 Летные испытания приборов энергопитания

По результатам летных испытаний подтвержден положительный энергобаланс КА ДЗЗ и установлено наличие 35-процентного запаса по электрической энергии, вырабатываемой солнечными батареями на самом напряженном витке полета (с включением КДУ на 25 минут), равного 8 А·ч.

12.5.7 Летные испытания приборов и средств обеспечения теплового режима

При переходе из орбитальной ориентации в режим ориентации на Солнце («2С») температура двигателей-маховиков начинает расти и за 10 часов достигает предельных 40°. В то же время температура термобуфера целевой аппаратуры начинает снижаться до минус 45°. Для КА ДЗЗ нам остается только расширить допустимые температурные диапазоны и стремиться избегать перехода в режим «2С», а при переходе – в максимально короткий срок возвращать спутник в режим «2ЗКТ».

В режиме «2ЗКТ» температура сотопанели «+Z», на которой установлены блоки электроники ЦА и кодер-модулятор ВРЛ при отключенной ЦА (или при редких включениях) опускается до минус 4°. При эксплуатации КА ДЗЗ по штатной циклограмме температура панели ниже нуля не снижается. На будущих проектах КА целесообразно предусмотреть размещение нагревателей на панелях с сеансно работающей бортовой аппаратурой.

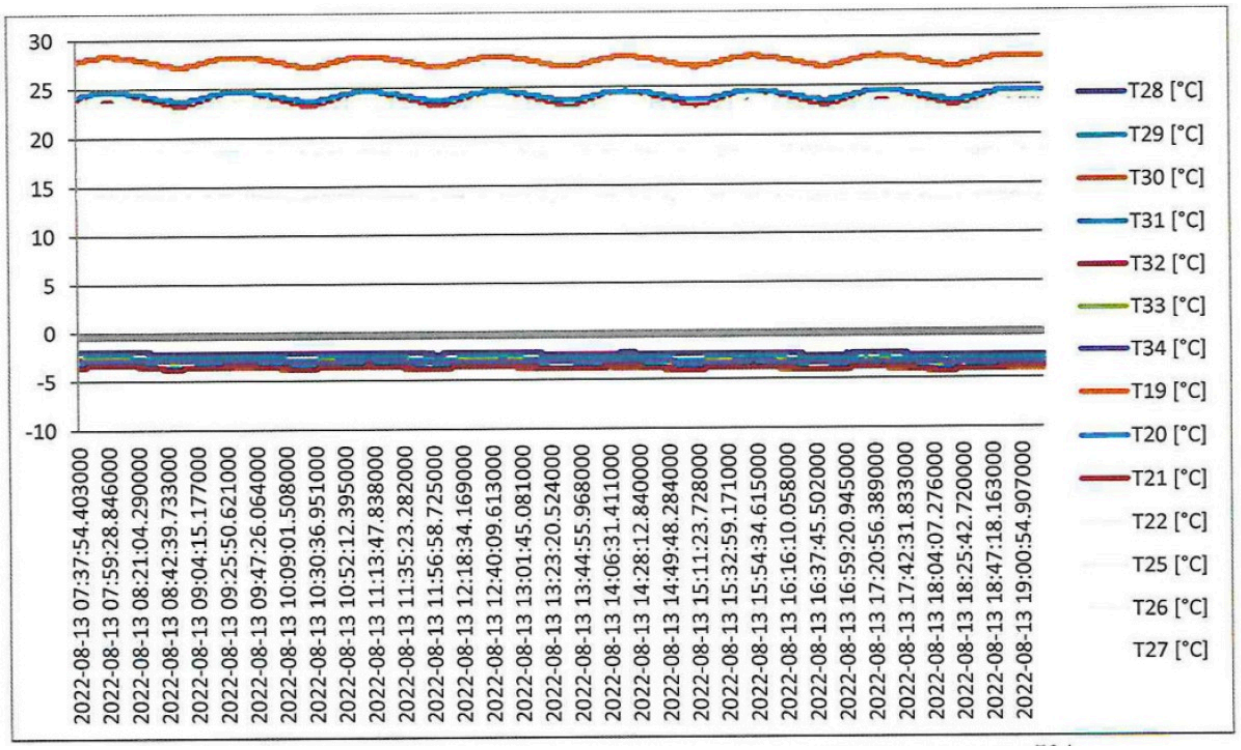


Рисунок 12.9 - Температура сотопанели «+Z» в режиме орбитальной ориентации

12.5.8 Летные испытания высокоскоростной радиолинии

Аппаратура ВРЛ прошла летные испытания с положительным результатом. При этом были зафиксированы внутренние сбои при обмене данными по шине I2C в моноблоке АФАР, которые не влияли на качество передачи информации.

12.5.9 Летные испытания целевой аппаратуры

Согласование ЧПЛИ ЦА с заказчиком началось задолго до запуска КА ДЗЗ на орбиту, примерно в конце 2020 года. Основным вопросом стал порядок подтверждения основного требования к ЦА – линейного разрешения на местности. В ТЗ на КА ДЗЗ приведены требования к ЛРМ в зачетных условиях и указан тест-объект (трехшпальная мира). В ходе согласования ЧПЛИ сначала был выбран тест-объект – полигон Баотоу в Китае, схема которого приведена на рисунке 12.10.

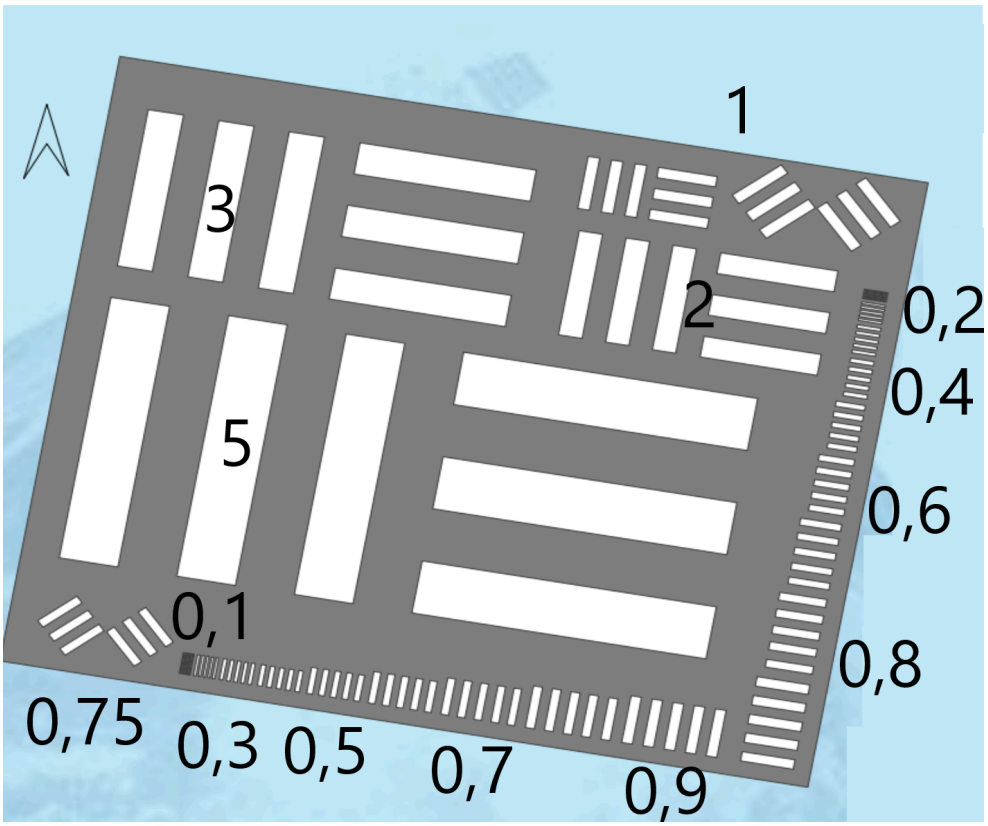


Рисунок 12.10 - Схема тест-объекта Баотоу

Следующим вопросом стал переход от зачетных условий съемки, описанных в ТЗ к условиям, которые будут реализованы в реальных условиях космического полета, ведь съемка теста-объекта в надир является маловероятным событием. Методики такого пересчета являются закрытыми документами. В результате был найден следующий компромисс: были составлены таблицы, описывающие соответствие углов крена и тангажа при съемке с группой миры, которая должна быть разрешена для подтверждения требований ТЗ. Таблица была согласована разработчиком ЦА, КА и генеральным конструктором космической системы ДЗЗ. Работа по такой ЧПЛИ не вызывала вопросов, тем более, что требования по ЛРМ были подтверждены практически сразу и с запасом (см. рисунок 12.11).



Рисунок 12.11 - Снимок тест-объекта Баотоу

Да, первый снимок с КА ДЗЗ был получен 16.08.2022, через неделю после запуска (см. рисунок 12.12), что является весьма неплохим показателем для отечественных КА.



Рисунок 12.12 - Один из первых снимков КА ДЗЗ

В ходе летных испытаний ЦА мы столкнулись с периодическими ситуациями подсистемы юстировки и фокусировки ЦА, возникающими после длительного (более 4 часов) перерыва в работе. Разработчик ЦА рекомендует перед ответственными съемками выполнять отдельные маршруты фокусировки.

Два раза за время летных испытаний произошло зависание ЦА, при котором не были отработаны маршруты съемки.

Особенностью ЦА является то, что время начала и окончания съемки можно задать с дискретом 0,2 с, наземное ПО планирования округляет точное время, получившееся при расчете пролета объекта съемки, в более раннюю сторону. Получается, что прицеливание центра первой сцены вдоль трассы возможно с точностью 1,4 км.

Из-за особенностей реализации алгоритма сжатия данных ДЗЗ в ЦА после распаковки информации встречаются маршруты со ступенчатым окончанием сцены.

Для исключения отрицательных значений темнового сигнала с ФПЗС номинальная температура оптико-электронных преобразователей была повышена 08.09.2022 до с 4 до 12° С.

Неожиданным открытием стал экспериментальный статус режима компенсации скорости бега изображения в фокальной плоскости по четырем зонам (см. рисунок 12.13).

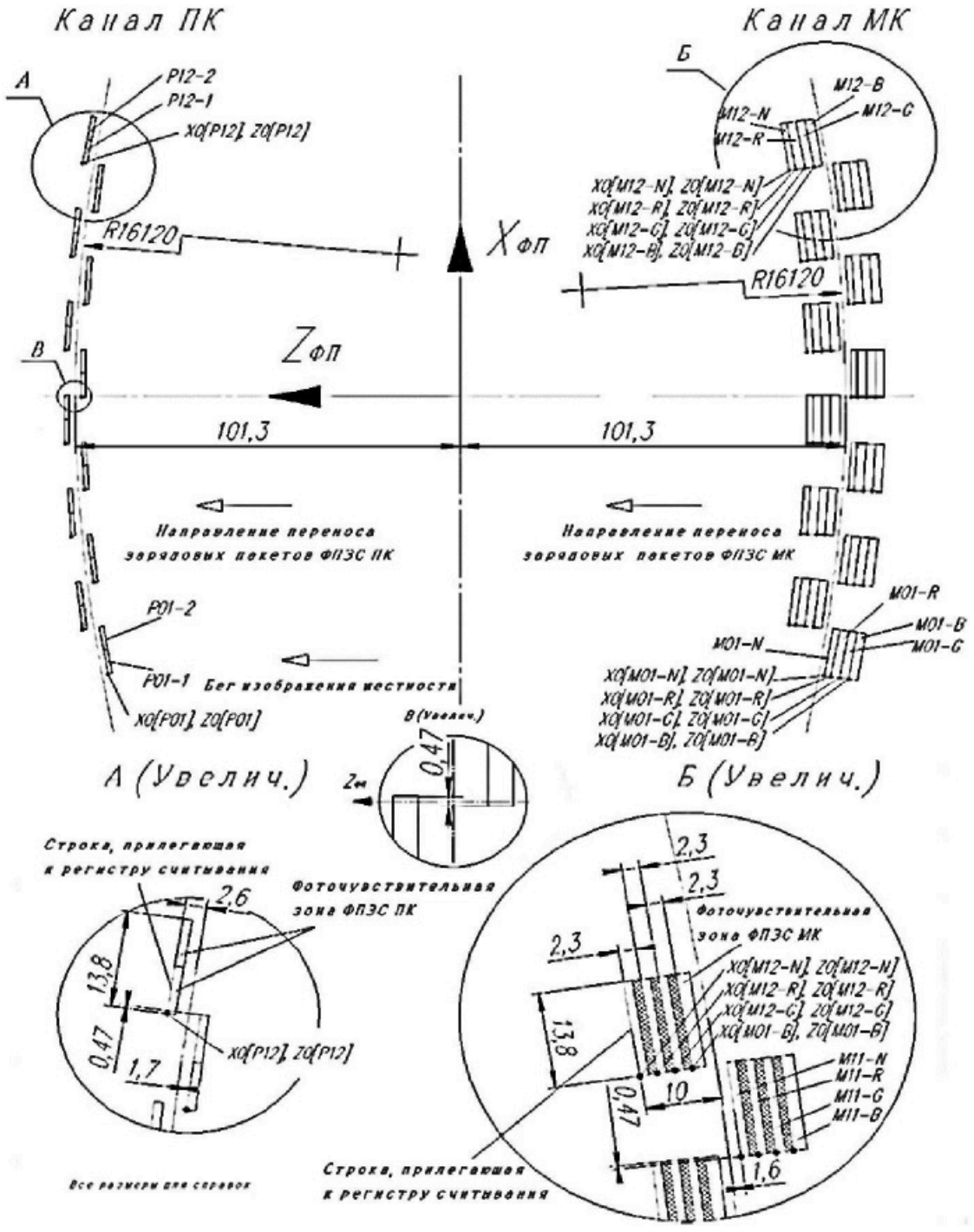


Рисунок 12.13 - Фокальная плоскость ЦА [1]

В фокальной плоскости ЦА расположены по 12 матриц ФПЗС панхроматического и 12 матрицы мультиспектрального канала. Матрицы 1-3 образуют зону I, матрицы 4-6 – зону II, и т.д. При съемке строчные частоты работы матриц для разных зон рассчитываются отдельно, ведь расстояние до объекта съемки (и соответственно, скорость бега изображения) для разных зон различаются, особенно при съемке с креном. До декабря 2022 года зоны компенсации были включены, при этом ввиду разных межстрочных расстояния была затруднена сшивка изображения соседних зон. В декабре данный режим был отключен, рабочие частоты всех 12 матриц стали одинаковыми, при этом сшивка улучшилась, а вот смазы так и не появились.
Не меньшей неожиданностью стало существенное усложнение алгоритма радиометрической коррекции данных ДЗЗ, потребовавшее серьезной доработки программного обеспечения. Мы полагали, что по результатам летных испытаний будут просто уточнены коэффициенты коррекции.

12.5.10 Наземные комплексы

Наземный комплекс управления (НКУ) и наземный комплекс приема и обработки изображений (НКПОИ) были зоной ответственности АО НПК «БАРЛ», поэтому здесь конспективно. Для НКУ АО «Корпорация «ВНИИЭМ» поставляло ряд программных продуктов, необходимых для управления КА:
- специальное ПО формирования командно-программной информации;
- специальное ПО информационно-телеметрического обеспечения;
- автоматизированный комплекс программ баллистико-навигационного обеспечения (АКП БНО).
Для НКПОИ мы поставляли только dll-библиотеку ПО распаковки целевой информации.
При строительстве ЦУП антенны S и X-диапазона (НКУ и НКПОИ соответственно) были расположены буквально рядом, примерно метрах в десяти друг от друга и от здания ЦУП. При сеансах связи со сбросом целевой информации с низкими углами места соседняя антенна затеняла антенну X-диапазона, что вызывало увеличение ошибок в принятых данных ДЗЗ. Кроме того, замер напряженности электромагнитного поля в помещении ЦУП, обращенном к антеннам, показал превышение относительно норм, поэтому на время сеансов связи с антенной НКУ, работавшей на передачу, из этого помещения работники уходили.

В целом оборудование НКУ и НКПОИ обеспечивало выполнение сеансов связи во всех режимах, за исключением режима измерения наклонной дальности при помощи системы ТКС-505. Правда, при этом модем S-диапазона и демодулятор X-диапазона требовали ежедневной перезагрузки. И после месяца работы наблюдались переполнения буфера демодулятора при длинных сеансах сброса целевой информации, впоследствии устраненные.

Немало внимания потребовало ПО планирования применения КА ДЗЗ по назначению, промахи при наведении КА вынудили нас заняться баллистическими сверками. Выяснилось, что до конца сентября 2022 года ПО планирования использовало открыто распространяемые двустрочные элементы (TLE) вместо начальных условий, формируемых АКП БНО. Кроме того, до 08.10.2022 не было учтено, что ось X орбитальной системы координат КА в общем случае не совпадает с вектором скорости КА ДЗЗ ввиду эллиптичности орбиты. Данная путаница произошла в АО «Корпорация «ВНИИЭМ», где в общих технических требованиях к бортовой аппаратуре было дано неверное определение оси X.

ПО обработки целевой информации также потребовало модернизации в ходе летных испытаний КА ДЗЗ. В частности, в начале декабря выяснилось, что ПО использует только массив «Ориентация 1», в котором находятся значения углов ориентации, формируемые БВМ СОС на основании данных одной оптической головки звездного датчика с точностью, необходимой для наведения (5 угл. мин.). Массив «Ориентация 2» с кватернионами ориентации от каждой из четырех оптических головок ПО игнорировало. Для достижения заданной точности геопривязки была настроена обработка кватерионов, попутно выяснилось, что между протоколом сопряжения и кодом ПО СОС есть недокументированные отличия.

Вплоть до января 2023 года сшивка сканов отдельных матриц производилась по паспорту геометрической калибровки, хотя за два месяца до этого разработчики целевой аппаратуры рекомендовали другую методику: найти точки пересечения векторов визирования из углов условного кадра с общеземным эллипсоидом и затем растянуть изображение условного кадра между этими точками.

Немало усилий потребовала доработка алгоритма радиометрической коррекции, в частности понимание сущности темнового столбца пикселей, передаваемого с каждым условным кадром было достигнуто только в декабре 2022 года.

Конечный пользователь обеспечивал работу в составе наземных комплексов т.н. крипто-АРМ, готовность которого к работе была достигнута только в начале декабря 2022 г. Это обусловило длительный полет с исходными

данными для программного преобразования, записанными во флеш-память БВМ БКУ еще на техническом комплексе космодрома.

12.6 Приемо-сдаточные испытания КА ДЗЗ

Данный вид испытаний проводился в рамках приемо-сдаточных испытаний (ПСИ) космической системы (КС) ДЗЗ. Расчетная продолжительность ПСИ КС ДЗЗ составляет 45 суток.

Формально испытания проводились по программе и методике, согласованной между АО НПК «БАРЛ» и АО «Корпорация «ВНИИЭМ» еще до запуска КА ДЗЗ, и подразумевающей подтверждение требований ТЗ при проведении зачетных съемок. Фактически в ноябре 2022 года АО НПК «БАРЛ» согласовало ПМ ПСИ космической системы, выполнение которой началось в начале декабря. По результатам испытаний были выпущены протоколы, указанные в таблице В.3, и охватывающие значительно больший объем проверок, чем повторение тестовых съемок. АО «Корпорация «ВНИИЭМ» участвовало в выпуске 29 протоколов ПСИ.

ПСИ КС ДЗЗ с передачей управления конечному пользователю были успешно завершены 16 марта 2023 года. Перечни документации, применявшейся, уточнявшейся или выпускавшейся на этапе летных испытаний, приведен в Приложении В.

Перечень сокращений и обозначений

АО	–	Акционерное общество
АКП	–	автоматизированный комплекс программ
АСН	–	аппаратура спутниковой навигации
АФАР	–	активная фазированная антенная решетка
БВМ	–	бортовая вычислительная машина
БКП	–	блок коммутации питания
БКУ	–	бортовой комплекс управления
БНО	–	баллистико-навигационное обеспечение
БХК	–	блок хранения ксенона
ВЗН	–	[режим] временной задержки и накопления [заряда]
ВП	–	военное представительство Министерства обороны РФ
ВРЛ	–	высокоскоростная радиолиния
ГОЗ	–	государственный оборонный заказ
ДЗЗ	–	дистанционное зондирование Земли
ДМ	–	двигатель-маховик
ДМВ	–	декретное московское время
ЗИП	–	запасные части, инструмент и принадлежности
КА	–	космический аппарат
КД	–	конструкторская документация
КДУ	–	корректирующая двигательная установка
КИР	–	контроллер измерений и регулирования [температуры]
КПА	–	контрольно-проверочная аппаратура
КС	–	космическая система
КСП	–	контроллер питания
МБТ	–	межблочные трубопроводы
МИК	–	монтажно-испытательный комплекс
МК	–	мультиспектральный канал
МКО	–	мультиплексный канал обмена
НКПОИ	–	наземный комплекс приема и обработки изображений
НКУ	–	наземный комплекс управления
НИР	–	научно-исследовательская работа
НТО	–	наземное технологическое оборудование
ОКР	–	опытно-конструкторская работа
ООО	–	Общество с ограниченной ответственностью

ОТК	–	отдел технического контроля
ПК	–	панхроматический канал
ПЛИС	–	программируемая логическая интегральная схема
ПО	–	программное обеспечение
ПСИ	–	приемо-сдаточные испытания
ПСП	–	псевдослучайная последовательность
ПЮФ	–	подсистема юстировки и фокусировки
РБ	–	разгонный блок
РКК	–	ракетно-космический комплекс
РН	–	ракета-носитель
СМ	–	секундная метка
СОС	–	система ориентации и стабилизации
ТЗ	–	техническое задание
ТКС	–	телекомандная система
ТМ	–	тепловой макет
ТМИ	–	телеметрическая информация
ТУ	–	технические условия
УЦО	–	устройство цифровой обработки сигналов
ФПЗС	–	фотоприемные устройства с зарядовой связью
ФСВТС	–	Федеральная служба по военно-техническому сотрудничеству
ФСТЭК	–	Федеральная служба по техническому и экспортному контролю
ЦА	–	целевая аппаратура
ЦИ	–	целевая информация
ЦУП	–	центр управления полетом
ЧПЛИ	–	частная программа летных испытаний
ЭВТИ	–	экранно-вакуумная теплоизоляция
ЭД	–	эксплуатационная документация
ЭМС	–	электромагнитная совместимость

Приложение А. Проектная документация на КА ДЗЗ

В таблице А.1 приведен список документов на КА ДЗЗ, выпущенных на этапе проектирования.

Таблица А.1 – Проектная документация на КА ДЗЗ

Обозначение документа	Наименование документа
И579.18.003	Матрица соответствия КА требованиям ТЗ
И579.18.015	Схема деления КА
	Перечень ТЗ на составные части КА
АБ21-027-18	Модель внешних воздействующих факторов КА
АБ21-039-18	Анализ электромагнитной совместимости КА
АБ.18.188.18.62	Анализ радиационной стойкости бортовой аппаратуры КА
И579.18.018	Массовая сводка, расчет центра масс и моментов инерции КА
И579.18.010	Компоновочная схема КА
И579.18.006	План обеспечения прочности КА
И579.18.017	Расчет энергобаланса. Определение параметров приборов электропитания
И579.18.027	Расчет тепловых режимов
И579.18.009	Предварительная программа обеспечения надежности
	Баллистический расчет
И579.18.022	Типовая суточная циклограмма функционирования КА при эксплуатации
И579.18.004	Объем и порядок наземной отработки КА
И579.18.008	Состав контрольно-проверочной аппаратуры и наземного технологического оборудования
И579.18.002	Состав КА
И579.18.014	Предварительная программа обеспечения безопасности
И579.18.005	Структурно-функциональная схема КА
АБ21-041-18	План по обеспечению информационной безопасности данных, передаваемых с КА и закрытия данных управления из НКУ
И579.18.011	Анализ затенения оптико-электронных устройств и АФУ КА
И579.18.013	Описание сопряжения КА со средствами выведения
АБ.18.06.18.47	Методика определения уровней вибронагружения в местах крепления целевой аппаратуры, возникающих при работе двигателей-маховиков КА
И579.18.012	Анализ загрязнения оптико-электронных устройств КА
И579.18.028	Проектное описание КА ДЗЗ
И579.18.007	Отчет по квалификации оборудования и систем КА

-	Анализ выполнения требований раздела ТЗ к целевой аппаратуре КА
-	Порядок и критерии подтверждения качества снимков
И579.18.031	Предварительный расчет надежности

Приложение Б. Конструкторская документация на КА ДЗЗ

В таблице Б.1 приведен список документов на КА ДЗЗ, выпущенных на этапе проектирования

Таблица Б.1 – Рабочая конструкторская документация на КА ДЗЗ

Обозначение документа	Наименование документа
ОМ58.00.00.000 ВЭ ч1	Ведомость эксплуатационных документов. Часть 1. Наземная подготовка
ОМ58.00.00.000 ТО	Техническое описание
ОМ58.00.00.000 ТУ	Технические условия
ОМ58.00.00.000 Е1	Схема деления структурная
	Перечень технических заданий на составные части КА
ОМ58.00.00.000 ПОНр	Программа обеспечения надежности
ОМ58.00.00.000 ПОБ	Программа обеспечения безопасности
ОМ58.00.00.000 КПЭО	Комплексная программа экспериментальной отработки
ОМ58.00.00.000 ОТТ	Бортовая аппаратура. Общие технические требования
ОМ58.00.00.000 ПМ1	Программа и методика зачетных виброиспытаний
ОМ58.00.00.000 ПМ2	Программа и методика ударных испытаний КА
ОМ58.00.00.000 ПМ3	Методика определения взаимного углового положения блока звёздных датчиков и контрольного зеркального кубика, установленного на ОЭМ ЦА
ОМ58.00.00.000 ПМ4	Программа и методика приемо-сдаточных испытаний
ОМ58.00.00.000 ПМ5	Программа и методика испытаний КА на электромагнитную совместимость
ОМ58.00.00.000 ПМ6	Программа и методика измерения электрофизических параметров ЛПИ МКО и CAN.
ОМ58.00.00.000 ПМ7	Программа и методика. Электротермовакумные испытания КА
ОМ58.00.00.000 ПМ8	Программа и методика. Тепловакуумные испытания КА
ОМ58.00.00.000 ПМ9	Программа и методика. Проверка сквозного тракта НКУ
ОМ58.00.00.000 ПМ10	Программа и методика. Проверка сквозного тракта НКПОИ
ОМ58.00.00.000 ПМ11	Программа и методика комплексных электрорадиотехнических испытаний КА
ОМ58.00.00.000 ПМ12	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний ТКС-505

Обозначение документа	Наименование документа
ОМ58.00.00.000 ПМ13	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний АСН
ОМ58.00.00.000 ПМ14	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний СОС
ОМ58.00.00.000 ПМ15	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний приборов электропитания
ОМ58.00.00.000 ПМ16	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний КДУ
ОМ58.00.00.000 ПМ17	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний СОТР
ОМ58.00.00.000 ПМ18	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний раскрытия БС
ОМ58.00.00.000 ПМ19	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний ВРЛ-505
ОМ58.00.00.000 ПМ20	Программа и методика автоматизированных электрорадиотехнических испытаний ЦА
ОМ58.00.00.000 ПМ21	Программа и методика комплексных испытаний ЦА с ВРЛ-505
ОМ58.00.00.000 ПМ22	Программа и методика комплексных испытаний ОБК (КДУ, СОТР, СЭП)
ОМ58.00.00.000 ПМ23	Программа и методика комплексных испытаний ТКС-505
ОМ58.00.00.000 ПМ24	Программа и методика дегазации КА
ОМ58.00.00.000 ПМ25	Программа и методика специальных испытаний СОС
ОМ58.00.00.000 ПМ26	Методика определения уровня вибронагружения в местах крепления целевой аппаратуры, возникающих при работе двигателей-маховиков
ОМ58.00.00.000 ПМ27	Программа и методика экспериментального определения сил и моментов от двигателей-маховиков
ОМ58.00.00.000 ПМ28	Программа и методика испытаний упругого изделия
ОМ58.00.00.000 ПМ29	Программа и методика стыковочных испытаний КЭБ и аппаратуры ВРЛ КА проекта 505
ОМ58.00.00.000 ПМ31	Программа и методика испытаний на воздействие статических нагрузок (линейного ускорения) ДМ КА

Обозначение документа	Наименование документа
ОМ58.00.00.000 ПМ32	Программа и методика испытаний разрешающей способности ЦА до и после испытаний на внешние воздействия
АЮ.24.01-19 ПМ	Программа и методика испытаний антенного изделия
ОМ58.00.00.000 ПМ34	Программа и методика испытаний ДМ КА на акустические воздействия
ОМ58.00.00.000 ТО	Техническое описание КА
ТАИК.001226.642	Радиационная стойкость бортовой аппаратуры КА по дозовым и одиночным эффектам от воздействия ионизирующих излучений космического пространства
И579.18.017	Расчет энергобаланса. Определение параметров приборов энергопитания КА. Редакция 3
И579.20.358	Расчет тепловых режимов. Редакция 5
И579.18.002	Состав КА. Редакция 4
И579.18.144	Расчет на прочность рамы ЦА ОМ58.10.01.000 с вырезом
И579.19.176	Расчет на прочность рамы С ОМ58.20.03.000
И579.18.175	Расчет на прочность рамы В ОМ58.40.02.000
ОМ58.00.00.000 РР	Расчет надежности КА
ОМ58.00.00.000 Д	Анализ видов, последствий и критичности отказов

Приложение В. Документация летных испытаний КА ДЗЗ

В таблице В.1 приведен список программ и методик, по которым выполнялись летные испытания КА ДЗЗ.

Таблица В.1 – Программы и методики летных испытаний КА ДЗЗ

Обозначение документа	Наименование документа
ОМ58.00.00.000 ПП	Программа полета
ОМ58.00.00.000 ПМ50	Программа приемосдаточных испытаний КА на рабочей орбите в составе КС ДЗЗ
ОМ58.00.00.000 ПМ51	Частная программа и методика летных испытаний телекомандной системы
ТДЦК.468169.009 ПМ11	Частная программа и методика летных испытаний аппаратуры спутниковой навигации
ОМ58.00.00.000 ПМ52	Частная программа и методика летных испытаний системы ориентации и стабилизации
ОМ58.00.00.000 ПМ53	Частная программа и методика летных испытаний приборов энергопитания
ОМ58.00.00.000 ПМ54	Частная программа и методика летных испытаний корректирующей двигательной установки
ОМ58.00.00.000 ПМ55	Частная программа и методика летных испытаний приборов и средств обеспечения теплового режима
ОМ58.00.00.000 ПМ59	Частная программа и методика летных испытаний аппаратуры высокоскоростной радиолинии
ОМ58.00.00.000 ПМ56	Частная программа и методика летных испытаний целевой аппаратуры
ОМ58.00.00.000 ПМ56-01	Частная программа и методика летных испытаний целевой аппаратуры. Дополнение
ОМ58.00.00.000 ПМ57	Частная программа и методика летных испытаний бортовой вычислительной машины БВМ5

В таблице В.2 приведен список эксплуатационной документации на КА ДЗЗ для управления в полете.

Таблица В.2 – Эксплуатационная документация на КА ДЗЗ

Обозначение документа	Наименование документа
ОМ58.00.00.000 ВЭ ч2	Ведомость эксплуатационных документов Часть 2 ЭД по управлению КА в полете
ОМ58.00.00.000 ФО	Формуляр
ОМ58.00.00.000 ФО1	Журнал учета технического состояния и эксплуатации в полете
ОМ58.00.00.000 РЭ ч1	Руководство по эксплуатации. Часть 1. Описание и работа КА
ОМ58.00.00.000 РЭ ч2	Руководство по эксплуатации. Часть 2. Применение КА по назначению
ОМ58.00.00.000 РЭ ч3	Руководство по эксплуатации. Часть 3. Команды управления бортовой аппаратурой
ОМ58.00.00.000 РЭ ч4	Руководство по эксплуатации. Часть 4. Форматы и логика формирования КПИ
ОМ58.00.00.000 РЭ ч5	Руководство по эксплуатации. Часть 5. Циклограммы управления БА КА
ОМ58.00.00.000 РЭ ч6	Руководство по эксплуатации. Часть 6. Программа телеметрических измерений
ОМ58.00.00.000 РЭ ч7	Руководство по эксплуатации. Часть 7. Тарировочные характеристики датчиков ТМ параметров ТКС
ОМ58.00.00.000 РЭ ч8	Руководство по эксплуатации. Часть 8. Массивы ИОК
ОМ58.00.00.000 ИС1	Инструкция эксплуатационная специальная. Управление КА в полете
ОМ58.00.00.000 ИС2	Инструкция эксплуатационная специальная. Оценка функционирования КА
ОМ58.00.00.000 ИС3	Инструкция эксплуатационная специальная. Управление КА при возникновении нештатных ситуаций
ОМ58.00.00.000 ИС4	Инструкция эксплуатационная специальная. Подготовка и проведение сеансов управления КА

В таблице В.3 приведены протоколы, выпущенные (согласованные с конечным пользователем) по результатам ПСИ КА ДЗЗ на орбите.

Таблица В.3 - Протоколы, выпущенные по результатам ПСИ КА ДЗЗ

№	Номер протокола	Наименование протокола	Участие АО «Корпорация «ВНИИЭМ»
1	1&33	Проверка режимов работы ЦА	Да

2	2	Проверка накопления и хранения целевой информации	Да
3	3	Проверка по углам крена	Да
4	4 и 34	Сравнение изображений КА ДЗЗ со снимками КА «Deimos-2»	Нет
5	6	Проверка коэффициентов сжатия	Да
6	7	Проверка ширины полосы захвата	Нет
7	8	Проверка линейного разрешения на местности	Да
8	10	Проверка сшивки	Нет
9	11	Проверка совмещения каналов ПК и МК	Нет
10	12 и 55	Проверка точности наведения	Да
11	13	Проверка геопривязки центра кадра	Да
12	14	Проверка шагов ВЗН	Да
13	18	Проверка приема ТМИ	Нет
14	20	Проверка приема целевой информации (ЦИ)	Нет
15	21	Проверка обработки ЦИ	Нет
16	23 и 41	Проверка суточного объема ЦИ	Нет
17	24 и 42	Проверка частотного диапазона приема ЦИ	Нет
18	25 и 43	Проверка скорости передачи ЦИ	Нет
19	26 и 31	Проверка обработки и хранения ЦИ	Нет
20	27	Проверка геопривязки	Да
21	28	Проверка автоматизации обработки ЦИ	Нет
22	29	Проверка системы планирования съемок	Нет
23	35 и 36	Проверка высоты и времени узла орбиты	Да
24	37	Проверка количества ФПЗС ВЗН	Да
25	38 и 38	Проверка спектральных диапазонов ЦИ	Да
26	40	Проверка квантования данных ЦИ	Да
27	44	Проверка работы при минимальном угле места	Нет
28	45	Проверка частоты радиолинии ТКС-505 в запросном канале	Нет
29	46	Проверка частоты радиолинии ТКС-505 в ответном канале	Нет
30	47	Проверка срока активного существования	Да
31	48	Проверка времени повторной съемки	Да
32	49	Проверка повторяемости трассы орбиты	Да
33	56	Проверка точности стабилизации	Да
34	57 и 58	Проверка скорости перенацеливания по крену и тангажу	Да
35	59 и 60	Проверка точности АСН	Да
36	61	Проверка сверки времени	Да

37	62	Проверка точности определения ориентации	Да
38	63	Проверка углов наведения АФАР	Да
39	64 и 65	Проверка вероятности ошибок в радиолинии ТКС	Нет
40	66	Проверка времени автономной работы	Да
41	67	Проверка измерения радиальной скорости	Да
42	68	Проверка планирования работы КА на 10 суток	Нет
43	69	Проверка электромагнитной совместимости	Да
44	70, 71, 72	Проверка программного преобразования	Да
45	73	Проверка открытого и закрытого режимов ТКС	Да
46	74	Проверка выдачи телекоманд	Да
47	75	Проверка резервных полукомлектов бортовой аппаратуры	Да

Библиография

1. Патент № 2753201 от 28.05.2020 «Космический комплекс дистанционного зондирования Земли высокодетального уровня наблюдения наземных объектов»;
2. Г.А. Акопов, И.А. Медведков, В.П. Ходненко, А.В. Хромов Комплексные испытания и заправка ксеноном корректирующей двигательной установки космического аппарата типа «Канопус-В» / «Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ». – Т.140. - № 3 2014. – С. 27 – 34.
3. M.L. Cerron, F.G. Meeruelo, C.D. Urgoiti, A. Mazzoleni, F. Pirondini, M.B. Mora Deimos-2 Initial Orbit Acquisition Operations / 25th International Symposium on Space Flight Dynamics ISSFD October 19 – 23, 2015, Munich, Germany