



ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР
«ЦСКБ-ПРОГРЕСС»

Самара
2011



ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР
«ЦСКБ-ПРОГРЕСС»

КОСМИЧЕСКОЕ АППАРАТОСТРОЕНИЕ

**научно-технические
исследования
и практические
разработки
ГНП РКЦ
«ЦСКБ-Прогресс»**

Самара
2011

ББК 629.678
УДК 629.78
К71

А.Н.Кирилин, Г.П.Аншаков, Р.Н.Ахметов, Д.А.Сторож.

Под ред. А.Н.Кирилина

К71 Космическое аппаратостроение:

Научно-технические исследования и практические разработки
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»/ Под ред. д.т.н. А.Н.Кирилина. –
Самара: Издательский дом «АГНИ», – 2011. – 280 с.: илл.
ISBN 978-5-89850-163-1

В книге изложен ряд научно-технических и практических результатов разработок коллектива и специалистов ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» в области космического аппаратостроения. Разъяснены принципы и методология выбора конструктивно-компоновочных схем КА ДЗЗ, исторические аспекты создания отечественных КА научного и прикладного назначения. Обоснованы основные принципы проектирования и работы ряда целевых и обеспечивающих систем КА: целевая аппаратура, бортовые комплексы управления, системы автономной навигации, системы управления движением, системы электропитания и др. с использованием компьютерных технологий, базирующихся на многофункциональных бортовых вычислительных системах. Раскрыты принципы структурного построения комплексов бортового программного обеспечения (БПО) и технологии их разработки, методы обеспечения надежности БПО и КА, в целом.

Материалы расположены в хронологическом порядке и в привязке к созданию конкретных КА, разработки ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и коллективов организаций и предприятий многочисленной кооперации по созданию космических проектов.

Издание адресовано научным работникам, специалистам ракетно-космической отрасли, преподавателям и студентам вузов соответствующих специальностей, а также читателям, интересующимся историко-техническими аспектами космического аппаратостроения.

ISBN 978-5-89850-163-1

ББК 39.62

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие авторов	5
Введение	7

Глава 1.

Космические аппараты дистанционного зондирования в интересах контроля за соблюдением договоров по ограничению вооружений	15
1.1 От «Зенита» к «Янтарю»	15
1.2 Космические аппараты обзорного фотонаблюдения и картографирования	38
1.3 Космический аппарат «Янтарь-1КФТ»	44
1.4 Космические комплексы широкополосного обзорного и детального наблюдения «Орлец»	45
1.5 Космические комплексы оптико-электронного наблюдения	50

Глава 2.

Космические аппараты дистанционного зондирования Земли социально-экономического назначения	66
2.1 Космический комплекс «Зенит-2М» н/х	68
2.2 Космическая подсистема «Ресурс-Ф»	69
2.3 Оптико-электронный космический комплекс «Ресурс-ДК1»	73
2.4 Оптико-электронный космический комплекс «Ресурс-П»	91

Глава 3.

Космические аппараты научно-исследовательского и прикладного назначения	102
3.1 Общие положения	102
3.2 Универсальный автономный спутник «Наука», космические аппараты «Энергия» и «Эфир»	102
3.3 Космический аппарат «Бион»	108
3.4 Космический аппарат «Фотон»	122
3.5 Космический перелет «Европа-Америка 500»	135
3.6 Космический аппарат «ОКА-Т»	136

Глава 4.

Автоматизированная система управления космическими аппаратами	142
4.1 Общие положения.....	142
4.2 Системы управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Зенит»	146
4.3 Системы управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Янтарь».....	152
4.4 Требования, предъявляемые к контролю технического состояния космического аппарата.....	158
4.5 Функционирование бортового комплекса управления при полёте КА типа «Янтарь»	159
4.6 Автоматизированная система управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Ресурс»	164
4.6.1 Организация решения функциональных задач БКУ	169
4.6.2 Организация работы КА в единой шкале времени	175
4.6.3 Основные требования по контролю функционирования КА.....	176
4.6.4 Организация восстановления работоспособности КА при появлении возможных неисправностей.....	180

Глава 5.

Система управления движением космических аппаратов дистанционного зондирования Земли	183
5.1 Аналоговые системы управления движением.....	183
5.1.1 Система управления движением «Чайка»	183
5.1.2 Система управления движением «Иволга»	193
5.1.3 Система управления движением «Сокол-1»	195
5.2 Цифровые системы управления движением	199
5.2.1 Система управления движением «Кондор».....	200
5.2.2 Бесплатформенная система орбитальной ориентации «Колибри»	215
5.2.3 Система управления движением «Альбатрос»	220

Глава 6.

Системы навигации космических аппаратов разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ – Прогресс»	232
6.1 Общие сведения.....	232

Глава 7.

Бортовые цифровые вычислительные машины, бортовые вычислительные системы и бортовое программное обеспечение БКУ КА	244
7.1 Использование БЦВМ (БВС) и задачи комплексного улучшения характеристик бортовых систем и целевой аппаратуры КА.....	244
7.2 Первый цифровой бортовой комплекс управления с БЦВМ «Салют-3М» для космического аппарата «Янтарь-2К».....	248
7.3 Первые бортовые вычислительные сети для космических аппаратов	261
7.4 Международное признание возможностей ЦСКБ.....	264
7.5 БВС «Салют-5» и «Салют-5М». Разработка бортового программного обеспечения для этих БВС	265
7.6 Стратегия информационной безопасности при управлении космическими аппаратами с использованием БЦВМ	275

Глава 8.

Системы электропитания космических аппаратов	281
8.1 Общие положения.....	282
8.2 Системы электропитания первого поколения.....	288
8.3 Системы электропитания второго поколения	295
8.4 Система электропитания третьего поколения.....	305

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	322
-------------------------	-----

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ	322
---------------------------	-----



Уважаемые читатели!

Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» – признанный в мире лидер по созданию космической и ракетной техники. В то же время большой пласт научно-исследовательских, проектно-конструкторских и производственных свершений в области подготовки космических аппаратов различного назначения, выполненных в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», до сих пор изложен в ограниченных по объёму комментариях и статьях, как правило, посвященных конкретным запускам космических аппаратов.

Авторы настоящего издания решают сложную задачу систематизации аспектов создания и функционирования космических аппаратов различного назначения и их основных систем.

В книге доходчиво изложены основные подходы и результаты решения многочисленных задач, связанных с построением сложных космических систем дистанционного зондирования земли. Это – проектно-конструкторские разработки, а также проблемные вопросы создания систем управления автоматическими КА ДЗЗ. Авторам в полной мере удалось раскрыть вопросы построения современных цифровых бортовых систем управления автоматическими КА, включая методические основы создания высокоинтеллектуального бортового программного обеспечения и автономных систем спутниковой навигации. В книге раскрыты особенности и принципы управления космическими аппаратами при орбитальных полетах и в штатных и нештатных условиях.

Настоящее издание – одно из первых фундаментальных историко-технических исследований в проблематике создания и функционирования автоматических космических средств ДЗЗ научного, оборонного и социально-экономического назначения.

Руководитель Федерального
космического агентства

В.А. Поповкин

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРОВ

В апреле 2011 года исполнилось 50 лет со дня полета в космос первого космонавта планеты Земля. В связи с этим 2011 год объявлен годом Космоса.

ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», где работают авторы, – один из признанных в мире лидеров по созданию космической техники.

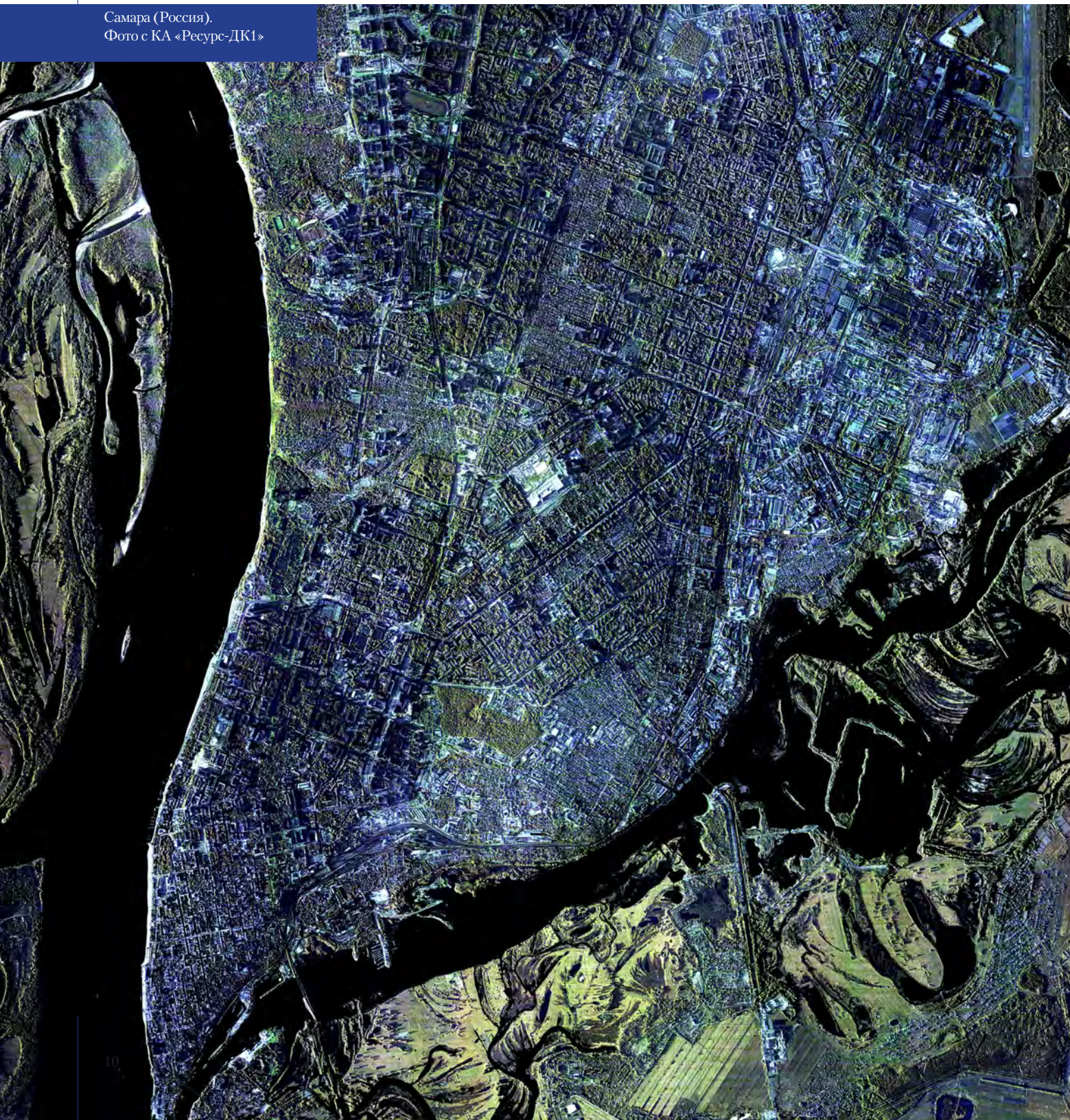
Однако до сих пор разработки, исследования и производство космических аппаратов, выполненные специалистами ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и ведущиеся в настоящее время, не известны широкому кругу граждан России.

Авторы поставили перед собой задачу – хотя бы в первом приближении восполнить этот пробел в многолетней и достаточно успешной самарской истории создания космических аппаратов различного назначения и их основных систем.

Судить о том, как нам это удалось, – тебе, читатель этой книги.

Авторы выражают благодарность А.И.Бакланову, А.Е.Ковальцевой, И.Н.Лосеву, Я.А.Мостовому, А.И.Мантурову, В.Ф.Петрищеву, Ю.М.Сыгурову, С.А.Тимофееву, В.Н.Фомакину, Л.Б.Шилову, С.М.Шагохину, Е.А.Егоровой за помощь в подборе и оформлении материалов книги.

Самара (Россия).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



ВВЕДЕНИЕ

Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» (далее Центр) является федеральным государственным унитарным предприятием и находится в ведении Федерального космического агентства.

Центр имеет богатую «космическую» историю. Начиная с запуска первого космонавта планеты Ю.А.Гагарина и запусков первых национальных спутников дистанционного зондирования Земли, он участвовал практически во всех крупнейших программах освоения космоса.

«ЦСКБ-Прогресс» является ядром ракетно-космического кластера Самарской области Российской Федерации.

Одно из важнейших, приоритетных направлений деятельности Центра, определенных Указом Президента РФ №531, — создание национальных космических систем наблюдения Земли для решения научных и народнохозяйственных задач, а также контроля соблюдения международных соглашений в области сокращения стратегических вооружений.

За 40 лет работы в этой области обеспечено создание 27 типов КА в интересах национальной безопасности и решения народнохозяйственных задач. К настоящему времени на рабочие орбиты выведено более 960 КА собственной разработки.

Начиная с КА серии «Зенит» (создано 8 типов КА) постоянно совершенствовалась конструктивно-аппаратурная база и наращивались целевые характеристики, в результате чего был создан ряд спутников зондирования — таких, как КА ДЗЗ «Янтарь» — КА с доставкой информации на Землю в спускаемом аппарате и двух капсулах, «Фрам», «Ресурс-Ф1», «Ресурс-Ф2», «Янтарь-1КФТ», «Янтарь-КС1», «Ресурс-ДК» и др.

На рисунках 1-10 представлен ряд КА, указанных выше.



Рисунок 1. КА «Зенит-2»,
период эксплуатации
1961-1970 гг.
Всего запущено 82 КА



Рисунок 2. КА «Зенит-2М»,
период эксплуатации
1968-1979 гг.
Всего запущено 102 КА



Рисунок 3. КА «Зенит-4МК»,
период эксплуатации
1969-1977 гг.
Всего запущено 77 КА



Рисунок 4. КА «Янтарь-2К»,
период эксплуатации
1974-1983 гг.
Всего запущено 30 КА



Рисунок 5. КА «Янтарь-4К1М»,
период эксплуатации
1982-2000 гг.
Всего запущено 24 КА



Рисунок 6. КА «Зенит-4МТ»,
период эксплуатации
1971-1982 гг.
Всего запущено 23 КА

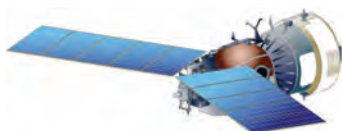


Рисунок 7. КА «Янтарь-1КФТ»,
период эксплуатации
1981-2005 гг.
Всего запущено 21 КА



Рисунок 8. КА «Ресурс-Ф1»,
период эксплуатации
1979-1999 гг.
Всего запущено 55 КА

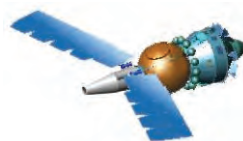


Рисунок 9. КА «Ресурс-Ф2»,
период эксплуатации
1979-1995 гг.
Всего запущено 10 КА



Рисунок 10. КА «Ресурс-ДК1»,
период эксплуатации с
15.06.2006 г.
по настоящее время

Разработанные Центром КА решали задачи детального и обзорного наблюдения, в том числе, с 1982 года (Янтарь-4КС1) оптико-электронного наблюдения с передачей информации по радиоканалу через спутник-ретранслятор, что позволило довести оперативность получения информации до масштаба времени, близкого к реальному. Более подробно эти работы описаны в соответствующих разделах этой книги. Важное направление деятельности – создание картографических космических комплексов. В этой области Центр в настоящее время является ведущим предприятием, единственным, чьи разработки применены на практике. С помощью запущенного в 1971 году КА «Зенит-МТ», а затем, в период с 1981 по 2005 годы, – более совершенного КА «Янтарь-1КФТ» успешно решались задачи создания топографических карт в интересах различных ведомств.

В настоящее время Центр совместно с кооперацией по итогам выигранного конкурса осуществляет разработку перспективного оптико-электронного картографического комплекса нового поколения на современной конструктивно-аппаратурной базе.

Задел, накопленный при создании национальных средств контроля, позволил обеспечивать, начиная с 1960-х годов, разработку и запуск поколения КА ДЗЗ научного и народно-хозяйственного назначения. В 1960-х – начале 1990-х годов в нашей стране успешно функционировала комплексная природно-ресурсная система «Ресурс», включающая разработанную ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» подсистему детального фотонаблюдения «Ресурс-Ф» с доставкой информации на Землю в спускаемых аппаратах. С помощью информации, доставленной спутниками этой подсистемы, решены серьезные прикладные задачи, в том числе, при проектировании Байкало-Амурской магистрали, магистральных газо- и нефтепроводов, вскрыты местности, пригодные для геологической разведки нефти, газа, других природных ископаемых, оценены последствия стихийных бедствий и катастроф.

На использовавшейся при создании КА типа «Ресурс-Ф» конструктивной базе были разработаны единственные в мире специализированные КА, обеспечивавшие и обеспечивающие в настоящее время проведение в космосе научных медико-биологических («Бион») и технологических («Фотон») экспериментов.

Цель этой книги – изложить в историко-техническом плане многолетний опыт создания космических средств дистанционного зондирования Земли, космических средств научного и прикладного назначения, накопленный в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и его многочисленной кооперации при создании космической техники.

Государство по достоинству оценило самоотверженный труд работников ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и его обширной кооперации.

Коллективом ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» совместно с кооперацией предприятий – соисполнителей в разные годы получены семь Ленинских премий, более двадцати Государственных премий СССР, пять премий Совета Министров СССР, четыре Государственные премии Российской Федерации и две премии Правительства Российской Федерации.

Дважды удостоены звания «Герой Социалистического Труда» директор завода Виктор Яковлевич Литвинов и Генеральный директор – Генеральный конструктор Дмитрий Ильич Козлов.

Звания «Герой Социалистического Труда» удостоены А.Т.Третьяков, А.А.Чижов, Г.П.Аншаков, В.М.Сайгак, А.М.Солдатенков, И.С.Глебов, Ф.Г.Жмакин, С.И.Кузнецов, В.И.Петров, В.П.Малина, Н.И.Казаков, Н.А.Ворожцов, В.К.Мизгирева. Награждены высокими правительственными наградами более 3200 и удостоены почетных званий 240 работников ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Основой для совершенствования ракетно-космической техники служит интенсивное внедрение в Центре современных инновационных технологий. Среди них особое значение придается информационным технологиям, технологиям сквозного проектирования и изготовления изделий РКТ.

Для обеспечения реализации разрабатываемых перспективных изделий ракетно-космической техники предприятие активно совершенствует свою экспериментальную и производственную базу. Инновационным полигоном «ЦСКБ-Прогресс» являются уникальная стендовая база исследовательского испытательного комплекса, а также ряд современных производств, которые базируются на использовании наукоемкого технологического оборудования.

Одно из важнейших направлений дальнейшего развития предприятия – расширение радиоэлектронного производства. Кроме традиционно отработанных технологий и производственных процессов, присущих РН и КА, на предприятии развивается проектирование и производство принципиально новых радиоэлектронных систем.



Самара (Россия).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»

Мыс Канаверал (США).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



Глава 1

Космические аппараты дистанционного зондирования в интересах контроля за соблюдением договоров по ограничению вооружений

1.1. От «Зенита» к «Янтарю»

12 апреля 1957 года, за полгода до запуска Первого искусственного спутника Земли, главный конструктор ОКБ-1 С.П.Королев подписал и направил на согласование президенту Академии наук СССР М.В.Келдышу письмо в Совет Министров СССР с предложением о возможности создания ориентированного спутника Земли с целью фотографирования земной поверхности.

В письме, в частности, говорилось: «Работы, проведенные по ракетам, обеспечивающим возможность запуска искусственных спутников Земли, а также исследования в ряде других организаций показали, что в настоящее время имеется возможность приступить к разработке специализированного варианта ориентированного искусственного спутника Земли ...».

В ОКБ-1, ГОИ им. С.И.Вавилова, ЦКБ КМЗ и многих других организациях различных отраслей промышленности под руководством С.П.Королева разворачиваются полномасштабные проектные изыскания и эскизное проектирование первого спутника наблюдения земной поверхности, фотографической аппаратуры для него и бортовых систем, обеспечивающих функционирование спутника на всех этапах его полета на орбите, спуска с орбиты и приземления.

Особое внимание уделялось созданию «комфортного» температурного режима для фотоаппаратуры, размещаемой внутри герметичного спускаемого аппарата и обозревающей земную поверхность через иллюминатор, а также определению с минимально возможной погрешностью скорости движения и высоты (дальности) спутника в момент фотографирования. Эти данные необходимы для компенсации сдвига движущегося изображения в фокальной плоскости и исключения «смаза» изображения на фотопленке.

В 1958 — начале 1959 годов уровень проработок был настолько высок, что практическая реализация спутника для наблюдения Земли не вызывала сомнений. Предложения ОКБ-1, согласованные со всеми участниками проекта, были приняты и в мае 1959 года оформлены специальным Постановлением Правительства СССР. Проект спутника для фотографирования Земли получил наименование «Зенит-2».

Конструктивно космический аппарат «Зенит-2» состоял из спускаемого аппарата сферической формы, в котором устанавливалась фотоаппаратура с запасом пленки и приборно-агрегатного отсека, где размещались бортовой комплекс управления и бортовые системы, обеспечивающие функционирование спутника и фотоаппаратуры. Срок активного существования первого в нашей стране космического аппарата фотографического типа «Зенит-2» на орбите был невелик – всего четверо суток, но по тому времени это было большим достижением. Главными ограничителями срока активного существования были невозможные в процессе полета запас электроэнергии химических источников тока, расходующийся запас сжатого газа исполнительных органов системы ориентации и стабилизации космического аппарата и запас фотографической пленки. По завершении срока активного существования включалась тормозная двигательная установка, спускаемый аппарат отделялся от приборно-агрегатного отсека, входил в плотные слои атмосферы. На высоте примерно 10 км вводилась в действие парашютная система, и спускаемый аппарат приземлялся. На месте посадки поисково-эвакуационная команда вскрывала спускаемый аппарат, извлекала кассету с экспонированной фотопленкой и спецрейсом самолета доставляла пленку потребителю, где та подвергалась химической обработке и дальнейшему дешифрированию. Общий вид космического аппарата «Зенит-2» приведен на рис. 1.1.

ЦКБ «Красногорский завод» для космического аппарата «Зенит-2» была создана фотографическая аппаратура «Фтор-2» в составе трех длиннофокусных аппаратов СА-20, скомпонованных в спускаемом аппарате «веером» для обеспечения большого суммарного захвата на местности и топографического аппарата СА-34. По своим тактико-техническим характеристикам с учетом большой дальности (высоты орбиты) съемки такая аппаратура относилась к так называемому обзорному типу.

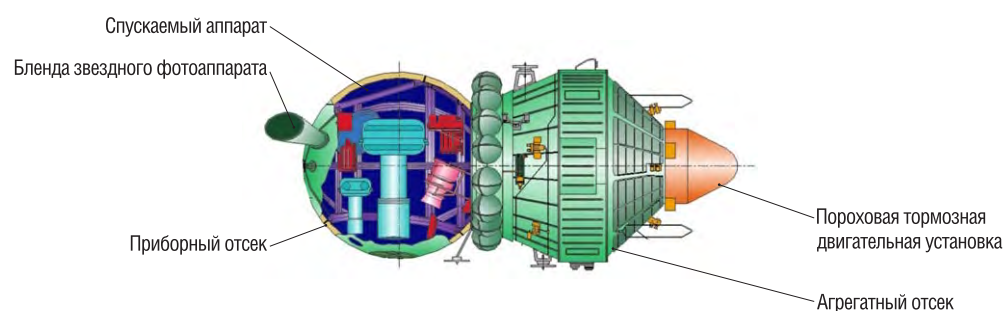


Рисунок 1.1. Космический аппарат «Зенит-2»

Первый успешный запуск космического аппарата «Зенит-2» с аппаратурой «Фтор-2» был осуществлен 26 апреля 1962 г. Выведенный на орбиту спутник получил открытое наименование «Космос-4». Этот спутник был изготовлен на опытном заводе ОКБ-1.

Полученная информация была пригодна для решения важных стратегических задач и таила в себе потенциальные возможности в части решения широкого круга народнохозяйственных задач для обеспечения социально-экономического развития страны.

В 1961 году было принято решение о серийном изготовлении космических аппаратов «Зенит-2» на заводе «Прогресс», а конструкторское обеспечение серийного производства поручалось отделу № 25 ОКБ-1, расположенному в г. Куйбышеве и в дальнейшем преобразованному в филиал № 3 ОКБ-1.

Это стало возможным не случайно, так как уже в процессе работ по этому КА куйбышевские специалисты филиала № 3 ОКБ-1 и завода «Прогресс» по поручению головного КБ успешно выполнили ряд сложных разработок. Так, например, опыт приземления первых космонавтов вне космического корабля показал, что с этой жизненно важной операцией связаны определенные сложности и риск. Поэтому уже в 1962 году начались поиски решения по более надежному выполнению этой операции. Г.И.Северин, в то время начальник лаборатории парашютно-десантных средств ЛИИ им. М.М.Громова, а в будущем академик РАН, предложил С.П.Королеву свою идею об использовании на последних секундах до встречи с Землей твердотопливных тормозных двигателей для «гашения» скорости приземления. При этом перегрузки во время приземления должны были гаситься до уровня требуемых, что позволило бы осуществлять посадку космонавтов в «родном» кресле спускаемого аппарата.

Идея в виде эскизов была передана для реализации в филиал №3 ОКБ-1 Д.И.Козлову, который поручил ее инженерное решение группам А.А.Харченко и И.И.Теплова. Блок коммутации был быстро разработан и штатно прошел все испытания. А вот датчик измерения высоты проявил «коварство» и первоначально не обеспечивал выполнения ряда возложенных на него требований. Это и соизмеримые скорости раскрытия штыря измерения высоты и отстреливаемой защитной крышки, и углы встречи с различными типами грунтов, и боковые скорости сноса СА, и многое другое, что потребовало большого объема экспериментальной отработки. Технически сложная программа испытаний проводилась в цехе завода «Прогресс», а съемки в процессе экспериментов обеспечивала специальная бригада скоростной фотосъемки, направленная в г. Куйбышев лично С.П.Королевым.

Одновременно была разработана обширная программа летных испытаний, которые в начальной стадии проходили в ЛИИ имени М.М.Громова при поддержке НИИ ПДС на макете. По завершении первой очереди испытания переместились в Крым на мыс Чауда и были продолжены на макете СА КА «Восход» со штатной системой приземления и штатной комплектацией разработанной куйбышевскими специалистами системы.

Реализация основной части программы летных испытаний в Крыму была поручена одному из лучших экипажей страны – легендарному советскому асу, дважды Герою Советского Союза Султану Амет-Хану. Это показывает, насколько значимой была на тот момент задача создания системы, которую разрабатывал филиал №3 ОКБ-1. Все трудности и этапы испытаний удалось благополучно преодолеть, и вновь созданная система получила право на штатную эксплуатацию под названием система «мягкой посадки» (МП). Ее установили на очередной КА типа «Зенит-2». «Мягкое» приземление этого КА открыло дорогу для установки системы МП на пилотируемые КА. Впервые это было сделано на Байконуре на КА «Восход». Приземление экипажа Леонова прошло успешно, и все последующие экипажи приземлялись «мягко» в спускаемом аппарате (СА).

На первых КА «Союз» также использовали модифицированную куйбышевскую систему МП. Ее применяли и ВДВ при десантировании тяжелой техники. В дальнейшем система МП была модернизирована под высотомер разработки академии имени А.Ф.Можайского и стала штатной для всех пилотируемых «Союзов».

Завод «Прогресс» и отдел № 25 ОКБ-1 успешно справились с поставленной задачей, и уже 27 сентября 1962 года на орбиту был выведен первый серийный космический аппарат «Зенит-2», изготовленный в Куйбышеве, – спутник «Космос-9». В марте 1964 года космический аппарат «Зенит-2» после успешных летных испытаний был принят в эксплуатацию.

Глубокий анализ информации, полученной с помощью фотоаппаратуры «Фтор-2» космических аппаратов «Зенит-2», породил в пытливых умах специалистов мысль о целесообразности и возможности реализации четырех направлений создания космических аппаратов фотографического типа, а именно:

- обзорного типа с максимально возможным захватом местности и с приемлемым уровнем разрешения;
- детального и высокодетального типа с максимально возможным разрешением и приемлемой шириной захвата местности;
- картографического типа с получением стереоснимков с высокими измерительными свойствами и высокоточным определением элементов внешнего ориентирования космического аппарата в момент съемки;

- для решения социально-экономических задач с получением многозональных и спектрональных снимков различного уровня разрешения.

Конструктивно-аппаратурная база КА «Зенит» была потенциально пригодна для создания всех типов указанных выше космических аппаратов. В начале 1960-х годов в ОКБ-1 уже с участием куйбышевских специалистов филиала № 3 ОКБ-1, ГОИ им. С.И.Вавилова и в ЦКБ КМЗ развернулись работы по созданию спутника детального наблюдения «Зенит-4». Главный конструктор филиала Д.И.Козлов придал этим работам особое значение и направил группу специалистов (А.М.Солдатенков, Ю.В.Яременко, Г.А.Бенецкий, А.Е.Казакова и др.) в ОКБ-1 для непосредственного участия в разработке эскизного проекта нового космического аппарата.

Космический аппарат «Зенит-4», в отличие от прототипа «Зенит-2», имел более длительный срок активного существования, на нем был внедрен программный разворот по крену на угол плюс-минус 30 градусов для повышения оперативности наблюдения, повышена точность стабилизации космического аппарата для уменьшения «смаза» изображения, а также ряд других конструктивных и схемных мероприятий в обеспечение общих тактико-технических характеристик и благоприятных условий для съемки длиннофокусной фотографической аппаратурой. Изготовление опытных, а в дальнейшем и серийных, образцов космического аппарата «Зенит-4» велось на заводе «Прогресс».

Для космического аппарата «Зенит-4» в ЦКБ КМЗ была разработана уникальная, принципиально новая фотоаппаратура «Фтор-4». Достаточно сказать, что фокусное расстояние объектива аппарата «Фтор-4» было в три раза больше, чем на аппарате СА-20, и достигало трех метров.

16 ноября 1963 года состоялся первый запуск космического аппарата «Зенит-4», он был успешным, подтвердил правильность решений как по космическому аппарату, так и по фотоаппаратуре. В 1964 году, начиная с КА №14, серийное производство и работы по созданию автоматических низкоорбитальных средств ДЗЗ по указанию С.П.Королева были переданы в филиал №3 ОКБ-1 (г. Куйбышев), возглавляемый Д.И. Козловым, и на куйбышевский завод «Прогресс».

Всего в рамках летных испытаний и штатной эксплуатации было проведено 76 успешных запусков КА «Зенит-2» и 179 успешных запусков «Зенит-4». В 1974 году на базе филиала было создано самостоятельное предприятие – Центральное специализированное конструкторское бюро (ЦСКБ), а в 1996 году на базе ЦСКБ и завода «Прогресс» Указом Президента России создан Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс».

Аналогичные работы проводились в Соединенных Штатах. Там в начале 1960-х годов стали использоваться спутники серии Согона (по КН-6 включительно) в двухкапсульном варианте. Это позволяло доставлять отснятую фотопленку с большей оперативностью, не дожидаясь свода с орбиты всего аппарата.

12 июля 1963 года Соединенные Штаты запустили на ракете-носителе «Atlas-Agena D-1» новый аппарат оптической разведки КН-7 (получивший у западных аналитиков условное название Gambit). Этот спутник тоже имел две капсулы для спуска фотопленки на Землю.

Нужно было чем-то отвечать на западные разработки. Рассматривались два пути дальнейшего развития отечественных спутников фотонаблюдения.

Первое направление – модернизировать уже летающую базу КА «Зенит-2» и «Зенит-4», прежде всего совершенствуя целевую аппаратуру. Второе – создавать принципиально новый космический аппарат с новыми возможностями. В филиале №3 пошли и по тому, и по другому пути.

В 1964 году начались проектные работы по модернизации спутников типа «Зенит». Были предложены два новых аппарата. Для ведения обзорного наблюдения была осуществлена модернизация «Зенита-2», получившая после принятия в серийную эксплуатацию в 1970 году обозначение «Зенит-2М». В составе этого КА была произведена замена специальной фотоаппаратуры «Фтор-2» на более совершенную систему «Фтор-2РЗ».

Аппарат детального наблюдения «Зенит-4М» (принят в эксплуатацию в 1970 году) с аппаратурой «Фтор-6» должен был заменить спутники «Зенит-4» с их системой «Фтор-4». На обоих аппаратах были установлены корректирующие двигательные установки (КДУ) на жидких компонентах топлива. На базе КА «Зенит-2» и «Зенит-4» ЦСКБ и ЦКБ «Красногорский завод» разработано семь типов КА обзорного и детального фотонаблюдения. ЦКБ «Красногорский завод» проводило для каждого типа космического аппарата новую разработку или глубокую модернизацию прототипа фотосистемы, что способствовало повышению информативности получаемых из космоса снимков.

Вспоминает Г.Е.Фомин – заместитель Генерального конструктора, начальник проектного отделения по разработке КА, в настоящее время Почетный работник ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс» [77]:

«В результате разрешение космических аппаратов обзорного типа повышено в 3-4 раза по сравнению с прототипом «Зенит-2», разрешение космических аппаратов детального типа повышено в 2,5 раза по сравнению с прототипом «Зенит-4». Срок существования на орбите увеличен в 7 раз, при этом реализован режим экономичного полета с минимальным расходом невоспол-

няемых запасов рабочего тела и электроэнергии в периоды, неблагоприятные для наблюдения или, по стратегическим соображениям, не требующие наблюдения. Повышена общая надежность и живучесть космических аппаратов. В период эксплуатации космических аппаратов семейства «Зенит» их запуски переведены на надежный унифицированный носитель 11А511У, применяемый и для запуска пилотируемых и грузовых космических кораблей».

Следующим шагом совместных работ ЦСКБ с кооперацией и ЦКБ «Красногорский завод» было создание КА картографического типа «Зенит-4МТ» и комплекса специальной фотографической и измерительной аппаратуры для него.

Для создания различных типов картографической (топографической) продукции с использованием информации из космоса необходимо наличие:

- стереоскопической пары снимков достаточно высокого разрешения одного и того же участка местности с высоким уровнем ортоскопичности и высокими измерительными свойствами внутри снимка;
- высокоточной информации о пространственном и угловом положении спутника (линии визирования съемочной аппаратуры) в момент фотографирования.

КА картографического типа относятся к долгоживущим, так как одним и тем же типом космического аппарата для создания карт местности заданного масштаба необходимо осуществить неоднократные съемки территорий земного шара. Для справки следует заметить, что, по данным ООН, большая часть стран Африки, Азии и Южной Америки в 60-70 годах XX века вообще не имели крупномасштабных топографических карт своих территорий. Не было также достоверных крупномасштабных карт на значительные территории Сибири, Дальнего Востока и Средней Азии нашей страны.

В Красногорске была создана фотоаппаратура для стереоскопической съемки местности «Жемчуг-5», сопряженная с лазерным дальномером разработки РНИИ КП. Кроме фотоаппаратуры и лазерного дальномера, для высококачественной привязки снимка к географическим координатам местности на КА устанавливались звездные фотоаппараты и доплеровская аппаратура.

27 декабря 1971 года первый картографический КА «Зенит-4МТ» был успешно выведен на орбиту. Потребители информации с КА получили в свое распоряжение уникальную информацию, позволившую создать вновь и обновить имеющиеся топографические карты крупного масштаба громадных отечественных территорий и территорий многих зарубежных стран.

Помимо перечисленного выше, ЦСКБ совместно с кооперацией на конструктивно-аппаратурной базе «Зенит» создали пять типов косми-

ческих аппаратов для дистанционного зондирования Земли в интересах исследования природных ресурсов, общего и тематического картографирования, использования информации для геологической разведки, контроля и развития лесного, водного, сельского хозяйства и многих других отраслей хозяйственной деятельности. Особенностью фотографической аппаратуры для решения народно-хозяйственных задач является получение не только панхроматической, но и многозональной и спектральной информации с минимальной погрешностью определения спектральной яркости природных образований и искусственных сооружений. Задача получения такой информации ЦКБ «Красногорский завод» была решена.

В целом, модернизация уже эксплуатирующейся конструктивно-аппаратурной базы КА типа «Зенит» оказалась, по тому времени, достаточно перспективной и универсальной, что позволило ЦСКБ создать довольно большую и успешную серию КА этого типа для решения указанных выше задач наблюдения, народнохозяйственных задач («Зенит-2» н/х, «Фрам», «Ресурс-Ф1», «Ресурс-Ф1М», «Ресурс-Ф2», «Ресурс-Облик»), КА для научных задач («Эфир», «Интеркосмос»), КА для научноприкладных задач в области космической медицины, биологии и материаловедения (спутники семейства «Бион», «Фотон»).

Постоянно растущие требования потребителей фотоинформации в части увеличения детальности наблюдения наземных объектов на первом этапе удовлетворялись увеличением фокусного расстояния фотосистемы. Ограничения по объемам и габаритным размерам зоны полезного груза внутри спускаемого аппарата привели к созданию фотоаппаратов с изломом оптической оси для обеспечения их компактности. После исчерпания резервов, определяемых ограничениями со стороны ракет-носителей того времени, с целью достижения требуемой детальности наблюдения конструкторы пошли по пути снижения высоты полета вплоть до предельно допустимой. Эти решения привели к значительным изменениям конструкции, компоновки, состава бортовых систем, схемы полета КА данного типа.

Существенное влияние аэродинамического торможения потребовало уменьшения миделева сечения КА и привело к предпочтительному выбору горизонтальных конструктивно-компоновочных схем, когда продольная ось КА направлена по вектору скорости. Для компенсации потери орбитальной скорости вследствие аэродинамического торможения и поддержания заданных параметров орбиты в состав бортовых систем вводятся корректирующие двигательные установки многократного запуска. Для снижения потребных запасов топлива в схеме полета предусматривались эллиптические орбиты, при этом фотографирование проводилось при минимально возможной вы-

соте полета на нисходящей части витка в районе перигея. С целью уменьшения возмущающих моментов от аэродинамических сил, нарушающих ориентацию и стабилизацию КА во время фотографирования, применялись специальные аэродинамические компенсаторы. Для защиты конструкции от молекулярного нагрева в передней (по направлению полета) части КА устанавливались тепловые щитки и высокопроизводительная система терморегулирования. Для обеспечения стабильности теплового режима оптических устройств объективы потребовалось закрывать крышками-блендами, которые раскрывались только в момент фотографирования.

Но пришло время, когда стали превалировать объективные факторы, ограничивающие дальнейшее развитие по этому направлению, а именно:

- одноразовая доставка информации в спускаемом аппарате в конце срока активного существования;
- аналоговая система управления, ограничивающая возможности по адаптивному и оперативному управлению и, как следствие, приводящая к значительным непроизводительным потерям ограниченного запаса фотопленки;
- кадровый режим съемки;
- не восполняемая в полете система электропитания на базе химических источников тока;
- относительно малый срок активного существования и ряд других.

Эти обстоятельства определяли необходимость создания нового типа КА.

К концу 1964 года в КБ «Южное» был разработан предэскизный проект унифицированного КА ДС-4 со спасаемой капсулой. В рамках проекта предполагалось создание КА оптического наблюдения двух типов: обзорного фотонаблюдения «Янтарь-1» и детального «Янтарь-2». Однако из-за невозможности существенного снижения веса оба «Янтаря» при тех требованиях, которые были им предъявлены, не могли «вписаться» в энергетические возможности предлагаемых РН. В итоге, работа по «Янтарям» (1 и 2) в КБ «Южное» была прекращена.

В это же время в филиале №3 ОКБ-1 тоже велся поиск новой концепции спутника фотонаблюдения. Тема «Янтарь» вновь вернулась в Куйбышев. В конце 1967 года в Куйбышевском филиале был разработан аванпроект базовой модели спутника нового поколения «Янтарь-2К» для детального фотонаблюдения. В аванпроекте были предложены новая оригинальная конструктивно-компоновочная схема построения КА и идеология создания его.

Поиски резервов массы привели к объединению конструкции корпусной части фотокамеры и КА. В первую очередь это коснулось СА, поскольку вследствие относительно небольших сроков активного существования со-

хранились требования возврата оптических устройств на Землю с целью повторного использования. Типичным техническим решением в этом плане стало использование конструкции корпуса СА. При этом объектив прикрепляется к донной части корпуса СА вытянутой конической формы, а кассетная часть с фотопленкой размещается внутри на силовой оболочке лобовой части СА. Коническая часть корпуса СА при этом играет роль корпуса фотоаппарата, вследствие чего может появиться значительный резерв массы и возможность увеличить габаритные размеры фотоаппарата.

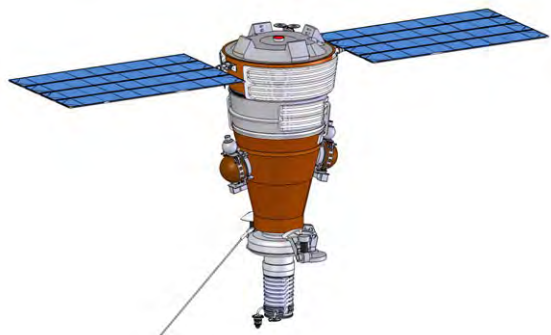


Рисунок 1.2. Общий вид КА «Янтарь-2К»

Перед возвращением на Землю объектив втягивается внутрь СА и сохраняется вместе с фотопленкой. Подобное конструктивное решение позволяет решить задачу увеличения разрешающей способности фотоустройств в условиях жестких ограничений на массу полезного груза. Значительное увеличение фокусного расстояния системы позволяет поднять высоту орбиты и применить вертикальную конструктивно-компоновочную схему КА.

КА «Янтарь-2К» оснащается двумя возвращаемыми капсулами, которые представляют собой миниатюрные СА, доставляющие на Землю часть отснятой фотопленки. Это позволяет более оперативно передавать информацию о динамике объектов наблюдения.

Система энергопитания была построена на основе солнечных батарей, что позволило увеличить срок активного существования на орбите в несколько раз по сравнению с космическими аппаратами типа «Зенит».

Запас топлива жидкостной корректирующе-тормозной двигательной установки намного превышал соответствующие запасы на «Зенитах» и также обеспечивал длительное существование космического аппарата на орбите.

Принципиально новыми для КА ДЗЗ были решения, заложенные в разработку бортового комплекса управления (БКУ) специалистами филиала – разработчиками БКУ. В состав БКУ в качестве центрального управляющего органа, решающего задачи взаимосвязанного управления всех подсистем БКУ и целевой аппаратуры по критериям эффективности КА, в целом, вве-

дена бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) «Салют-3М». Это был революционный шаг. Все отечественные космические аппараты (в том числе, и пилотируемые) не имели компьютерных систем управления. Их системы управления строились на основе электромеханических реле и разовых команд, передаваемых с центра управления полетом.

Впервые в отечественном космическом аппаратостроении БЦВМ, с созданным специалистами филиала программным обеспечением, используется не для решения одной, пусть даже сложной, задачи (например, навигации), а для обеспечения решения всех задач управления КА.

Впервые была разработана и использована автоматическая астрорадиотехническая система автономной навигации (САН) КА на основе двух астровизирных устройств (АВУ), радиовертикали-высотомера (РВВ) и программного обеспечения разработки ЦСКБ, входившего в состав программно-математического обеспечения (ПМО) БЦВМ «Салют-3М», включаемая при полете над акваторией мирового океана.

Еще одним из оригинальных решений в БКУ КА «Янтарь-2К» было использование панелей солнечных батарей СЭП для управления сбросом накопленного кинетического момента силового гироскопического комплекса и улучшения условий стабилизации КА.

Все эти решения внесли заметный вклад в снижение веса КА и позволили существенно расширить возможности и повысить автономность системы управления.

21 июля 1967 года ЦК КПСС и СМ СССР приняли Постановление №715-240 о создании этого аппарата. Во исполнение этого Постановления 24 июля 1967 года Министр общего машиностроения С.А.Афанасьев подписал приказ №220 о начале в филиале №1 ЦКБЭМ (Центральное конструкторское бюро экспериментального машиностроения, так с 1966 года стало называться ОКБ-1 при В.П.Мишине) плановых проектных работ по созданию КА «Янтарь-2К». 19 декабря того же года и Комиссия Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам (ВПК) приняла решение о плане ведения работ по созданию спутника.

Конструктивно КА «Янтарь-2К» состоял из трех отсеков: агрегатного отсека (АО), приборного отсека (ПО) и отсека специальной аппаратуры (ОСА). ОСА был сделан возвращаемым для того, чтобы можно было вернуть на землю фотоаппаратуру «Жемчуг-4» и бортовую цифровую вычислительную машину «Салют-3М», которые были предназначены для многократного использования. На боковой поверхности ОСА диаметрально противоположно крепились две спускаемые капсулы (СК) для оперативно-го возврата на Землю фотопленки. Сверху ОСА крепилась бленда аппарату-

ры «Жемчуг-4». Перед посадкой оптическая система из бленды втягивалась внутрь ОСА. Все отсеки «Янтаря-2К» имели форму усеченного конуса с углом полураствора 12° , что придавало спутнику некоторое внешнее сходство с американским космическим кораблем «Джемини». Максимальный диаметр «Янтаря-2К» составлял 2,7 метра, высота – 6,3 метра. Масса аппарата – 6,6 тонны. Расчетная длительность полета «Янтаря-2К» составляла 30 суток. Фотография КА приведена ниже (рис. 1.3).



Рисунок 1.3. КА «Янтарь-2К»

В 1968 году в Куйбышеве начались работы по новому элементу для советских КА фотонаблюдения – спускаемой капсуле, предназначенной для периодической доставки в процессе полета КА на землю экспонированной фотопленки (рис. 1.4, 1.5).



Рисунок 1.4. Спускаемая капсула после приземления



Рисунок 1.5. Спускаемая капсула на месте приземления

В 1969 году был окончательно решен и вопрос с ракетой-носителем для нового спутника. В этом году начались работы над проектом унифицированной ракеты-носителя 11А511У.

А в первом квартале 1970 года было разработано и защищено дополнение к эскизному проекту на комплекс «Янтарь-2К». В материалах дополнения для решения новых задач обосновывалась необходимость перехода от горизонтальной схемы аппарата к вертикальной. Тем самым окончательно было отдано предпочтение вертикальной схеме расположения фотографического комплекса «Жемчуг-4».

В 1971 году выпуск технической документации на изготовление комплекса «Янтарь-2К» и экспериментальных установок для его отработки был полностью завершен.

Активно шла отработка агрегатов и систем комплекса «Янтарь-2К». В том числе, на смежных предприятиях велись работы над БЦВМ «Салют-3М», бортовой аппаратурой командно-программно-траекторной радиолнии (КПТРИ) «Графит-Я», бортовым синхронизирующим устройством БСУ «Калина», системой телеконтроля БР-91Ц-1. В самом филиале №3 была разработана принципиально новая система управления движением (СУД) «Кондор».

К началу 1974 года первый летный «Янтарь-2К» был собран на заводе «Прогресс» и отправлен на космодром Плесецк.

Параллельно шли еще отработки отдельных систем агрегатов спутника. Причем, они велись не только на Земле, но и в космосе. Для этого был соз-

дан целый ряд специальных экспериментальных установок. Так, 18 октября 1972 года и 22 марта 1973 года с космодрома Плесецк были запущены космические аппараты «Зенит-2М». На них были установлены автономные спутники из серии «Наука» 16КС. Эти «автономные спутники», как и практически все остальные контейнеры «Наука», совершали полет совместно с основными аппаратами и лишь после выполнения программы полета, примерно за сутки до схода с орбиты «Зенитов-2М», отстреливались от них. Автономные спутники 16КС предназначались для отработки некоторых специальных систем «Янтаря-2К».

Подобные испытания прошли в космосе и элементы системы управления «Кондор». Чтобы проверить работу аппаратуры астровизирного устройства и радиовертикали – высотомера – был создан автономный спутник серии «Наука» 17КС. Один такой аппарат был запущен 14 марта 1974 года с космодрома Плесецк вместе с очередным «Зенитом-2М».

В 1974 году начались летные испытания спускаемой капсулы «Янтаря-2К». Капсулы выводились на орбиту также в составе спутников «Зенит-2М». Капсула с аппаратурой отделения устанавливалась впереди спускаемого аппарата «Зенит-2М» и отстреливалась во время полета спутника. Перемотка пленки в капсулу из основного аппарата, естественно, не производилась.

Первые успешные испытания СК прошли во время полета спутника «Космос-629», стартовавшего 24 января 1974 года, и установили приоритет куйбышевских разработчиков и производителей по созданию — впервые в СССР — средств циклической доставки фотоинформации на Землю без прекращения полета базового КА.

Два последних испытания СК успешно прошли во время полета «Космоса-692» (запущен 1 ноября 1974 года) и «Космоса-769» (запущен 23 сентября 1975 года). Еще до завершения летной отработки спускаемых капсул начался этап летно-конструкторских испытаний самого КА «Янтарь-2К», но пока без СК. После длительной подготовки первый его запуск с космодрома Плесецк состоялся 23 мая 1974 года. Однако из-за нерасчетного разделения второй и третьей ступеней ракеты-носителя 11А511У преждевременно сработали контакты отделения КА от ракеты-носителя. КА «Янтарь-2К» №1 не был выведен на расчетную орбиту.

13 декабря 1974 года был выполнен запуск КА «Янтарь-2К» №2 («Космос-697»). На этот раз испытания спутника прошли успешно. Программой полета не предусматривалось сразу достичь длительности полета 30 суток: аппарат был еще не в полной комплектации. Через двенадцать дней после старта, 25 декабря 1974 года, спускаемый аппарат (СА) «Янтаря» успешно приземлился, вернув на Землю отснятую в полете фотопленку (рис. 1.6, 1.7).



Рисунок 1.6. Спускаемый аппарат КА «Янтарь-2К» на месте приземления



Рисунок 1.7. Транспортировка спускаемого аппарата КА «Янтарь-2К» с места приземления

ЛКИ продолжались, но уже в штатной комплектации. Были и неудачи, но уже запуск 26 апреля 1977 года и полет КА «Янтарь-2К» №6 («Космос-905») прошли полностью успешно. В ходе полета от спутника отделились две спускаемые капсулы, которые доставили на Землю отснятую фотопленку. Со-

вершив полет расчетной длительности 30 суток, 26 мая спускаемый аппарат «Янтаря» совершил посадку в расчетном районе.

По результатам работы «шестого» Государственная комиссия приняла решение об окончании летно-конструкторских испытаний и проведении летных испытаний КА «Янтарь-2К» №7 как зачетных. Эти зачетные испытания КА «Янтарь-2К» №7 успешно прошли с 6 сентября по 6 октября 1977 года («Космос-949»).

1 ноября 1977 года Государственной комиссией был подписан отчет о завершении государственных зачетных испытаний с рекомендацией о сдаче комплекса «Янтарь-2К» в штатную эксплуатацию. Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 22 мая 1978 года комплекс «Янтарь-2К» был принят в штатную эксплуатацию. В перечисленных работах активное участие принимали Б.А.Абрамов, В.П.Малин, Б.Н.Мелиоранский, В.М.Шахмистов и многие другие.

Спутники «Янтарь-2К» запускались на ракетах-носителях 11А511У как с космодрома Плесецк (с 23 мая 1974 года), так и с космодрома Байконур (с 20 января 1981 года). Высота рабочей орбиты аппаратов была: минимальная 170-180 км, максимальная 330-360 км (случались, естественно, и отклонения, вызванные, скорее всего, неточностями выведения или особыми требованиями к съемкам). Первые два пуска с Плесецка и еще один в 1977 году выполнялись на наклонение 62,8°, остальные – на 67,1-67,2°. Пуски с космодрома Байконур выполнялись сначала на наклонение 64,9°, однако последние байконурские пуски «Янтаря-2К» в 1981-83 годы выполнялись на наклонение 70,4°. Длительность полета «Янтарей-2К» составляла 30 суток. Спускаемые капсулы от «Янтаря-2К» отделялись, в основном, на девятые и восемнадцатые сутки полета аппарата. Последний из 30 запусков «Янтаря-2К» состоялся 28 июня 1983 года.

Ранее в ЦСКБ был проведен комплекс работ по формированию перспективной программы развития спутников оптического наблюдения на конструктивно-аппаратной базе «Янтарь-2К». Конструктивная база космического аппарата «Янтарь-2К» и его аппаратуры оказались настолько удачными, что и до настоящего времени не утратили своей актуальности.

В мае 1977 года Совет Главных конструкторов определил дальнейшие пути создания комплексов оптического наблюдения с использованием конструктивно-аппаратной базы спутника «Янтарь-2К». 1 июля 1977 года на совместном Научно-техническом совете Министерства общего машиностроения и других заинтересованных Министерств были одобрены предложенные Советом Главных конструкторов порядок и этапность создания комплексов оптического наблюдения. Во время создания КА «Янтарь-2К» творческие связи специалистов ЦСКБ и ЦКБ КМЗ стали особенно тесными и плодотворными.

На начальном этапе эксплуатации космических аппаратов «Янтарь-2К» в оптической и фотохимической промышленности произошел, можно сказать, революционный скачок. В ЦКБ КМЗ и ГОИ им. С.И.Вавилова удалось разработать объективы, разрешающая способность которых более чем в два раза превышала аналогичный параметр прототипа при тех же массогабаритных характеристиках, а в ГосНИИФотопроекте была создана высокочувствительная фотопленка с высоким уровнем разрешения. Это позволило провести кардинальную модернизацию КА «Янтарь-2К», достигнув уникальных тактико-технических характеристик комплекса, в целом.

Первым из предлагавшихся для реализации комплексов был «Янтарь-4К1». Он должен был отличаться от «Янтаря-2К» большей продолжительностью полета: 45 суток вместо прежних 30. Также на «Янтарь-4К1» устанавливался более совершенный фотографический комплекс.

КА «Янтарь-4К1» внешне был, практически, точной копией «Янтаря-2К». Различия заключались лишь в некоторых служебных и специальных системах. На спутнике стояли также две спускаемые капсулы. Так как масса и геометрические параметры КА «Янтарь-4К1» практически не отличались от КА «Янтарь-2К», было решено использовать для запусков «Янтаря-4К1» ту же ракету-носитель 11А511У.

Первый запуск КА «Янтарь-4К1» (№1) состоялся с космодрома Плесецк 27 апреля 1979 года. Как и в случае «Янтаря-2К», аппарат был выведен на орбиту с наклонением 62,8°. Высоты орбиты были типично «янтарными»: максимальная 336 км, минимальная – 174 км. 30-суточный полет прошел успешно, и 27 мая СА совершил штатную посадку.

Следующий КА №2 совершил полет расчетной продолжительности: с 29 апреля по 12 июня 1980 года. Этот полет также прошел успешно. В связи с этим было решено следующий пуск КА №3 считать зачетным. Это был первый запуск «Янтаря-4К1» с космодрома Байконур. Полет спутника с 30 октября по 12 декабря 1980 года также прошел без замечаний. Госкомиссия по летно-конструкторским испытаниям порекомендовала принять КА в штатную эксплуатацию. В следующем, 1981, году вышел соответствующий приказ.

Эксплуатационные полеты начались с 1982 года. Все запуски 12 изготовленных летных КА «Янтарь-4К1» были успешными. Как задумывалось, «Янтари» -2К и -4К1 должны были прийти на смену прежним модификациям «Зенитов». Однако некоторое время эксплуатировались те и другие параллельно. Полная замена «Зенитов» произошла лишь в конце 1980-х годов. Последний полет «Янтаря» состоялся с 30 ноября 1983 года по 13 января 1984 года. На смену им пришли более совершенные аппараты.

1.2. Космические аппараты обзорного фотонаблюдения и картографирования

Опыт эксплуатации первых космических систем наблюдения привел к необходимости разделения функций детального и обзорного наблюдения. Обзорные системы с широкой полосой захвата использовались для просмотра обширных участков местности с целью поиска нужных объектов, которые в дальнейшем подвергались детальной съемке при относительно небольшой полосе захвата, но с высоким разрешением.

В 1968 году в филиале №3 начал разрабатываться космический комплекс обзорного фотонаблюдения и картографирования второго поколения «Янтарь-1КФТ». К первому поколению картографических аппаратов относится КА «Зенит-4МТ», первый запуск которого состоялся в 1971 году, а в 1976 году был принят в эксплуатацию.

Чтобы ускорить создание нового топографического КА, было предложено создавать его все на той же базе спутника «Янтарь-2К», но с установкой на него спускаемого аппарата от КА типа «Зенит». Проект оказался достаточно простым и привлекательным, так как использовались уже отработанные элементы и целые отсеки КА.

Так в 1972 году появился проект комплекса «Янтарь-1КФТ». Первый запуск 18 февраля 1981 года «Янтаря-1КФТ» («Космос-1370») достиг плановой продолжительности полета. После его полета прекратились запуски топографических спутников первого поколения. В том же году «Янтарь-1КФТ» был принят в эксплуатацию. Летные испытания комплекса проходили в период с 1981 по 1986 годы. Испытания показали, что «комплекс может быть эффективно использован при составлении топографических и специальных карт местности». В июле 1987 года, после седьмого запуска, комплекс был принят в штатную эксплуатацию.

С 1981 по 1993 годы ежегодно запускался, как минимум, один аппарат. Конструктивно КА «Янтарь-1КФТ» состоял из агрегатного отсека конической формы, в котором расположена двигательная установка, конического приборного отсека с блоками служебных систем КА, СА сферической формы, где стоит целевая фотоаппаратура, и навесного отсека, внутри которого стоит панорамная фотоаппаратура, а снаружи – две панели солнечных батарей [33].



Рисунок 1.8. Общий вид КА «Янтарь-1КФТ»

В состав спецаппаратуры КА входили следующие системы:

- топографическая аппаратура «Яхонт-1» (разработчик и изготовитель – БелОМО, г. Минск), включающая в свой состав камеру ТК-350 с разрешением на местности достаточным для получения изображений с высокими измерительными свойствами и малыми геометрическими искажениями, два звездных фотоаппарата для внешней привязки снимков топографического фотоаппарата;
- панорамный фотоаппарат «Топаз» (КВР-1000) высокого разрешения с объективом «АПО-Октан-8» разработки и изготовления КМЗ им. С.А.Зверева, имеющий разрешение на местности, достаточное для обеспечения информационного наполнения карт, соответствующего их масштабу;
- лазерный высотомер разработки НИИ ПП (г. Москва) для точной привязки снимков по высоте над поверхностью Земли.

Топографическая камера ТК-350 относится к классу кадровых с использованием широкозахватного ортоскопического объектива и позволяет выполнять стереосъемку местности широкой полосой захвата при большой протяженности маршрутов. При этом обеспечивается сплошное стереопокрытие местности снимками с продольным перекрытием 60% или 80% и поперечным перекрытием между маршрутами от 10% до 30%. Заданные перекрытия между маршрутами обеспечиваются выбором орбиты с ее последующей коррекцией для достижения требуемого периода обращения орбиты и межвиткового интервала. При продольном перекрытии 80% возможна стереофотографическая обработка снимков с перекрытием 20, 40, 60 и 80%.

Для обеспечения высокой точности измерений был разработан специальный механизм выравнивания фотопленки специальным стеклом с награвированными координатными крестами. В аппарате использовался механизм компенсации сдвига изображения.

Два звездных фотоаппарата, расположенные под углом 90 градусов друг к другу, обеспечивают фотографирование звездного неба в момент фотографирования местности топографическим фотоаппаратом. Звездные камеры имеют фокусное расстояние 200 мм. Формат кадра 12x18 см обеспечивает фотографирование звезд до шестой звездной величины. Звездные камеры конструктивно с помощью специальной рамы жестко связаны между собой топографической камерой и лазерным высотомером в моноблок. Конструктивные пространственные углы между этими камерами калибруются с высокой точностью. По фотоснимкам звездного неба с использованием конструктивных углов в результате измерительной и вычислительной обработки определяются угловые элементы внешнего ориентирования (УЭВО) топографических снимков.

Лазерный высотомер предназначен для измерения дальностей от косми-

ческого аппарата до точек отражения его сигнала от земной поверхности в момент экспонирования топографических снимков. Показания лазерного высотомера используются для определения высоты фотографирования с высокой точностью, которая достигается за счет небольшого рассеивания лазерного луча (порядка 20 м на местности) и точной регистрации точки отражения. Для нахождения точки отражения на топографическом снимке используется специальное устройство, которое включает трипель-призму, возвращающую часть энергии излучения лазерного высотомера в объектив топографической камеры, объектив, интерференционный фильтр, служащий для пропускания светового потока нужного спектрального диапазона, и координатный фоторегистратор точки отражения. Фиксация направления измерения линии визирования (ЛВ) осуществлялась в виде точки-следа на фотопленке. Это фотоустройство позволило с высокой точностью привязать измерения высоты, проводимые лазерным высотомером, к снимку местности в момент проведения съемки.

Лазерный высотомер работает в двух режимах. В первом режиме он включается совместно с топографическим фотоаппаратом, для определения высот точек фотографирования, а во втором - включается для измерений дальности до водной поверхности открытых морей и океанов с целью калибрования самого лазерного высотомера.

Имеющаяся бортовая доплеровская аппаратура используется для измерения радиальной скорости полета космического аппарата, система синхронизации обеспечивает синхронизацию работы всей измерительной аппаратуры и привязку фиксируемых времен к единой шкале с точностью (СКО) 50 мкс. Доплеровские измерения радиальной скорости КА, измерения высоты полета лазерным высотомером и время включения всей аппаратуры используются для определения линейных элементов внешнего ориентирования (ЛЭВО) топографических снимков баллистическим методом путем решения краевой задачи.

Таким образом, топографическая камера ТК-350 позволяет реализовать принцип плановой стереоскопической съемки и, совместно со всей измерительной информацией, обеспечить построение стереофото-грамметрических сетей создания планово-высотной основы и определения рельефа местности для топографических карт и цифровых моделей рельефа на любую территорию без выполнения наземных геодезических работ.

Обеспечивая высокую точность стереоснимков, необходимую для определения планового положения и высот точек местности, топографическая камера ТК-350 позволяет получить разрешение на местности, уровень которого недостаточен для дешифрирования объектов местности при создании

топографических карт, поскольку при проведении отдельной топографической и обзорной съемок теряется, по расчетам специалистов, до 30% точности картографирования. Поэтому в состав бортовой съемочной аппаратуры КА «Янтарь-1КФТ» входит камера высокого разрешения КВР-1000.

По панорамному аппарату на КМЗ уже был создан задел. Однако габариты этого аппарата не позволяли разместить его в спускаемом аппарате. Решение было найдено специалистами ЦСКБ и КМЗ. Была предложена компактная схема в виде навесного отсека с панорамирующим блоком из двух зеркал, расположенных перед и после объектива. Развертка изображения производилась по цилиндру.

При разработке камеры КВР-1000 была выбрана конструктивная схема панорамного фотоаппарата, при которой высокий уровень разрешения, соответствующий центральной части поля зрения объектива, сохраняется по всему кадру, и можно получить широкую полосу захвата. Панорамная камера КВР-1000 обеспечивает высокий уровень разрешения на местности и широкую полосу захвата. При этом площадь, покрываемую одним кадром ТК-350, покрывают семью кадрами КВР-1000 при совместном включении обеих камер. Таким образом, космическая система картографирования «Янтарь-1КФТ» обеспечивает получение топографических и дешифровочных снимков, а также необходимой измерительной информации, требуемой для картографирования больших территорий. При этом обеспечивается выполнение всех технологических процессов, необходимых при создании топографических карт без наземных топогеодезических работ.

В ходе разработки панорамного аппарата был предложен ряд оригинальных конструктивных решений.

К одному из них относится решение вопроса по перезарядке фотопленки с катушки на катушку с применением принципа сцепки «крючок-рамка». Предварительные оценки специалистов выражали сомнение в работе такого принципа. Однако эксплуатация 15 изделий подтвердила правильность конструкторских решений.

С целью разделения герметичной части (где находилась фотопленка) аппарата от негерметичной специалисты ЦСКБ разработали магнитожидкостное уплотнение, способное удерживать в герметизированном объеме нормальное атмосферное давление. Эта разработка нигде ранее не использовалась.

По совокупности наших применений новых технических решений и полученных высоких характеристик специнформации создание КА «Янтарь-1КФТ» было на уровне лучших мировых достижений.

1.3. Модернизация космического аппарата «Янтарь-1КФТ»

С целью создания более высокоточных топографических карт в 1985 году было решено приступить к разработке нового топографического комплекса. Специалистами ЦСКБ были просчитаны основные выходные характеристики и определены требования к спецаппаратуре. На разработку специальной аппаратуры, в состав которой вошли топографическая аппаратура «Яшма» (разработчик БелОМО), панорамная аппаратура «Топаз-М» (разработчик КМЗ) и лазерный высотомер (разработчик НИИ ПП), предприятиям-разработчикам были выданы технические задания.

Доработка панорамной аппаратуры «Топаз-М» велась в направлении улучшения характеристик используемого ранее объектива и применения новой фотопленки с улучшенными характеристиками. Измерения высоты, проводимые лазерным высотомером, должны были проходить с большей частотой и более высокой точностью.

Повысить точность измерений топографического снимка в аппаратуре «Яшма» было предложено за счет увеличения формата снимка, а также увеличения продольного перекрытия и кратности фотографирования. Но основным недостатком фотографирования с увеличенным перекрытием является значительное увеличение расхода фотопленки. С целью экономии фотопленки специалисты БелОМО и ЦСКБ предложили оригинальную схему экспонирования на периферийные зоны кадра. Схема была отработана на конструкторском образце топографического аппарата.

Большой творческий вклад в создание КА «Янтарь-1КФТ» и модернизированного варианта КА внесли специалисты ЦСКБ: И.К.Куклев, И.Н.Лосев, В.М.Федоров, В.А.Федулов, Ю.А.Лапутин, Г.Е.Круглов и многие другие.

1.4. Космические комплексы широкополосного обзорного и детального наблюдения «Орлец»

КА «Янтарь-2К, -4К1», в основном, обеспечивали получение необходимой фотоинформации, но эти материалы не позволяли в требуемом объеме решать задачи, предъявляемые заказчиком.

Вспоминает Г.Е. Фомин:

«Конструкторы напряженно ломали головы, как создать космический аппарат обзорного наблюдения нового типа. Исходя из предстоящих перед заказчиком решаемых задач, требовался уровень разрешения в 2-2,5 раза превышающий достигнутый уровень на обзорных «Зенитах», одновременно с увеличением в 2-4 раза полосы захвата и с многократной доставкой информации на Землю.

И вот схема решения найдена: крупногабаритный панорамный аппарат с вращающимся зеркалом, лентопротяжный тракт для формирования отдельных рулонов экспонированной фотопленки, капсульный автомат для приема из фотоаппарата рулонов фотопленки и транспортирования их к малогабаритной спускаемой капсуле и, наконец, сама малогабаритная спускаемая капсула. В качестве обеспечивающего модуля предлагалось использовать конструктивно-аппаратурную базу «Янтарь», но без спускаемого аппарата. Предложения по такому необычному космическому аппарату были сформированы совместно ЦСКБ и Красногорским заводом и представлены на рассмотрение Минобщемаши и Миноборонпрома. Министры С.А.Афанасьев и С.А.Зверев не были уверены в реализуемости проекта, но поверили конструкторам и дали добро на оформление директивных документов».

Поэтому в конце 1970-х гг. в ЦСКБ совместно с широкой кооперацией были разработаны предложения по созданию космических комплексов (КК) широкополосного детального и обзорного фотонаблюдения с повышенной оперативностью доставки информации в спускаемых капсулах. Этот тип КК получил название «Орлец».

На совместном Научно-техническом совете Министерства общего машиностроения СССР и других заинтересованных Министерств 1 июля 1977 года были одобрены предложенные Советом Главных конструкторов порядок и этапность создания перспективных космических комплексов, включая «Орлец». Использование в разработках конструктивной базы «Янтаря-2К» дополнялось внедрением новых технических решений, в части более информативных фотообъективов, улучшенных фотопленок на тонкой основе, панорамных фотоаппаратов, унифицированных малогабаритных спускаемых капсул (УМСК), для повышения оперативности доставки информации был разработан автомат для упаковки отснятой пленки в малогабаритные спускаемые капсулы и др.

ЦСКБ по результатам проектных работ была обоснована необходимость и целесообразность создания КК «Орлец» в два этапа.

На первом этапе реализовывалось в полном объеме получение основных целевых характеристик. Выведение КА при этом обеспечивалось ракетой-носителем «Союз-У» или «Союз-У2».

На втором этапе, после завершения отработки РН «Зенит», КА дополнительно оснащался рядом систем, обеспечивающих реализацию существенно большего срока активного существования и, соответственно, числа циклов доставки информации, что, естественно, требовало увеличения веса КА и перехода на ракету-носитель с более высокими энергетическими характеристиками. Оба этапа были реализованы с положительными результатами.

Создание КА явилось одной из сложнейших разработок комплексов фотонаблюдения, в ходе которой был создан скоростной панорамный фотоаппарат, малогабаритная спускаемая капсула, обеспечивающая повышенную точность посадки, для чего пришлось перейти от сферической формы к клиновидной [21].

Для работы с большим числом СК, их снаряжения рулонами экспонированной фотопленки, подготовки к отделению от КА был создан автоматизированный роботизированный комплекс, получивший название «капсульный автомат». Он представлял собой сложнейший механический комплекс, обеспечивающий:

- хранение УМСК при орбитальном полете в требуемых температурных условиях;
- подачу УМСК в устройство снаряжения рулоном экспонированной пленки и закрытия УМСК специальной крышкой;
- рулонирование экспонированной пленки, подачу рулона и загрузку его в спускаемую капсулу;
- подачу снаряженной рулоном УМСК в устройство для ее закрутки до требуемых угловых скоростей с целью стабилизации полета после отделения от КА;
- отделение УМСК от КА.

Капсульный автомат – это высокоинтеллектуальный робот. Специалисты ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс» считают его эталоном инженерной мысли и прецизионного производства при создании робототехнических систем в ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс».

Конструктивно КА состоит из:

- агрегатного отсека;
- приборного отсека;
- спецотсека;
- солнечных батарей (2 шт.);
- устройства крепления, раскрытия и фиксации антенны (2шт.);
- узла крышки бленды фотоаппарата;
- капсульного автомата;
- унифицированных малогабаритных спускаемых капсул (УМСК.)

Общий вид КА представлен на рис. 1.9.

Как видно из рисунка, основное влияние на компоновочную схему оказали панорамный фотоаппарат, капсульный автомат и необходимость размещения достаточно большого количества СК.

В 1981-1985 годы был разработан КК «Орлец» 1-го этапа («Орлец-1»). Он оснащался капсульным автоматом с восемью спускаемыми капсулами, и основные устройства капсульного автомата имели гидравлические приводы.

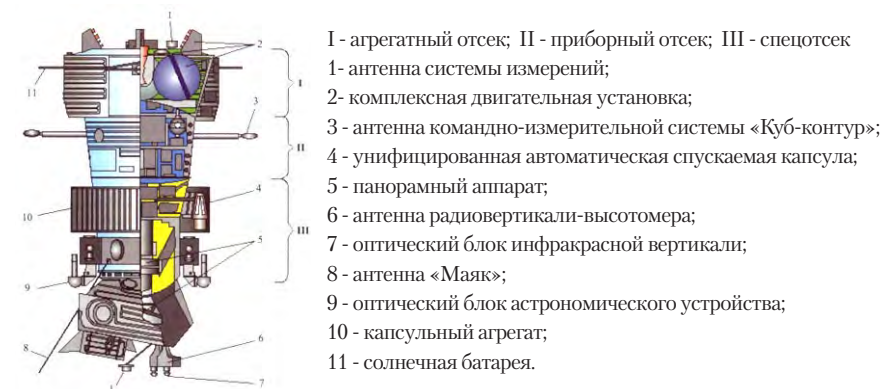


Рисунок 1.9. Общий вид КА широкополосного детального и обзорного фотонаблюдения «Орлец»

Первый запуск состоялся 18 июля 1989 года, а 25 августа 1992 года распоряжением Президента №261 космический комплекс был принят в эксплуатацию. Всего на орбиту выведено восемь таких спутников. Срок их жизни на орбите первоначально составлял 58-60 суток. Однако два последних аппарата проработали, соответственно, 102 и 120 суток.

При создании «Орлеца» 2-го этапа за основу взят «Орлец-1». Но капсульный автомат, предназначенный для работы с 22 капсулами, пришлось разработать фактически заново: все его устройства были переведены на электроприводы, увеличен запас топлива двигательной установки, выполнены необходимые доработки СЭП. В итоге, длительность активного полета увеличилась с 60 суток до полугода [22].

Летные испытания «Орлеца-2» начались запуском 26 августа 1994 года. Спутник под названием «Космос-2290» был выведен на эллиптическую орбиту с $H_{\min}=220,1$ км, $H_{\max}=315,3$ км, наклоном 64,8° и периодом обращения 89,56 мин. Задачи полета были выполнены полностью, и Распоряжением Президента №1268 от 30 октября 1997 года космический комплекс был принят в эксплуатацию.

25 сентября 2000 года состоялся успешный запуск «Орлеца-2» №2 (Космос-2372) на орбиту с параметрами:

- наклонение – 64,8°;
- минимальное удаление от поверхности Земли – 220 км;
- максимальное удаление от поверхности Земли – 364 км;
- период обращения – 90.1 минуты.

Как сообщил пресс-центр РВСН, пуск КА «Космос-2372» на РН «Зенит» был посвящен памяти космонавта-2 Г.С.Титова. Это был последний полет «Орлеца-2». Эксплуатация же «Орлеца-1» продолжалась до 2006 года.

В разработках по созданию КА принимали активное участие А.В.Чечин, Г.А.Подгорнов, Ю.А.Устинов, Н.П.Журавлев и многие другие.

1.5. Космические комплексы оптико-электронного наблюдения

Главными недостатками систем фотонаблюдения являются ограниченный и невозполнимый запас фотопленки на борту КА и низкая оперативность доставки информации (2-5 суток).

В 70-х годах XX столетия в НИИ Микроприборов сформировалась команда талантливых электронщиков (Б.И.Седунов, В.И.Карасев, П.Н.Возьмилов, К.Ш.Еникеева и др.), которая не участвовала непосредственно в осуществляемой программе и упорно искала пути приложения своих знаний. В это время в электронике появилось направление, названное «функциональной электроникой», которое эта группа специалистов стала усиленно пропагандировать и искать области использования этого направления. В поле зрения их попал прибор, который получил название «прибор с зарядовой связью» (ПЗС). Это многоэлементная структура в виде линейки или матрицы с электронной (емкостной) связью между элементами этой структуры. Здесь следует обратить внимание, что в названии этого прибора его функциональное назначение определено словом «связь», т.е. попросту коммутация. Вот это-то свойство прибора и позволило приступить к решению проблемы создания эффективных оперативных космических систем наблюдения. То, что каждый элемент ПЗС структуры работал и как оптико-электронный преобразователь, не было главным. Телевизионные трубки (видиконы) тоже были неплохими оптико-электронными преобразователями, но для космических систем наблюдения необходимо, чтобы в строке изображения было несколько десятков, а то и сотен тысяч чувствительных элементов, что невозможно было реализовать на старых принципах.

О новом подходе Главный конструктор НПО «Элас» Г.Я.Гуськов рассказал Генеральному конструктору ЦСКБ Д.И.Козлову. Поэтому, будучи на полигоне Плесецк при проведении очередного запуска космического аппарата «Янтарь-2К», три руководителя, ответственные за успехи космической программы дистанционного зондирования Земли в стране (Генеральный конструктор ЦСКБ Д.И.Козлов, Главный конструктор НПО «ЭЛАС» Г.Я.Гуськов и Генеральный конструктор ЦКБ КМЗ В.В.Некрасов) выдвинули идею создания экспериментального канала оптико-электронного преобразования изображения в цифровую форму и оперативной передачи этой информации на Землю по радиоканалу с дальнейшим восстановлением изображения наземными средствами обработки. Идею облекли в краткую докладную записку и, по возвращении в Москву, сделали доклад министру обороны СССР Д.Ф.Устинову. Устинов идею поддержал, но сказал, что нужно не экспериментировать, а создавать полноценный космический комплекс,

что обеспечит высокую ответственность и обязательность исполнителей.

Так родился проект «Янтарь-4КС1» – первый в нашей стране комплекс оптико-электронного наблюдения с передачей видеоинформации в масштабе времени, близком к реальному, через геостационарный спутник-ретранслятор.

При этом, впервые в отечественной практике, реализуя оптико-электронный способ получения видовой информации земной поверхности из космоса с использованием на борту КА приемников изображения на базе ПЗС-структур, а также передачу видовой информации в цифровом виде по радиоканалу с использованием геостационарного спутника-ретранслятора (СР) «Гейзер», КА «Янтарь-4КС1» обладал разрешающей способностью обзорного уровня, что позволяло решать поставленные перед комплексом задачи обзорного наблюдения.

Эти КА были разработаны во второй половине 1970-х годов в ЦСКБ и производились на заводе «Прогресс».

Для ускорения создания КА оптико-электронного наблюдения (ОЭН) в ЦСКБ было предложено использовать в качестве конструктивно-аппаратурной базы для него спутник КА «Янтарь-2К». Это сразу же и решало проблему запуска на РН «Союз-У».



Рисунок 1.10. Общий вид КА «Янтарь-4КС1»

Принципиально новой проблемой при создании КА ОЭН явились разработки не только собственно оптико-электронных преобразователей на ПЗС-структурах, которых в то время еще и не было, но и создание широкополосной линии связи для сброса информации на Землю. Необходимо было создавать две радиолинии: КА – СР «Гейзер» и СР «Гейзер» – наземный пункт приема информации.

Решение этих проблем было обеспечено коллективом разработчиков НИИ Микроприборов (Главный конструктор Г.Я.Гуськов).

Широкополосная радиолиния «Спутник-Спутник» вообще создавалась впервые. Возникли жесточайшие требования к управлению взаимного наведения антенн спутников при узких диаграммах направленности. Проблема была решена только при использовании в качестве антенн активных фазированных решеток (АФАР) и специальных быстродействующих вычислителей, управляющих антенным полем, формирующим диаграмму направленности.

Второй сложной проблемой была конструктивная. Использование традиционного исполнения элементной базы оказалось невозможным из-за возрастающих габаритов и массы аппаратуры. НПО «ЭЛАС» убедил заводы-изготовители поставлять ему электронные компоненты в бескорпусном исполнении. Была разработана специальная технология конструирования и монтажа бескорпусных элементов.

Следующей проблемой стала канализация потока информации, который при съемке составлял порядка 1×10^9 бит/сек. (миллиард бит в секунду). Радиолинии с такой пропускной способностью в то время создать было невозможно. Необходимо было создавать бортовое запоминающее устройство емкостью до 2×10^{11} бит. Жестких дисков (тем более, флеш-памяти) тогда еще не существовало. Подобные емкости могли быть реализованы только на накопителях на магнитной ленте. Таковых в космическом бортовом исполнении не существовало. НИИ Микроприборов пришлось самому взяться за эту, казалось бы, не свойственную электронной фирме задачу и успешно с ней справиться. И это далеко не полный перечень проблем, который пришлось решать при создании системы. Этот комплекс аппаратуры получил название «Сплав».

НИИ Микроприборов был определен головным по всему комплексу бортовой и наземной аппаратуры «Сплав», разрабатывал и выдавал технические задания на составные части.

Коллектив НИИ МП явился автором изобретения ПЗС-структур так называемого ВЗН-типа (с временной задержкой и накоплением), позволяющих на два порядка улучшить чувствительность ПЗС-приемников. Суть работы ПЗС-структур с ВЗН состоит в том, что величина накопленного отдельной ячейкой электрического заряда (т.е. ее потенциал относительно базы) зависит от интенсивности падающего на нее света и времени экспозиции, а измеряя потенциалы всех ячеек, можно при соответствующей обработке получить картину распределения излучения с наблюдаемого объекта, что и будет его изображением. Применение различных светофильтров в дальнейшем позволило получать (например, на КА «Ресурс-ДК1») не только черно-белые изображения земной поверхности, но и цветные в различных диапазонах спектра.

ПЗС-матрицы ВЗН-типа сейчас являются основными фотоприемниками во всем мире для систем детального наблюдения.

Матрицу ПЗС ВЗН с размером фоточувствительного элемента 30×39 мкм с одинаковыми характеристиками создал НИИ «Пульсар», с коллективом которого было долгое плодотворное сотрудничество по созданию и следующих поколений матриц с размерами элемента 21×24 мкм и 12×16 мкм.

Система «Сплав» содержала два комплекса аппаратуры: «Сплав-1» на КА «Янтарь-4КС1», «Сплав-2» аппаратуры ретрансляции на геостационарном КА «Гейзер». Комплекс аппаратуры «Сплав-1» состоял из системы приема и преобразования изображения (СППИ), подсистемы накопления и формирования информации (ПНФ) и подсистемы радиосвязи (ПРС).

В состав СППИ входили блоки опико-электронного преобразования (ОЭП) и аналого-цифрового преобразования (АЦП). В то время промышленность не выпускала быстродействующих АЦП. Аналоговый видеосигнал из блока ОЭП поступал в блок АЦП, где превращался в цифровой код. По условиям скорости записи бортовых носителей необходимо было минимизировать разрядность АЦП. Исходя из динамического диапазона кадра и свойств зрительного анализатора, который, в конечном счете, анализирует картинку на конечном фотодокументе, была определена разрядность: 5 или 32 уровня квантования, расположенные по логарифмической шкале. Для ориентации в меняющихся условиях съемки нижний и верхний уровни шкалы АЦП сделали переменными. Режим работы был как автоматический адаптивный, так и ручной по уставкам, передаваемым с пункта управления.

При разработке системы управления системой «Сплав-1» НПО «ЭЛАС» встретилось со значительными трудностями, в результате чего программное обеспечение управления системой было разработано в ЦСКБ.

В КА «Янтарь-4КС1» в качестве оптической аппаратуры, формирующей изображение объектов наблюдения, использовалась аппаратура «Жемчуг-20» разработки ЦКБ «Красногорский завод» с объективом «Мезон-2А». На блоке формирования изображения аппаратуры в фокальной плоскости объектива располагался опико-электронный преобразователь с приборами с зарядовой связью. Аппаратура «Жемчуг-20» имела систему автоматической фокусировки, обеспечивающую перемещение блока формирования изображения с целью совмещения плоскости наилучшего изображения с поверхностью фоточувствительных элементов приборов с зарядовой связью, а также блок сменных нейтральных светофильтров для ступенчатого ослабления экспозиции.

Работы над комплексами «Сплав» и «Жемчуг-20» велись при тесном сотрудничестве большим коллективом членов межведомственной рабочей группы из состава представителей кооперации разработчиков НИИ Микро-

прибор, ЦСКБ, НИИ ТП, ГОИ им. Вавилова, Красногорского механического завода, представителей заказчика и др.

Первый запуск КА «Янтарь-4КС1» состоялся 28 декабря 1982 года. В ходе летных испытаний КА №1 с матрицей с размером фоточувствительного элемента 30х39 мкм была показана правильность выбранных решений. С первых маршрутов было получено качественное изображение. Много усилий было затрачено на отработку методики экспонетрии.

Заказчиков не удовлетворяло линейное разрешение на местности. Недостаточный уровень разрешения и вызванные этим вопросы по дешифровочным свойствам информации не позволяли с достаточной степенью достоверности идентифицировать требуемые объекты наблюдения. ЦСКБ поставило перед НПО «ЭЛАС» и ЦКБ «Красногорский завод» задачу проведения модернизации аппаратуры «Жемчуг-20» и системы «Сплав» в следующих направлениях:

- установить телеобъектив «Активный-4А» с увеличенным на ~ 40% фокусным расстоянием, позволяющий в тех же массогабаритных ограничениях, что и «Мезон-2А», разместить более длиннофокусную оптику;
- установить матрицы ПЗС с мелкогабаритными фоточувствительными элементами (с размером элемента 21х24 мкм);
- равномерная шкала оцифровки аналогового видеосигнала должна быть заменена на неравномерную, позволяющую наибольшее количество уровней квантования видеосигнала размещать на наиболее интересующих элементах объектов наблюдения.

Кроме того, выявилась необходимость проведения наблюдения не только на световой части витка, но и на теневой. ЦСКБ приняло решение установить на КА «Янтарь-4КС1» аппаратуру наблюдения в инфракрасном диапазоне спектра, позволяющую проводить наблюдение на теневой части витка. Разработка аппаратуры наблюдения в инфракрасном диапазоне была поручена ГИПО (г. Казань), ведущему предприятию в СССР по этой тематике.

Перечисленные мероприятия позволили существенно поднять уровень разрешения и дешифровочные свойства информации. Была также получена информация об объектах наблюдения в инфракрасном диапазоне. При этом пришлось поднять скорость записи цифровой информации на бортовых магнитофонах.

КА «Янтарь-4КС1» №2 не изготавливался, так как сразу приступили к разработке и изготовлению КА «Янтарь-4КС1» №3.

Новая аппаратура (в том числе, и новая матрица ПЗС) была спроектирована и изготовлена в небывало короткие сроки – за 1 год, и КА №3 был запущен в мае 1984 года. Испытания прошли успешно. 21 января 1986 года КА был принят в эксплуатацию, и с этого времени потребители получили воз-

можность иметь информацию детального уровня разрешения многократно в течение суток практически в реальном масштабе времени.

Всего состоялось девять полетов КА «Янтарь-4КС1», последний – в 1989 году. Опыт эксплуатации КА «Янтарь-4КС1» показал, что значительная часть задач, диктуемых целями наблюдения, требует получения видеоданных с более высоким (детальным) уровнем разрешения, а радиополучение излишне перегружена объемами передаваемой информации.

ЦСКБ была поставлена перед разработчиками аппаратуры задача: провести модернизацию и разработать аппаратуру для вновь разрабатываемого КА «Янтарь-4КС1М», и эта задача была решена [34].

В соответствии с Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 1 июня 1983 г. № 467-167 Центральным специализированным конструкторским бюро Минобщемаши СССР (головной разработчик), совместно с предприятиями и организациями ведущих отраслей промышленности, разработан и внедрен в серийное производство не имеющий отечественных аналогов космический комплекс «Янтарь-4КС1М», предназначенный для оперативного получения детальной видеоинформации.

С точки зрения проектирования нового космического комплекса были выдвинуты довольно жесткие ограничения по массово-габаритным характеристикам спутника в целом, с целью использования серийной ракеты-носителя «Союз» в качестве средства выведения на орбиту. Другим ограничением являлась необходимость максимально возможного заимствования конструктивно-аппаратурной базы аппаратов типа «Янтарь» с целью максимального использования освоенной серийным заводом технической и технологической базы изготовления аппаратов данного типоразмера. Такой подход позволяет создать новый КА при значительном сокращении затрат на разработку, однако весьма ужесточает требования к проектированию.

Таким образом, перед разработчиками стояла довольно трудная задача выбора и оптимизации параметров специальной аппаратуры, выбора схемных решений, которые в полной мере обеспечивали бы требуемые целевые характеристики, а также удовлетворяли другим требованиям, предъявляемым заказчиком к разработке.

КА «Янтарь-4КС1М» разрабатывался как модернизация КА «Янтарь-4КС1». ЦСКБ были предложены основные направления модернизации: повышение разрешения и улучшение дешифровочных свойств информации, а также внедрение новых методов сжатия цифровой информации, позволяющих значительно сократить объем передаваемой по радиополучению информации без ухудшения качества с последующим восстановлением ее на приемном пункте. Кроме того, изменился метод смены экспозиции с механического на электронный.

В КА «Янтарь-4КС1М» были установлены матрицы ПЗС с меньшим размером фоточувствительных элементов: по сравнению с КА «Янтарь-4КС1» размеры фоточувствительных элементов в матрицах ПЗС были уменьшены в 2,5 раза, что привело к существенному повышению разрешения получаемой информации.

Впервые было применено сжатие цифровой информации перед выдачей ее в подсистему формирования и накопления и подсистему радиосвязи. Была применена дифференциально-импульсная кодовая модуляция. Передавались не все 10 разрядов, а только несколько разрядов, в зависимости от принятого коэффициента сжатия. Информация полностью восстанавливалась на наземном пункте приема информации. Это позволило существенно увеличить объемы передаваемой информации и за счет этого существенно расширить ширину полосы захвата на местности, что позволило увеличить площадь наблюдаемых территорий.

Отказались от регулировки экспозиции методом установки нейтральных светофильтров переменной плотности. Вместо этого ввели переменное количество строк накопления в матрицах ПЗС, т.е. принудительно отключались секции накопления в матрицах ПЗС. За счет этого изменялось время экспонирования и, соответственно, экспозиция.

Была также проведена модернизация аппаратуры инфракрасного наблюдения «Изумруд» в направлении повышения разрешения и улучшения чувствительности. На КА «Янтарь-4КС1М» была установлена аппаратура инфракрасного наблюдения «Изумруд-М», позволяющая получать информацию с разрешением, на 25% лучшим, чем аппаратура «Изумруд». Кроме того, на треть была повышена температурная чувствительность. Эти меры позволили сделать выводы по результатам эксплуатации аппаратуры инфракрасного наблюдения в составе КА «Янтарь-4КС1М» о возможности и целесообразности наблюдения в инфракрасном диапазоне из космоса. Также было получено экспериментальное подтверждение тактико-технических характеристик аппаратуры инфракрасного наблюдения из космоса, позволяющих получать информацию инфракрасного диапазона с удовлетворяющими потребителей характеристиками.

Наряду с этим, при создании комплекса «Янтарь-4КС1М» был решен весьма важный вопрос об увеличении до полугода гарантированного срока функционирования КА на орбите, что более чем в три раза больше срока существования отечественных КА ДЗЗ, эксплуатировавшихся в то время. Этот вопрос актуален с точки зрения экономических и экологических проблем, так как непосредственно связан с количеством запускаемых КА.

В основу формирования облика КА «Янтарь-4КС1М» было положено использование вновь созданной и модернизированной специальной аппарату-

ры («Сплав-М» и «Родонит»), определяющей его целевые характеристики, в сочетании с наиболее эффективными модернизированными обеспечивающими системами, позволяющими в полной мере реализовать технические возможности специальной аппаратуры. При этом был использован и принцип максимально возможного заимствования конструктивно-аппаратурной базы КА «Янтарь-4КС1» с одновременным обеспечением новых требований к системам КА по ресурсу и надежности, вызванных обеспечением гарантированного срока существования аппарата до полугода. Максимальная преемственность в создании КА определялась, как уже было отмечено выше, прежде всего, экономическими соображениями, а также необходимостью резкого сокращения сроков создания космического средства наблюдения нового поколения.

В структурную схему КА «Янтарь-4КС1М» входят следующие основные комплексы и системы [20]:

- специальная аппаратура;
- бортовой комплекс управления;
- бортовой энергетический комплекс;
- автономные и специальные системы.

Бортовой комплекс управления включает ряд принципиально новых систем, существенно расширяющих возможности по адаптивному и оперативному управлению:

- бортовую цифровую вычислительную машину с соответствующим программно-математическим обеспечением, предназначенную для решения задач управления КА, планирования работы бортовой аппаратуры, навигации, ориентации, стабилизации и программных разворотов КА, расчета и отработки сеансов связи, контроля работоспособности бортовых систем и т.д.;
- систему управления движением вокруг центра масс и центром масс КА, с целью обеспечения необходимых условий при работе спецаппаратуры и для наведения АФАР, центром масс при выдаче импульса тяги в заданном направлении.

Бортовой энергетический комплекс состоит из:

- системы электропитания (СЭП), которая совместно с системой трансляции команд и распределения питания (СТКРП) предназначена для обеспечения электроэнергией постоянного тока бортовой аппаратуры КА;
- комплексной двигательной установки (КДУ), предназначенной для выработки по командам, исходящим от системы управления КА, импульсов реактивных тяг, обеспечивающих изменение параметров движения центра масс аппарата, при коррекциях его орбиты и управления угловым положением КА при его ориентации и стабилизации;
- системы терморегулирования КА, которая совместно с пассивными

средствами обеспечивает тепловой режим КА в заданных пределах, позволяющих обеспечить нормальное функционирование бортовых систем во всех условиях эксплуатации.

Построение общей конструктивно-компоновочной схемы КА было подчинено требованиям достижения максимальной эффективности выполнения задач в условиях габаритных и массовых ограничений, накладываемых ракетой-носителем 11А511У.

В соответствии с изложенным, а также с необходимостью максимально возможного заимствования конструктивно-аппаратурной базы КА типа «Янтарь», для КА «Янтарь-4КС1М» принята вертикальная конструктивно-компоновочная схема КА, в состав которой входят (Рис. 1.11):

- агрегатный отсек;
- приборный отсек;
- специальный отсек;
- солнечные батареи;
- антенные устройства.

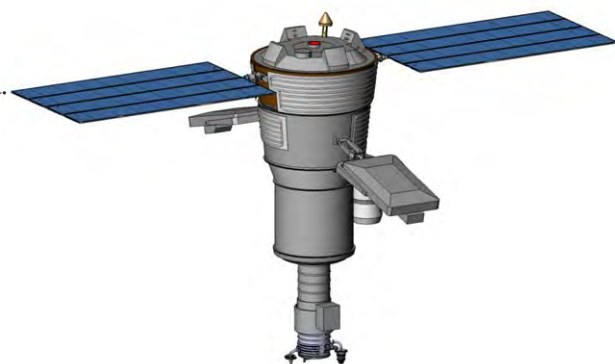


Рисунок 1.11. Общий вид КА «Янтарь-4КС1М»

Приведем краткое описание основных особенностей специальной аппаратуры, характеризующей отличительные признаки КА «Янтарь-4КС1М».

Специальная аппаратура «Родонит»

Аппаратура «Родонит» разработки КМЗ предназначена для формирования изображения на светочувствительных элементах оптико-электронных преобразователей. Конструктивно аппаратура «Родонит» состоит из объектива с отражателем, блока формирования изображения (БФИ), электронных блоков и блока системы управления.

БФИ совместно с объективом служит для формирования изображения в заданном спектральном диапазоне. Функционально аппаратура «Родонит» состоит из системы определения плоскости наилучшего изображения (СОП), блока спектральных светофильтров (СФ) и блока управления. Блок светофильтров обеспечивает получение изображения в одном из шести заранее заданных спектральных диапазонов.

Бортовая аппаратура «Сплав-М1»

Бортовая аппаратура «Сплав-М1» (разработчик НИИ Микроприборов) предназначена для получения, преобразования в цифровую форму, запоминания специнформации видимого и ИК-диапазонов спектра и передачи ее на наземный комплекс приема через спутник-ретранслятор «Гейзер», а также использовалась при организации оперативного канала управления с НКУ (командно-измерительная система «Контур-Сплав»).

Бортовая аппаратура ИК-диапазона «Изумруд»

Аппаратура инфракрасного наблюдения «Изумруд» предназначена для приема информации о наблюдаемых объектах земной поверхности в инфракрасном диапазоне спектра (7,5-13,5 мкм), преобразования ее в электрический сигнал и выдачи в аппаратуру «Сплав-М1».

КА «Янтарь-4КС1М» представлял собой единственное – в свое время – средство наблюдения за земной поверхностью, позволяющее получать по радиоканалу детальную (в видимом диапазоне в дневное время и обзорную – в ИК-диапазоне в любое время суток) видеoinформацию в масштабе времени, близком к реальному.

Для проведения летных испытаний КА «Янтарь-4КС1М» было предусмотрено два космических аппарата. Первый запуск «Янтаря-4КС1М» был осуществлен 7 февраля 1986 года.

В процессе летных испытаний второго КА, после месяца его функционирования, учитывая положительные результаты его работы, по решению Государственной комиссии комплекс досрочно вступил в штатную эксплуатацию, и Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 17 марта 1989 года космический комплекс «Янтарь-4КС1М» был принят в штатную эксплуатацию.

Летные испытания ИК-аппаратуры наблюдения проводились на серийных КА «Янтарь-4КС1М» №4 и №6 в 1990 году с положительными результатами, и решением Государственной комиссии аппаратура «Изумруд-М» в составе КА была принята в штатную эксплуатацию.

«Янтари-4КС1М» сначала работали на орбите 240-300 суток. Затем продолжительность их полетов выросла до года и более. Всего было осуществлено 15 полетов этого аппарата. Последний пуск состоялся в 2000 году.

Конструктивно-аппаратурная база «Янтарь» – полностью оригинальная разработка ЦСКБ – выдержала испытание временем. На ее основе созданы описанные выше космические аппараты фотографического детального и обзорного наблюдения с многократной доставкой информации в спускаемых аппаратах и малогабаритных капсулах, несколько модификаций космиче-

ских аппаратов оптико-электронного типа с передачей информации через спутник-ретранслятор в масштабе времени, близком к реальному, картографический спутник и др. На конструктивно-аппаратурной базе «Янтарь» (обеспечивающей модуль и приборно-агрегатный отсек КА «Янтарь-1КФТ») в 1990-е годы в «ЦСКБ-Прогресс» был создан блок выведения «Икар».

Осуществлено шесть запусков этого блока выведения в составе с ракетой-носителем «Союз», обеспечивших выведение в космос 24 американских телекоммуникационных спутников «Глобалстар».



Рисунок 1.12. Блок выведения «Икар»



Пекин (Китай). Национальный парк.
Снимок с КА «Ресурс-ДК1»

Пекин (Китай). Императорский дворец.
Снимок с КА «Ресурс-ДК1»



Глава 2

Космические аппараты дистанционного зондирования Земли социально-экономического назначения

В начале 1970-х годов ЦСКБ приступило к разработке оптико-фотографических космических средств дистанционного зондирования для исследования природных ресурсов Земли (ИПРЗ).

Обращение к созданию подобных средств было связано с:

- осознанием огромных возможностей космической техники наблюдения за поверхностью Земли;
- наличием большого положительного опыта, связанного с разработкой национальных средств контроля;
- пониманием необходимости внедрения достижений космической техники в народное хозяйство с целью повышения уровня его эффективности, а также частичного возврата огромных затрат государства на ее создание.

Разработка космических средств для ИПРЗ была связана с необходимостью решения определенных технических и организационных задач. Это, прежде всего, создание новой фотоаппаратуры, позволяющей осуществлять так называемую многозональную съемку, то есть одновременную съемку одних и тех же участков земной поверхности в нескольких узких зонах спектра электромагнитного излучения на соответствующие фото пленки, выбор спектральных зон для многозональной космической съемки, оптимизация параметров космических фотографических систем, создание необходимого ряда эффективных светофильтров, а также методического аппарата для проведения соответствующих расчетов.

В то же время, конструктивно-аппаратурная база существовавших космических комплексов специального назначения позволила рассмотреть возможность использования (после минимальной доработки) в их составе фотоаппаратуры для проведения цветной и спектрзональной фотосъемки в интересах отраслей народного хозяйства, а в дальнейшем – создание специальных спутников для дистанционного зондирования Земли и научного назначения [18].

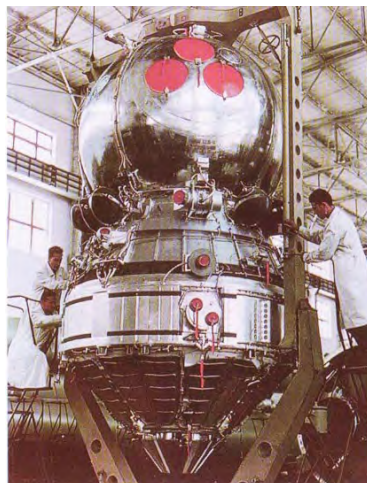


Рисунок 2.1. Монтаж и проверка спутника типа «Зенит» перед полетом

Доработка серийных КА «Зенит-2М» для проведения цветной и спектрзональной съемки и разработка на базе КА «Зенит-2М» и «Зенит-4МК» нового спутника для многозонального фотографирования «Фрам» открыли новый, экспериментальный этап в исследовании природных ресурсов Земли с помощью космических средств дистанционного зондирования – этап получения экспериментальных материалов для решения методических задач исследования природных ресурсов Земли с использованием космической техники, выявления технических возможностей и определения рациональных направлений дальнейшего развития методов и средств ИПРЗ из космоса в интересах народного хозяйства страны.

Спутник фотонаблюдения «Зенит-2М» н/х (эксплуатировался с 1974 по 1975 годы, осуществлено два успешных полета), «Зенит-4МК» (эксплуатировался с 1969 по 1977 годы, осуществлено 77 успешных полетов) и «Фрам» (эксплуатировался с 1975 по 1985 годы, осуществлено 26 успешных полетов) в значительной степени обеспечили выполнение первоочередных требований к долговременной информации для целей ИПРЗ.

2.1. Космический комплекс «Зенит-2М» н/х

Космический комплекс «Зенит-2М» н/х был разработан на базе комплекса «Зенит-2М». Основные требования к комплексу, требования к конструкторской и эксплуатационной документации комплекса «Зенит-2М» были распространены на комплекс «Зенит-2М» н/х.

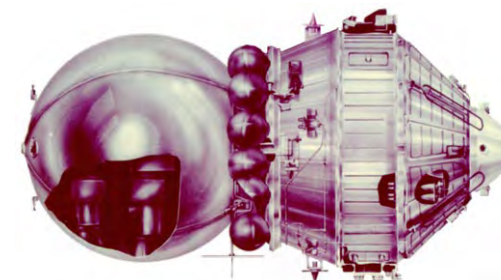


Рисунок 2.2. КА «Зенит-2М» н/х

Фотографическая аппаратура КА «Зенит-2М» н/х была укомплектована черно-белой, цветной и спектрзональной фотопленками. В результате проведенных проработок на Красногорском механическом заводе совместно с Госцентром «Природа» была разработана методика юстировки фотоаппаратов КФА-1000 на спектрзональную фотопленку СН-8 и фотоаппаратов КАТЭ-200 на цветную пленку ЦН-3 с соответствующими светофильтрами.

Была успешно проделана сложная работа по выполнению сенситометрических расчетов, выбору режимов фотосъемки из космоса и фототехнической обработке полученных материалов. Трудности заключались в том, что в нашей стране опыта фотографирования из космоса с автоматических спутников на цветные и спектрзональные пленки не имелось.

По результатам проведенных с комплексами «Зенит-2М» н/х и «Фрам» работ был сделан вывод, что цели и задачи, поставленные перед комплексами программами летных испытаний и народнохозяйственных исследований, полностью выполнены. Фотографическая информация на черно-белых многозональных, спектрзональных и цветных фотопленках с этих комплексов обеспечивает выполнение первоочередных требований по ИПРЗ в интересах различных отраслей народного хозяйства.

Успешно завершённые экспериментальные работы по созданию и летным испытаниям для целей ИПРЗ космических комплексов «Зенит-2М» н/х и «Фрам» подтвердили целесообразность дальнейших работ по созданию методов и технических средств дистанционного зондирования Земли.

2.2. Космическая подсистема «Ресурс-Ф»

В 1977 году началась разработка космической подсистемы фотонаблюдения «Ресурс-Ф», целью которой являлось создание на базе КК «Зенит-2М» н/х и «Фрам» космических комплексов «Ресурс-Ф1» и «Ресурс-Ф2», предназначенных для проведения разномасштабных многозональных съемок поверхности Земли в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах спектра электромагнитного излучения с высоким (по тем временам) разрешением на местности и высокими геометрическими и фотометрическими характеристиками.

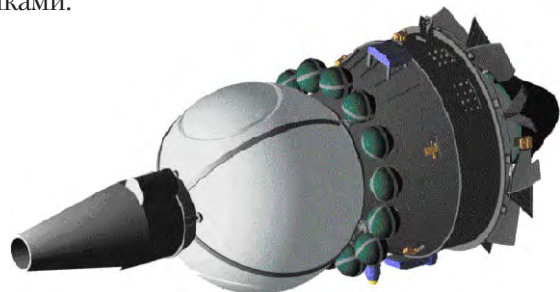


Рисунок 2.3. КА «Ресурс-Ф1»

Космический комплекс «Ресурс-Ф1» предназначен для проведения синхронной многозональной спектральной и разномасштабной фотосъемки земной поверхности в интересах изучения природных ресурсов Земли и охраны окружающей среды (ПРОС), а также наук о Земле и международного сотрудничества. Получаемая с указанного КА фотоинформация обладала важными тактико-техническими свойствами, заложенными в спектрально-селектированных изображениях с различной степенью масштабной, геометрической и цветовой генерализации. Только в результате создания КА «Ресурс-Ф1» представилось возможным впервые одновременно получать разноаспектную и комплексную характеристику ПРОС на основе интегрального использования материалов съемки, которые в сочетании обладают принципиально новыми свойствами и информативностью.

Повышение эффективности параметров и дешифровочных свойств съемок с КА «Ресурс-Ф1» достигнуто за счет применения фотоаппаратуры «Природа-4» (обеспечивающей разрешение на местности аппаратами СА-20 на черно-белой пленке 6-8 м, на спектральной пленке 10-12 м, аппаратами СА-34 на черно-белой пленке 20-30 м), созданной путем комплексирования фотоаппаратов СА-20М, СА-34 и СА-33 с новой системой управления бортовым комплексом, новой конструктивно-компоновочной схемой КА, доработкой ряда систем КА. В фотоаппаратуре, наряду с традиционными, использованы новейшие типы отечественных светоприемников и оригинальные сочетания светофильтров.

При создании КА «Ресурс-Ф1» в целях максимального сокращения сроков разработки, летных испытаний, ввода в эксплуатацию и уменьшения затрат достигнута высокая степень унификации и использования разработанных и апробированных ранее решений, элементов, материалов, приборов.

Вторым этапом работ по созданию космической подсистемы фотонаблюдения «Ресурс-Ф» являлась разработка космического комплекса «Ресурс-Ф2», предназначенного для проведения разномасштабных многозональных съемок поверхности Земли в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах спектра электромагнитного излучения с высоким разрешением на местности, высокими геометрическими и фотометрическими характеристиками с помощью специально разработанной для этих целей принципиально новой фотоаппаратуры МК-4 (обеспечивающей разрешение на местности на черно-белой пленке 9-12 м, на спектральной пленке – 15-18 м).

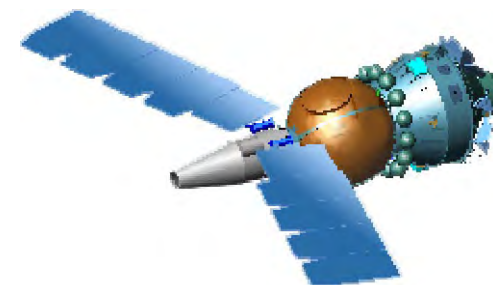


Рисунок 2.4. КА «Ресурс-Ф2»

Разрешение на местности, полученное с помощью многозональной съемки космическим аппаратом «Ресурс-Ф2», в два-три раза выше, чем разрешение многозональной информации КА «Ресурс-Ф1». Важнейшей особенностью спецаппаратуры КА «Ресурс-Ф2» являлась возможность обработки получаемой информации в автоматическом режиме на цифровом уровне, что обеспечивалось регистрацией эталонного сенситометрического клина и высокими геометрическими параметрами съемочной системы.

Увеличение срока активного существования КА «Ресурс-Ф2» более чем в два раза, по сравнению со сроком активного существования КА «Ресурс-Ф1», позволило увеличить кратность покрытия территории полосой обзора до двух-трех раз.

Следует отметить, что по параметру разрешения фотоаппаратура МК-4 превосходила зарубежные оперативные средства получения космической информации, применяемые в то время на станциях «Лэндсат-5» (США) и «Спот» (Франция), что обеспечивало ее конкурентоспособность на внешнем рынке.

За время эксплуатации космических комплексов «Ресурс-Ф1» (1979-1999 годы) и «Ресурс-Ф2» (1987-1995 годы) было проведено несколько модернизаций этих изделий с целью улучшения их характеристик. Всего было осуществлено 63 полета этих космических комплексов с положительными результатами.

2.3. Оптико-электронный космический комплекс «Ресурс-ДК1»

В результате проведенных по тематике ДЗЗ работ Центр в кооперации с основными исполнителями создал значительный задел, который, с учетом современных достижений в области оптико-электронной, вычислительной и радиопередающей техники, позволил создать оптико-электронный космический комплекс «Ресурс-ДК1». Основные характеристики КА «Ресурс-ДК1» [23] представлены на рис. 2.5.

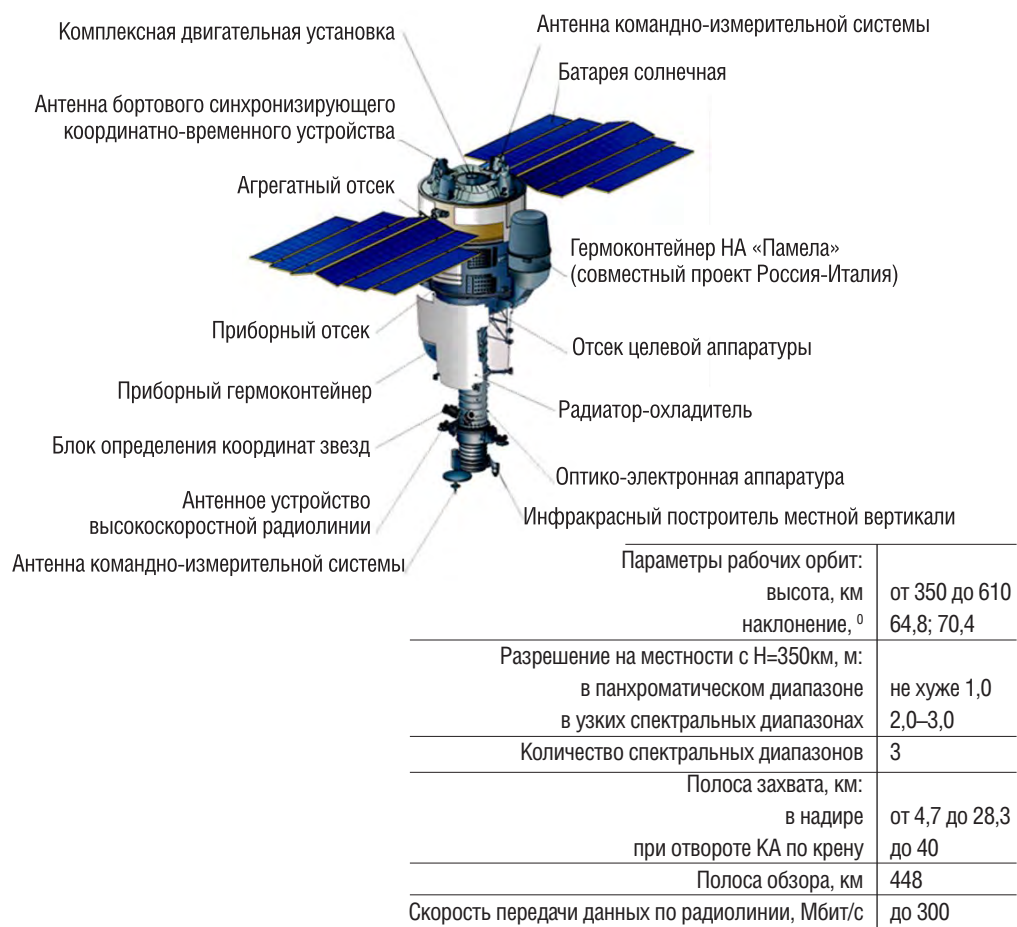


Рисунок 2.5. Общий вид КА «Ресурс-ДК1»

15 июня 2006 года ракетой-носителем «Союз-У» с космодрома «Байконур» на орбиту был выведен КА «Ресурс-ДК1». На рис. 2.6 представлено фото старта РН «Союз-У» с КА «Ресурс-ДК1».



Рисунок 2.6. Старт РН «Союз-У» с КА «Ресурс-ДК1»

Анализ снимков, получаемых с КА, подтвердил соответствие заявленным характеристикам. КА «Ресурс-ДК1» – это первый (и на настоящее время единственный) КА, эксплуатируемый в России, обеспечивающий детальную съемку в панхроматическом диапазоне и многозональную съемку земной поверхности с оперативной доставкой высокоинформативных изображений по высокоскоростной радиолинии на наземный комплекс приема обработки и распространения информации (НКПОР-ДК) в интересах социально-экономического развития России и международного сотрудничества.

Это позволило восстановить паритет России в вопросах получения детальной информации с разрешением до 1 м.

КА «Ресурс-ДК1» позволяет [36]:

- вести съемку местности с разрешением до 1 м в панхроматическом диапазоне и до 2-3 м в трех узких спектральных диапазонах;
- получать снимки с указанным разрешением с шириной захвата земной поверхности до 28 км и протяженностью от 16 до 2100 км;
- вести съемку территории одновременно в одном-трех спектральных диапазонах и т.д. (схема наблюдения КА показана на рис. 2.7).

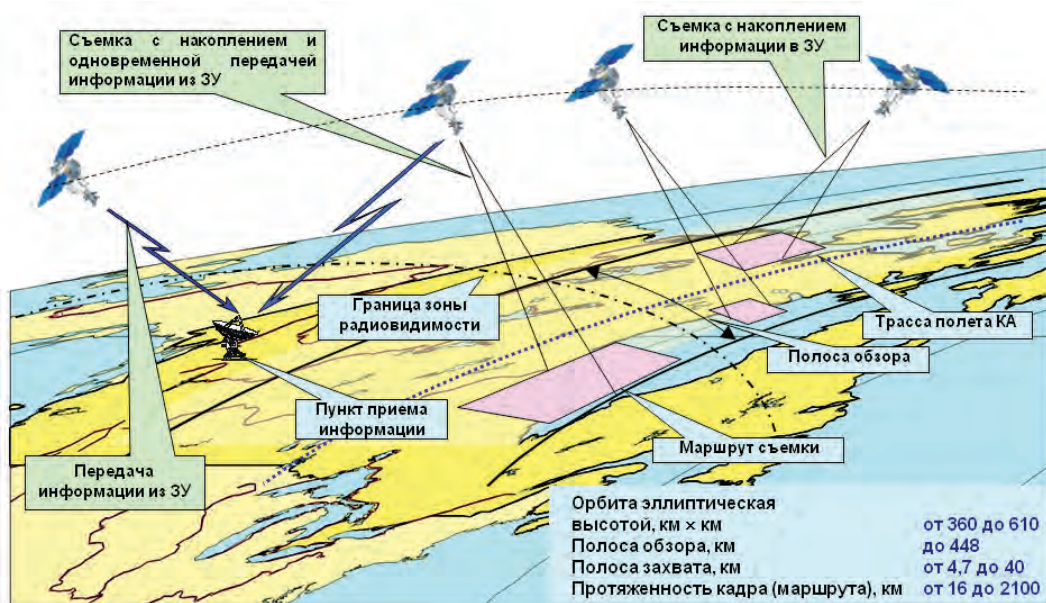


Рисунок 2.7. Схема наблюдения КА «Ресурс-ДК1»

Информация, получаемая с «Ресурс-ДК1», позволяет обеспечить:

- информационное обеспечение рационального природопользования и хозяйственной деятельности (составление кадастров природных ресурсов, топографическое и тематическое картографирование);
- контроль над состоянием источников загрязнения атмосферы, воды и почвы с целью обеспечения природоохранных органов федерального и регионального уровней информацией для принятия управленческих решений;
- оперативный контроль чрезвычайных ситуаций техногенного и природного характера с целью эффективного планирования и своевременного проведения мероприятий по ликвидации их последствий;
- обеспечение информацией ДЗЗ отечественных и зарубежных потребителей на коммерческой основе;
- научные исследования.

Имеющиеся возможности наземного программного обеспечения позволяют получить синтезированное цветное изображение с высоким пространственным разрешением. Для иллюстрации сказанного ниже представлены фрагменты снимков, полученных с КА «Ресурс-ДК1» в 2007, 2009 и 2011 годах.



Рисунок 2.8. Лондон (Англия), 2007 год



Рисунок 2.9. Самара (Россия), 2 сентября 2009 года



Рисунок 2.10. Мессина (Италия), 11 февраля 2011 года

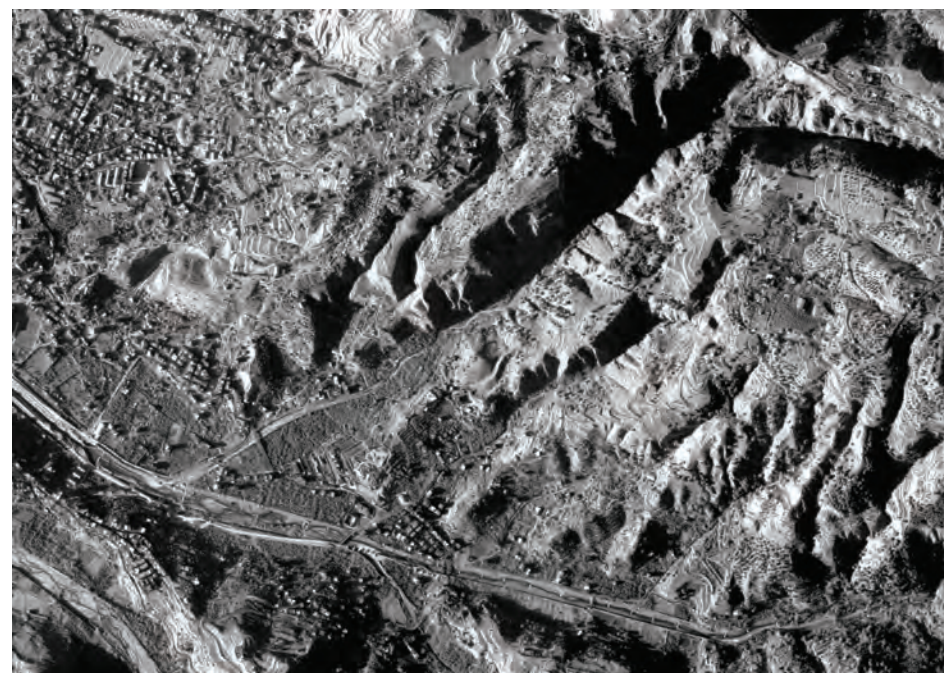


Рисунок 2.11. Рота (Испания), 11 февраля 2011 года

В составе КА успешно эксплуатируются также научные аппаратуры «Памела» и «Арина».

Научная аппаратура (НА) «Памела», созданная итальянским Национальным институтом ядерной физики совместно с МИФИ, предназначена для решения фундаментальных проблем в областях космологии, физики космических лучей, физики гелиосферы и околоземного космического пространства. НА «Памела» – это уникальный по своим возможностям научный инструмент (рис. 2.12).

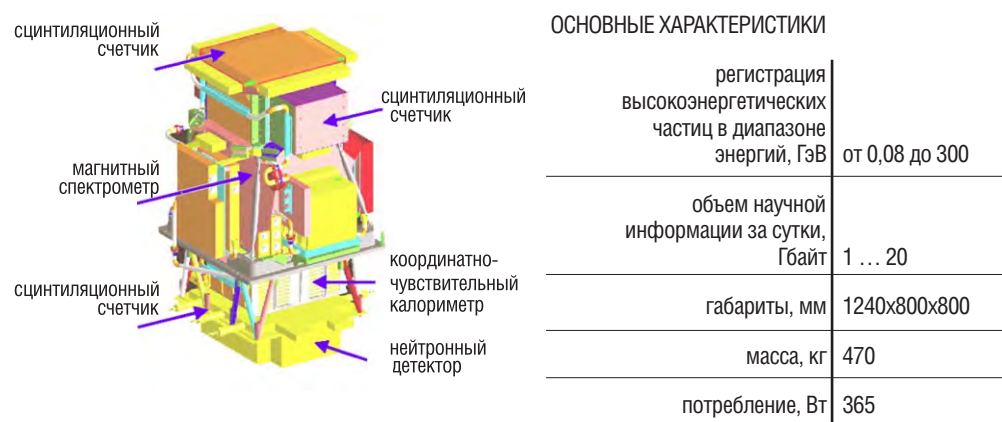


Рисунок 2.12. Научная аппаратура «Памела»

Статистика зарегистрированных аппаратурой «Памела» частиц уже в настоящее время превысила статистику, полученную во всех предыдущих измерениях, вместе взятых.

Прочитируем некоторые итоги этого эксперимента [11]:

«...спектрометр «Памела» остается пока единственным на космическом аппарате прибором, который способен разделять частицы и античастицы в широком энергетическом диапазоне – от нескольких десятков миллионов электронвольт до нескольких сотен миллиардов электронвольт (рекордный диапазон энергий) ... зарегистрированный избыток позитронов получил в научной литературе название «аномальный эффект Памелы». Число научных публикаций, в которых интерпретируется этот эффект, достигло уже нескольких сотен и продолжает расти. Сопоставляя результаты эксперимента «Памела» и другие измерения суммарного потока электронов и позитронов в диапазоне очень больших энергий (сотни миллиардов электронвольт), можно предсказать массу частиц темной материи... Общепринятого объяснения аномального эффекта «Памелы» еще нет. Однако исследование темной материи путем изучения характеристик потоков позитронов и электронов

в космическом излучении, начатое в эксперименте «Памела», широко осваивается как при планировании будущих экспериментов в космосе, так и на Большом адронном коллайдере... Международный космический эксперимент «Памела» продолжается, и, безусловно, нас ждут новые открытия».

Научная аппаратура «Арина» предназначена для регистрации высокоэнергичных электронов и протонов, их идентификации и выделения высокоэнергичных заряженных частиц – предвестников землетрясений – с целью экспериментального подтверждения возможности предсказания землетрясений (рис. 2.13).

КК «Ресурс-ДК1» создан ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс» совместно с широкой кооперацией предприятий-соисполнителей (ОАО «Красногорский механический завод», НПП «ОПТЭКС», НИИ ТП, ЗАО НПО «ЭЛАК», РИРВ, НИИ КП, ЦНИИ «Электроприбор», ПО «Корпус», ИКИ РАН, ФГУП «РНИИ КП», ОАО «Сатурн», НПЦ «ПОЛЮС», КБ ХМ и др.) и в рамках Федеральной космической программы России.



ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

регистрация и идентификация высокоэнергичных электронов в диапазоне энергий, МэВ	от 3 до 30
и высокоэнергичных протонов в диапазоне энергий, МэВ	от 30 до 100
измерение углов прилета частиц с точностью, градусов	не хуже 10
измерение энергии частиц с точностью не хуже, %	15
суточный объем информации, Мбайт	8
масса, кг	8
габаритные размеры, мм	260x300x360
энергопотребление, Вт	13,5

Рисунок 2.13. Научная аппаратура «Арина»

Создание КК «Ресурс-ДК1», имеющего целевые характеристики по разрешению, периодичности наблюдения, ширине полосы захвата, оперативности получения информации на уровне действующих зарубежных космических аппаратов, а по максимальной производительности превосходящего любой одиночный КА, потребовало выработки целого ряда новых технических решений при разработке оптико-электронной целевой аппаратуры, радиолинии передачи информации, обеспечения управления работой КА в орбитальном полете.

Наиболее значимые факторы, которые определяют высокую производительность, качество информации КА «Ресурс-ДК1» и особенности управления его функционированием, следующие [35]:

- уникальные системы формирования, приема, преобразования и передачи целевой информации;
- эффективная базовая конструкция обеспечивающего модуля, которая сегодня реализуется не только для КА «Ресурс-ДК1», но и для других КА;
- пространственная прецизионная ориентация КА в заданном произвольном положении на орбите;
- высокоточное определение текущих параметров движения центра масс КА бортовой системой спутниковой навигации;
- организация прецизионного управления угловым движением КА на маршрутах наблюдения, обеспечивающая исключение «смаза» изображения;
- эффективная наземная инфраструктура для управления КА, получения, обработки и распространения информации ДЗЗ.

В рамках разработки КК «Ресурс-ДК1» созданы следующие высокоэффективные уникальные системы:

- оптико-электронная аппаратура «Геотон-Л1» (ОАО «Красногорский механический завод»), обладающая высокими тактико-техническими характеристиками. В частности, по сравнению с современными космическими телескопами, устанавливаемыми на коммерческих КА ДЗЗ, эта аппаратура обеспечивает в 2-3 раза большую полосу захвата. Принятая в оптико-электронной аппаратуре «Геотон-Л1» схема формирования узких спектральных диапазонов позволяет получать в узких спектральных (мультиспектральных) диапазонах такое же пространственное разрешение, как и в панхроматическом. Панхроматическая съемка может быть реализована двумя блоками ОЭП с соответствующими светофильтрами, в том числе, и при их одновременной работе. В основном, это решение является обеспечением резервирования. Тем не менее, на практике в ряде случаев одновременная панхроматическая съемка двумя ОЭП оказывается очень полезной и предоставляет дополнительную информацию, например, о высотах объектов (облаков, высоких зданий и т.п.), либо о перемещении автомобилей, кораблей и т.п.

- система приема и преобразования информации «Сангур-1» (НПП «ОПТЭКС», в настоящее время филиал ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»), обладающая высокой внутренней информационной производительностью (числом пикселей изображения в секунду) в $10,2 \times 10^8$ пиксель/с, что соответствует приблизительно 1000 квадратных километров изображений в секунду. В реальном масштабе времени этот поток подвергается циф-

ровой обработке, коррекции, сжатию с использованием дифференциально-импульсной кодовой модуляции (ДИКМ), упаковке и передается в бортовое запоминающее устройство. В некотором смысле, это эквивалентно одновременной работе нескольких сот цифровых видеокамер. И даже сегодня, на рубеже второго десятилетия XXI века, ни одна зарубежная космическая оптико-электронная аппаратура не достигла такой информационной производительности [7].

Функционально комплекс оптико-электронной аппаратуры СППИ включает в себя подсистему приема изображения, подсистему сжатия видеoinформации и подсистему управления. В качестве фотоприемников в фоточувствительной зоне ОЭП используются бескорпусные фоточувствительные приборы с зарядовой связью (ФПЗС) «Крузиз» – матрицы с временной задержкой и накоплением (ВЗН) «Крузиз» форматом 128×1024 фоточувствительных элементов размером 9×9 мкм. ФПЗС «Крузиз» разработан ГУП НПП «Электрон-Оптроник» (С.-Петербург) специально для применения в составе оптико-электронной аппаратуры наблюдения КА «Ресурс-ДК1». Конструкция фотозоны прибора позволяет осуществлять ступенчатую электронную регулировку чувствительности путем изменения числа шагов накопления из ряда: 128, 64, 32, 16, 8 (Рис. 2.14.).

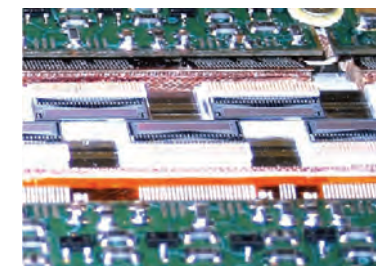


Рисунок 2.14. Конструкция фотозоны прибора

Подсистема сжатия построена на основе идентичных многоканальных блоков сжатия (БС). В блоках используется метод сжатия на основе дифференциально-импульсной кодовой модуляции (ДИКМ). Каждый блок сжатия обеспечивает многоканальное сжатие видеoinформации, одновременно по 24 каналам, и формирование выходных пакетов информации. Блок работает с 10 разрядными входными данными. Степень сжатия – от 2 до 10 раз. Сжатая видеoinформация передается в схему формирования информационных пакетов, в которой также осуществляется обработка команд управления, формирования служебной информации.

Подсистема управления построена на базе современных высокопроизводительных процессоров и осуществляет взаимодействие как с внешней управляющей БЦВМ КА, так и с отдельными блоками оптико-электронной аппаратуры.

В табл. 2.1 представлены сравнительные данные по характеристикам аппаратуры СППИ «Сангур-1» с аналогичной по функциональному составу аппаратурой космических аппаратов ДЗЗ высокого разрешения «IKONOS», «QuickBird-2». Обращают на себя внимание удельные параметры (количество массы и мощности), затрачиваемые аппаратурой для получения одинакового информационного потока на выходе (в данном случае 1 млн. пикселей в секунду). По этим параметрам преимущество СППИ «Сангур-1» составляет от двух до четырех раз.

			
Наименование КА	Ресурс-ДК	IKONOS	Quick Bird – 2
Высота орбиты, км	350-600	780	450
Разрешение, м Панхром. (мультиспектр.)	0,79 (0,79) - 3,5(1,35)	0,8 (3,2)	0,61 (2,44)
Полоса захвата, км Панхром. (мультиспектр.)	28,4 (28,4) - 48,6(48,6)	11 (11)	16,5 (16,5)
Длина строки ОЭА, пикселей Панхром. (мультиспектр.)	36000 (36000x3)	13500 (3375x4)	27500 (6750x4)
Производительность, пикселей/с, Панхром. (мультиспектр.)	$3,4 \times 10^8$ ($10,2 \times 10^8$)	$0,88 \times 10^8$ ($0,22 \times 10^8$)	$1,78 \times 10^8$ ($0,45 \times 10^8$)
Суммарная	$10,2 \times 10^8$	$1,1 \times 10^8$	$2,23 \times 10^8$
Потребление ОЭА, Вт	600	250	500
Масса ОЭА, кг	320	69,0	159,0
Удельное потребление на поток информации Вт/ 10^6 пикс./сек.	0,6	2,27	2,24
Удельная масса на поток информации, Кг/ 10^6 пикс./сек.	0,32	0,62	0,71
Относительная длина строки (к СППИ «Ресурс-ДК1»)	1	0,375	0,764
Относительная производительность (к СППИ «Ресурс-ДК1»)	1	0,11	0,22

Таблица 2.1. Сравнительные характеристики КА ДЗЗ

• Бортовая и наземная аппаратура высокоскоростной радиолнии связи (ВРЛ) – разработчик НИИ ТП

ВРЛ предназначена для приема, запоминания на борту и передачи по радиоканалу на землю информации, поступающей в цифровой форме от целевой и научной аппаратуры КА. БА ВРЛ представляет собой функционально законченный комплекс, состоящий из следующих подсистем:

- запоминающего устройства цифровой информации (ЗУЦИ);
- радиотехнического комплекса (РТК);
- подсистемы управления (ПУ).

ЗУЦИ принимает, записывает, хранит, воспроизводит и передает цифровую информацию (ЦИ) в подсистему РТК. РТК в сеансах связи с НА производит считывание ЦИ из ЗУЦИ, ее специальную обработку и передачу в радиоканал.

ПУ обеспечивает взаимодействие БА с системами КА (СЭП, БКУ и т.д.), организует управление функциональными устройствами БА. Принятая функционально-конструктивная схема БА ВРЛ позволяет обеспечивать широкий спектр режимов работы:

- прием ЦИ по любому из четырех каналов, при этом каждый канал состоит из шести подканалов;
- одновременный прием ЦИ по любому одному, любым двум, любым трем или по любым четырем каналам, при этом общее количество подканалов должно быть не более 18;
- скорость потока ЦИ, поступающей по каждому каналу, до 1440 Мбит/с. Скорость потока ЦИ по каждому подканалу до 240 Мбит/с;
- объем памяти для записи и хранения ЦИ составляет не менее 768 Гбит;
- хранение ЦИ с гарантированной достоверностью до 10 суток;
- передачу ЦИ по радиоканалу на наземный пункт приема информации (НКПОИ) со скоростями 75 Мбит/с, 150 Мбит/с, 300 Мбит/с;
- одновременный прием, запись на хранение и передачу ЦИ на НКПОИ;
- воспроизведение ранее записанной ЦИ;
- передачу ЦИ последовательно на любое число станций.

В случае необходимости переключение на резерв в БА ВРЛ производится средствами самой аппаратуры с помощью схемно-программных средств контроля и диагностики на подготовительном участке сеанса работы. Если заблокирован основной полуконкомплект прибора, то аппаратура на подготовительном участке включает в работу резервный полуконкомплект.

В табл. 2.2 представлены некоторые технические характеристики радиолний отечественных и зарубежных КА.

Название КА (страна-производитель)	Диапазон рабочих частот	Скорость передачи данных		объем памяти накопителя данных
		Объем памяти на пролете	через спутник-ретранслятор (при его наличии)	
Ресурс-ДК1 (Россия)	8,2 ГГц	75, 150, 300 Мбит/с	-	768 Гбит
Канопус-В (Россия)	8,2 ГГц	300 Мбит/с	-	24 Гбайт
Quickbird-2 (США)	8 ГГц	320 Мбит/с	-	128 Гбит или 137 Гбит
Ikonos-2 (США)	8 ГГц	320 Мбит/с	-	80 Гбит
Orbview-3 (США)	8,2 ГГц	150 Мбит/с	-	32 Гбит
SPOT (Франция)	8,253 ГГц	50 Мбит/с	-	66 Гбит
Pleiades (Франция)	-	465 Мбит/с	-	600 Гбит
EROS-B (Израиль)	-	280 Мбит/с	-	32 Гбит
Alos (Япония)	8 ГГц, 26 ГГц	139 Мбит/с	278 Мбит/с (ретранслятор DRTS)	96 Гбит
Kompsat-2 (республика Корея)	-	320 Мбит/с	-	108 Гбит

Таблица 2.2. Сравнительные технические характеристики радиолиний КА

Технические характеристики ВРЛ – один из факторов, определяющих высокую производительность КА. Указанные выше бортовые системы являются составными частями целевой аппаратуры – аппаратуры зондирования. Не менее важную роль в обеспечении целевого функционирования КА выполняет автоматизированная система управления (АСУ КА).

«Ресурс-ДК1» – это автоматический КА с высокой степенью автономности, и хотя автоматизированная система управления (АСУ) КА реализована традиционно в виде бортового (БКУ) и наземного (НКУ) комплексов управления, связанных между собой командной радиолинией управления и радиолинией бортовой телеметрической системы, распределение задач между ними построено на совершенно новых принципах.

Являясь активным и динамичным элементом в системе зондирования, КА должен осуществлять наведение непосредственно на район наблюдения аппаратуры зондирования (АЗ), получение, запоминание, предварительную обработку, привязку ко времени или координатам информации о зондируемом районе, обеспечивать передачу зафиксированной информации на приемные пункты на поверхности Земли.

Другие компоненты системы зондирования Земли из космоса: наземный комплекс управления (НКУ) КА, наземный комплекс планирования, получения, обработки и распространения информации (НКПОР).

Такая структура зондирования позволяет структурировать, а значит упростить задачу управления получением целевой информации зондирования с КА ДЗЗ. Эта задача разбивается на задачу управления КА как носи-

теля «полезной нагрузки» и задачу управления «полезной нагрузкой» КА – управления аппаратурой и самим процессом зондирования.

Управление КА ДЗЗ во многом связано с принятым способом реализации «захвата» аппаратурой зондирования требуемых объектов, маршрутов, районов зондирования.

При создании КА ДЗЗ в ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс» детально разработан способ «захвата» объектов зондирования по программе, хранящейся (передаваемой) на борту КА и включающей в себя: географические координаты объектов, маршрутов, районов зондирования и ряд других технологических данных. Временную диаграмму работы БКУ и его подсистем в обеспечение заданного НКУ в составе РП плана определяет по текущей навигационной информации БКУ. Потребные развороты КА относительно центра масс определяются на борту КА по текущей навигационной информации от автономной спутниковой системы навигации.

Этот способ «захвата» целей зондирования стимулировал появление и развитие средств автономной бортовой навигации КА и бортовых программных средств баллистического обеспечения, благодаря чему определение ПДЦМ КА становится возможным с более высокой точностью и в любое необходимое время, а не только в моменты радиовидимости КА средствами НКУ. Это позволило, в свою очередь, повысить такие характеристики процесса зондирования, как разрешение на местности, производительность, оперативность.

Данный способ потребовал наличия на борту КА довольно больших вычислительных мощностей. При этом, можно говорить о приобретении системой управления КА, по крайней мере, двух структурных свойств систем искусственного интеллекта: наличия в бортовой математике модели внешней среды и планирования работы системы, опираясь на данные этой модели.

Чтобы управлять сложной технической системой, необходимо знать ее текущее и прошедшее состояние и иметь возможность предвидения (прогнозирования) ее состояния на заданные моменты времени. Для этого необходимо иметь информацию о состоянии элементов системы и той среды, в которой происходит ее функционирование, а также модели функционирования системы во взаимодействии с окружающей средой.

В настоящее время эта информация и модели содержатся в памяти бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ), входящих в состав БКУ. Эти модели являются базой для выработки различных решений с целью воздействия на подсистемы для обеспечения целевого функционирования.

Распределение задач между НКУ и БКУ начало складываться в то время, когда вычислительные средства, обеспечивающие обработку измерений траекторных параметров и телеметрической информации со своими харак-

теристиками, могли быть размещены только на наземных пунктах НКУ, а бортовая часть системы управления должна была быть достаточно простой.

БКУ современных высокопроизводительных КА ДЗЗ оснащаются БЦВМ или локальной сетью таких машин – бортовыми вычислительными системами (БВС), что позволяет проводить сложную логическую обработку данных, полученных на борту КА.

Это позволило при создании КА «Ресурс-ДК1» значительную часть задач, решаемых первоначально на НКУ, перенести на БКУ. В частности, это относится к задачам навигации, контроля состояния БА и работы систем КА, диагностики отказов БА, переключения в случае отказов БА на резервные контуры управления и аппаратуру.

По мере совершенствования БВС и бортового программного обеспечения все большая часть задач по управлению работой КА проводится в автоматическом режиме БКУ КА. Наличие автономной системы навигации, бортового планирования, контрольно-диагностического и баллистико-навигационного обеспечения позволяет повысить автономность полета КА до нескольких суток с сохранением высокой производительности целевых работ.

Таким образом, в настоящее время КА зондирования разработки Центра «ЦСКБ-Прогресс» представляет собой достаточно высокоинтеллектуальный автономный аппарат, работающий без вмешательства с Земли при штатном функционировании систем и нуждающийся только в оперативном задании в принятой форме перечня зондируемых целей.

При штатной работе КА зондирования НКУ осуществляет контроль его работы, необходимый по соображениям безопасности и охраны окружающей среды, а также, в основном, для управления КА в нештатных ситуациях, так как вычислительные и программные средства пока не обеспечивают принятия решения во всех (непредвиденных и недостаточно формализованных) случаях.

Роль НСК как активного элемента системы зондирования стала возрастать по мере повышения оперативности в получении результатов зондирования. Появилась обратная связь по качеству и количеству полученных результатов зондирования, которая позволяет оперативно корректировать программы наблюдений. Роль обратной связи усилилась после появления оптико-электронных систем зондирования с передачей информации на Землю в масштабе времени, близком к реальному.

2.4. Оптико-электронный космический комплекс «Ресурс-П»

Следующим шагом в развитии и совершенствовании КА ДЗЗ является разработка КА «Ресурс-П».

В 2007 году ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» выиграл конкурс Роскосмоса на создание КС «Ресурс-П». В состав этой КС входят два КА. На рис. 2.15 приведен общий вид КА «Ресурс-П». Достигнутые высокие тактико-технические характеристики КК «Ресурс-ДК1», а также созданный значительный технологический задел как в Центре «ЦСКБ-Прогресс», так и на смежных предприятиях, свидетельствуют о значительных потенциальных возможностях этого комплекса.

Поэтому КА «Ресурс-П» базируется, в основном, на конструктивно-аппаратном заделе КА «Ресурс-ДК1» и позитивных результатах проектных наработок по повышению его целевых характеристик в следующих основных направлениях: увеличение числа узких спектральных диапазонов с трех до семи, обеспечение гиперспектральной съемки, обеспечение привязки снимков с точностью 10-15 м, увеличение срока активного существования КА с трех до пяти лет и др. (рис. 2.15).

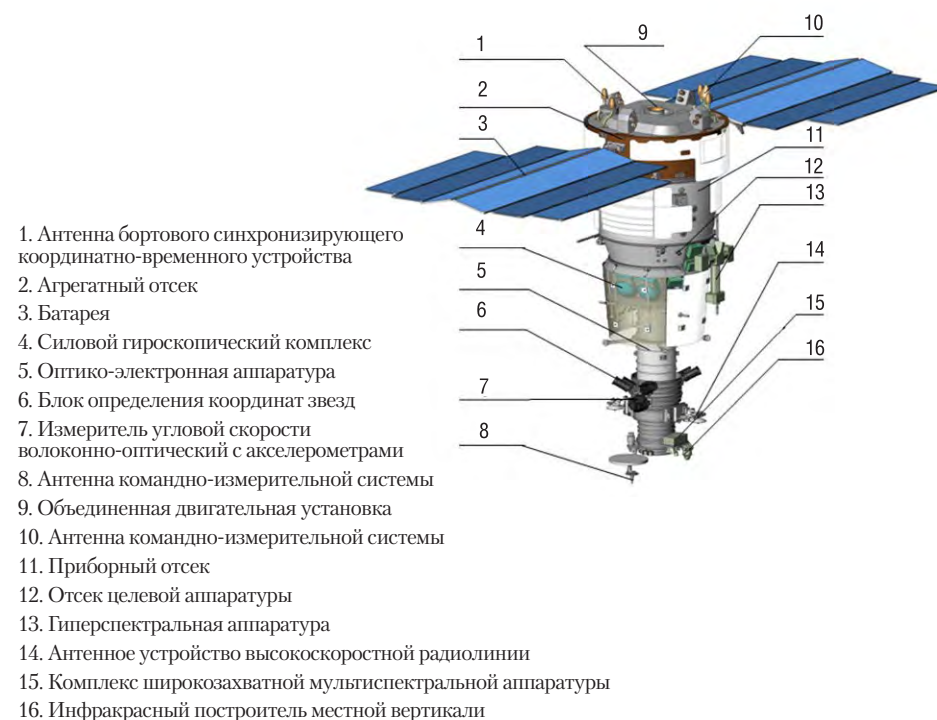


Рисунок 2.15. Общий вид КА «Ресурс-П»

Информация, получаемая КА «Ресурс-П», предназначена для решения следующих научно-технических задач:

- составление и обновление общегеографических, тематических и топографических карт;
- контроль загрязнения и деградации окружающей среды, в том числе, экологический контроль в районах геологоразведочных работ и добычи полезных ископаемых, выявление и изучение загрязнений окружающей среды, контроль водоохранных и заповедных районов;
- инвентаризация природных ресурсов (сельскохозяйственных и лесных угодий, пастбищ, районов промысла морепродуктов, создание земельного кадастра) и контроль хозяйственных процессов для обеспечения рациональной деятельности в сельской, лесной, рыбной, водной и других отраслях хозяйства;
- информационное обеспечение поиска нефти, природного газа, рудных и других месторождений полезных ископаемых;
- контроль застройки территорий, получение данных для инженерной оценки местности в интересах хозяйственной деятельности;
- контроль водоохранных и заповедных районов;
- информационное обеспечение прокладки магистралей и крупных сооружений, автомобильных, железных дорог, нефте- и газопроводов, систем связи;
- обнаружение незаконных посевов наркосодержащих растений и контроль их уничтожения;
- оценка ледовой обстановки;
- наблюдение районов чрезвычайных ситуаций с целью упреждения развития стихийных бедствий, аварий, катастроф, а также оценка их последствий с целью планирования восстановительных мероприятий.

Получаемая информация может быть использована в целях развития международного сотрудничества России в области контроля и охраны окружающей среды и решения других актуальных задач дистанционного зондирования Земли.

Основными принципами формирования облика КА «Ресурс-П» являются [37]:

- использование технических решений, наработанных при создании КА «Ресурс-ДК1», эффективность которых подтверждена штатной эксплуатацией этого КА;
- сохранение возможностей космического аппарата «Ресурс-ДК1» по ширине полосы захвата и уровню разрешения в панхроматическом и спектральных диапазонах;

- наращивание тактико-технических характеристик за счет применения нескольких типов съемочной аппаратуры;
- установка на КА ОЭА и СППИ с повышенной разрешающей способностью, более широким спектральным диапазоном и увеличенным количеством узких спектральных диапазонов;
- установка на КА гиперспектральной аппаратуры высокого разрешения для обеспечения получения гиперспектральной информации;
- установка на КА широкозахватной мультиспектральной аппаратуры высокого и среднего разрешения;
- обеспечение функционирования КА на круговой синхронно-солнечной орбите;
- улучшение потребительских свойств и точностей привязки изображений, передаваемых на Землю;
- улучшение динамических характеристик космического аппарата;
- обеспечение срока активного существования КА до 5 лет.

Ниже, в табл. 2.3, приведены основные характеристики КА «Ресурс-П».

Таблица 2.3. Основные характеристики КА «Ресурс-П»

Разрешение на местности в надире с $H=475$ км	
- в панхроматическом диапазоне, м	1,0
- в узких спектральных диапазонах, м	3,0-4,0
Ширина полосы захвата с $H=475$ км, км	38
Спектральные диапазоны	
- панхроматический, мкм	0,58-0,80
- узкие спектральные диапазоны, мкм	0,45-0,52; 0,52-0,60; 0,61-0,68; 0,72-0,80; 0,67-0,7; 0,7-0,73; 0,8-0,9
Количество спектральных диапазонов, снимаемых одновременно	1-7
Средняя производительность в высокодетальном режиме в сутки, приведенная к уровню сжатия 4 бит/выборку, при одном ППИ, млн. км ²	0,080
Оперативность передачи информации на пункт приема, час	от РМВ до 12
Полоса обзора ОЭА	950 км
Тип рабочей орбиты	околокруговая
Средняя высота рабочей орбиты, км	от 470 до 480
Наклонение рабочей орбиты, град.	97,28
Срок активного существования, лет	5

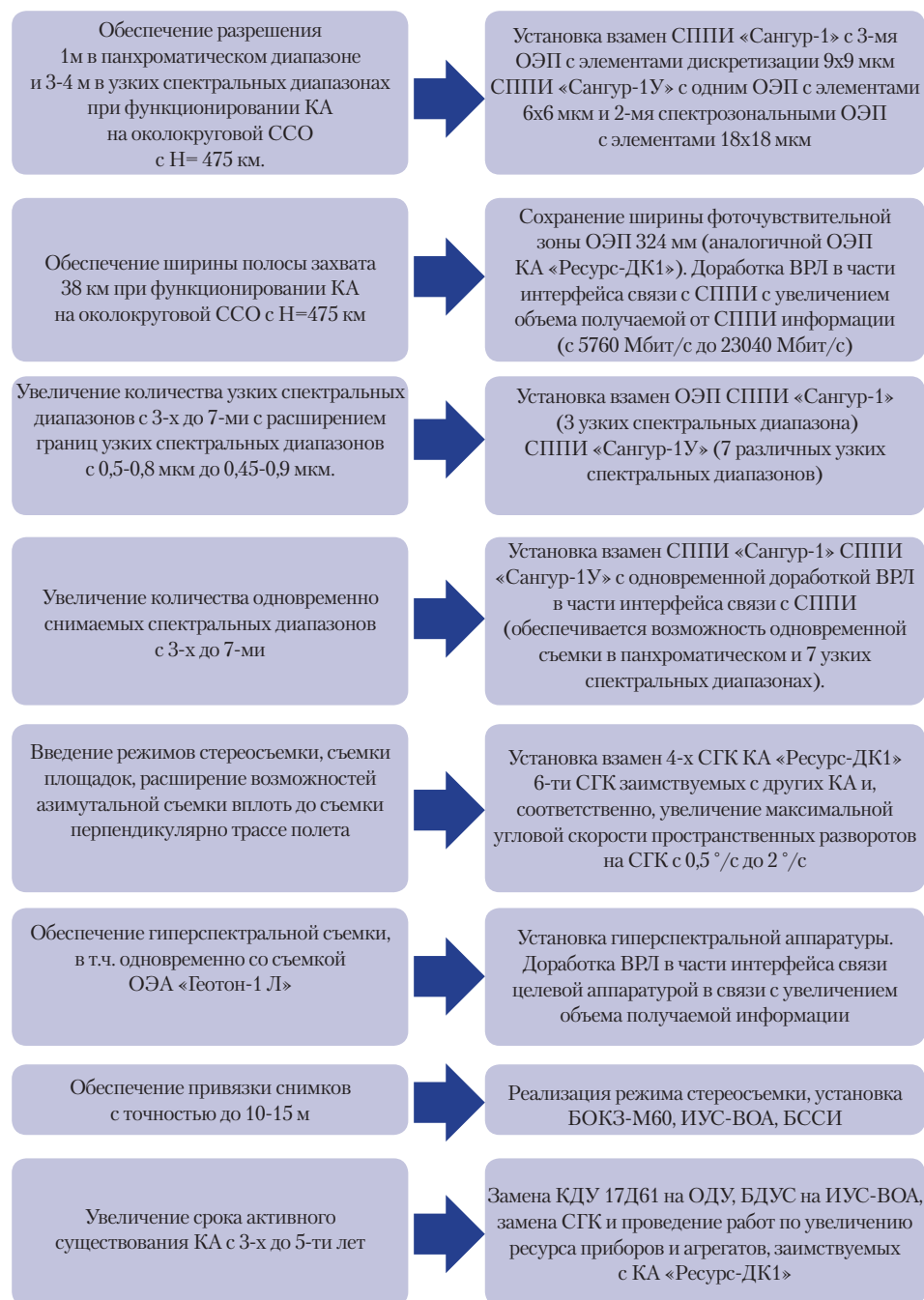


Рисунок 2.16. Основные направления повышения целевых характеристик КА «Ресурс-П» по сравнению с базовым КА «Ресурс-ДК1» и пути их реализации

Использование околокруговой солнечно-синхронной орбиты позволяет существенно улучшить условия наблюдения, т.к. теперь съемка может производиться с одной высоты и в одинаковых условиях освещенности. С шести до трех суток уменьшается периодичность наблюдения.

В состав целевой аппаратуры КА «Ресурс-П», в дополнение к оптико-электронной аппаратуре высокого разрешения, введены еще два типа съемочной аппаратуры: гиперспектральная съемочная аппаратура – ГСА (разработка ОАО КМЗ) и комплекс широкозахватной съемочной аппаратуры – КШМСА (разработка филиала ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» – НПП «ОПТЭКС»). Претерпела существенные изменения и аппаратура высокоскоростной радиопередачи (БА ВРЛ), в состав которой входит заступающее устройство с существенно увеличенным объемом памяти. Для обеспечения потребительских и точностных свойств информации в состав бортового комплекса введена аппаратура сбора служебной информации (БССИ), разрабатываемая НИИ ТП.

Гиперспектральная аппаратура (ГСА) КА «Ресурс-П» должна обеспечить съемку поверхности Земли в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах спектра от 0,4 до 1,1 мкм. ГСА строится на базе светосильного зеркального объектива, диспергирующей системы и высокоскоростных кадровых фотоприемных матриц ПЗС видимого и ближнего ИК-диапазона. Отечественные матрицы ПЗС «Кадр-РП» разработаны в ЗАО НПП «ЭЛАР» специально для этого проекта. Аппаратура управления ГСА, а также фотоприемные устройства на основе высокоскоростных матриц с кадровой организацией создаются в НПП «ОПТЭКС».

Полоса захвата ГСА составляет 25 км, а разрешение (проекция пикселя) около 25 м. При спектральном разрешении от 5 до 10 нм ГСА обеспечивает получение изображения поверхности Земли одновременно в 96-255 спектральных поддиапазонах, в зависимости от режима работы.

Кроме ГСА, на КА «Ресурс-П» дополнительно устанавливается комплекс широкозахватной мультиспектральной съемочной аппаратуры (КШМСА), который представляет собой два устройства в монолитном исполнении. Это аппаратура высокого разрешения ШМСА-ВР и аппаратура среднего разрешения ШМСА-СР, работа которых может осуществляться как вместе, так и автономно. Электроника камер полностью унифицирована. Их характеристики определяются используемыми линейными фотоприемниками ПЗС с длиной строки около 8000 пикселей и специально разработанными (ОАО ЛЗОС) телецентрическими объективами двух типов с различными фокусными расстояниями. Каждая камера обеспечивает съемку в панхроматическом (0,43-0,70) и пяти узких

(мультиспектральных) диапазонах: 0,43-0,51 (синий); 0,51-0,58 (зеленый); 0,60-0,70 (красный); 0,70-0,90 (ближний ИК1); 0,80-0,90 (ближний ИК2). Камера высокого разрешения ШМСА-ВР имеет полосу захвата 96 км при разрешении (проекции пикселя) около 12 м в панхроматическом диапазоне и 24 м в мультиспектральных каналах. Камера среднего разрешения ШМСА-СР имеет полосу захвата 440 км при разрешении (проекции пикселя) около 60 м в панхроматическом диапазоне и 120 м в мультиспектральных каналах. Такой набор спектральных диапазонов и пространственного разрешения позволит решать широкий класс задач – от учета влияния атмосферы до изучения процессов вегетации и селекции растительности. Информация может быть востребована специалистами в области сельского и лесного хозяйства, гидрологии, картографии и даже метеорологии.

С учетом возможных разворотов КА «Ресурс-П» по углу крена полоса обзора ГСА и КШМСА будет составлять 950 и 1300 км, соответственно.

В съемочной аппаратуре высокого разрешения «Геотон-Л1» КА «Ресурс-П» используется хорошо зарекомендовавший себя широкопольный линзовый объектив с некоторыми доработками. Доработки призваны обеспечить работу аппаратуры в расширенном спектральном диапазоне. При этом рабочее поле зрения – одна из основ беспрецедентно большой полосы захвата – сохраняется. Глубокой модернизации подверглась электронная составляющая съемочной аппаратуры – система приема и преобразования изображения. По сути, это принципиально новая аппаратура, получившая название СППИ «Сангур-1У».

При проектировании СППИ «Сангур-1У» перед ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» стояли противоречивые задачи. Как минимум, требовалось сохранить пространственное разрешение аппаратуры «Геотон» при существенном увеличении высоты орбиты КА и при этом полностью использовать поле зрения оптической системы и ее разрешающую способность. Одновременно необходимо было расширить спектральную рабочую область, обеспечив хорошую чувствительность в синей области спектра.

Было решено принципиально изменить схему получения панхроматического и мультиспектральных изображений, отказавшись от применения однотипных фотоприемников ПЗС и оптико-электронных преобразователей. Специально для применения в оптико-электронной аппаратуре КА «Ресурс-П» разработаны два типа матриц ПЗС, работающие в режиме ВЗН. Теперь существуют два типа оптико-электронных преобразователей: панхроматический и мультиспектральный. Структура фокальной плоскости КА «Ресурс-П» и КА «Ресурс-ДК1» показана на рис. 2.17.

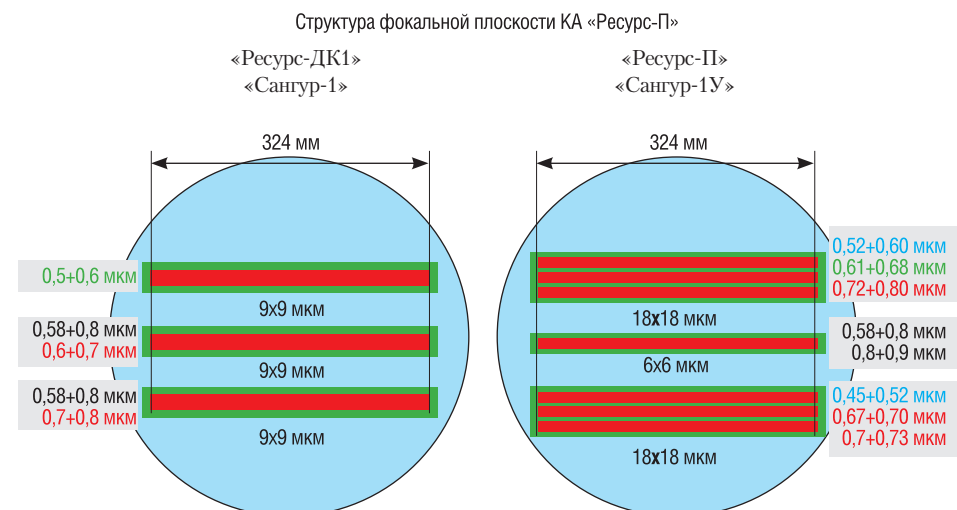


Рисунок 2.17. Формирование спектральных каналов в ОЭА «Ресурс-ДК1» и «Ресурс-П»

В оптико-электронных преобразователях мультиспектральных каналов СППИ «Сангур-1У» применены трехканальные матрицы ПЗС ВЗН с размером фотоприемного пикселя в три раза больше, чем в панхроматическом канале. Конструкция фотоприемной ячейки этих матриц обеспечивает расширенный в синюю область диапазон чувствительности. Мультиспектральные ОЭП позволяют получать цифровую видеoinформацию сразу в трех узких спектральных диапазонах. Конкретные спектральные диапазоны чувствительности задаются трехполосными интерференционными светофильтрами на стеклянных подложках, которые устанавливаются перед матрицами ПЗС. Светофильтры, наряду с ПЗС, – самый сложный и важнейший элемент фотоприемного тракта оптико-электронной аппаратуры. Их разработка и изготовление осуществляются в ОАО ЛОМО. Такая технология формирования мультиспектральных изображений с помощью многоканальных фотоприемников применяется на различных современных КА ДЗЗ: «Ikonos», «QuickBird-2», «GeoEye-1», «WorldView-2» и некоторых других. А еще ранее (1993 год) с успехом использовалась в разработанной НПП «ОПТЭКС» оптико-электронной камере среднего разрешения КОЭ-ОЗ, отработавшей пять лет в составе КА ДЗЗ «Космос-2285».

Предусматривается возможность использования двух алгоритмов сжатия: адаптивного ДИКМ и JPEG2000. Два мультиспектральных ОЭП могут обеспечить одновременную съемку в шести различных узких спектральных диапазонах. Быстродействие электроники СППИ рассчитано на работу КА «Ресурс-П» без тангажного замедления.

В результате подъема высоты орбиты и модернизации СППИ ширина полосы захвата превысит 38 км, а пространственное разрешение (GSD) в панхроматическом канале даже несколько улучшится. Возможна съемка одновременно в панхроматическом (0,58-0,8 мкм) и узких спектральных диапазонах: 0,45-0,52 мкм; 0,52-0,60 мкм; 0,61-0,68 мкм, 0,72-0,80 мкм; 0,67-0,7 мкм; 0,7-0,73 мкм. Из существующих сегодня зарубежных коммерческих систем наблюдения высокого и детального разрешения по количеству мультиспектральных каналов оптико-электронная аппаратура «Геогон-Л1» перспективного КА «Ресурс-П» уступает только одному КА ДЗЗ. Это новейший американский спутник двойного назначения «WorldView-2», имеющий восемь мультиспектральных каналов.

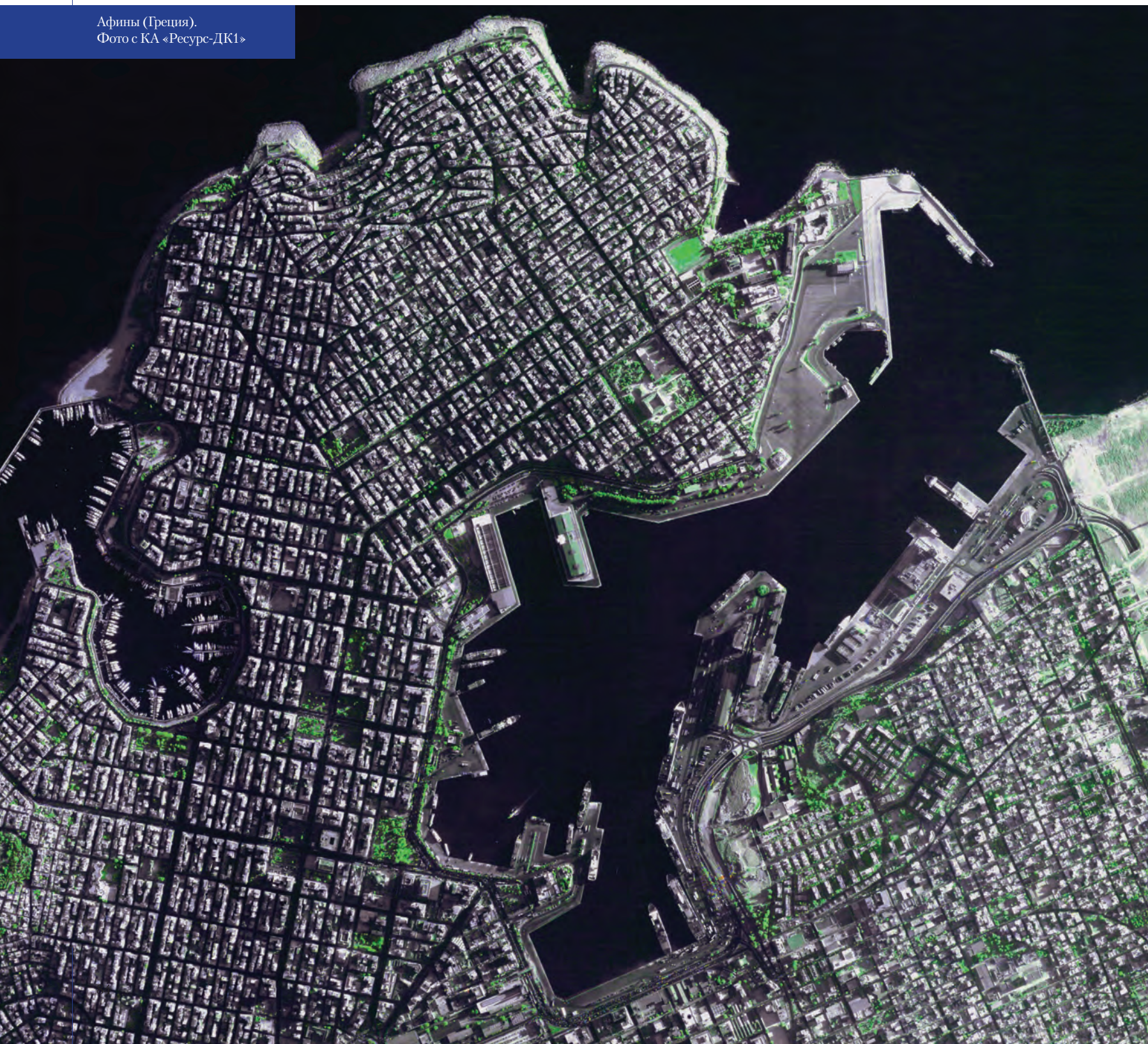
Разработки КА, изложенные в главах 1-3, осуществлялись под руководством и при непосредственном личном участии на всех этапах создания КА и КК Главного конструктора и начальника ЦСКБ Д.И.Козлова и директоров завода В.Я.Литвинова, затем А.Я.Ленькова и А.А.Чижова.

Существенный вклад в создание этих КА внесли А.М.Солдатенков, Г.Е.Фомин, Ю.В.Яременко, В.А.Рясный, К.В. Тархов, Б.Н.Мелиоранский, Н.П.Родин, М.Г.Перченков, Ю.А.Цибров, Н.Ф.Козлов, И.В.Смирнов, Б.А.Абрамов, А.А.Козлов, Н.Р.Стратилатов, М.Г.Татко, Л.Ф.Шумный и многие другие специалисты ЦСКБ и завода «Прогресс».



Каир (Египет),
Международный стадион.
Фото с КА «Ресурс-ДК1»

Афины (Греция).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



Глава 3

Космические
аппараты
научно-
исследовательского
и прикладного назначения

3.1. Общие положения

В процессе разработки космической техники постоянно имеется потребность апробирования в реальных условиях новых конструктивных материалов, приборов, агрегатов и целых систем, чтобы подтвердить их работоспособность при комплексном воздействии факторов космического полета.

С другой стороны, необходимо знать характеристики среды, в которой происходят космические полеты. В связи с этим требуется всестороннее изучение космических лучей, рентгеновского и гамма-излучений, вариаций электрических полей и механизма их возникновения и т.д. КА разработки ЦСКБ предоставляют и предоставляют уникальную возможность исследования поверхности и атмосферы Земли из космоса.

В результате сформировались два направления: фундаментальное – исследование космического пространства и прикладное – исследование влияния космического пространства на КА.

3.2. Универсальный автономный спутник «Наука», космические аппараты «Энергия» и «Эфир»

Энергетические возможности ракеты-носителя 11А511У превышали потребности КА типа «Зенит». Этим обстоятельством удалось распорядиться творчески, используя резерв выводимой массы и зоны полезного груза для создания попутных автономных спутников, предназначенных для проведения широкого круга исследований и экспериментов в космосе по программам Академии наук, промышленных предприятий, ученых и специалистов.

Для обеспечения указанных работ в 1968 году был создан универсальный автономный спутник «Наука», выводимый на орбиту совместно с космическим аппаратом «Зенит-2М» и позволяющий устанавливать различного рода аппаратуру научного и прикладного характера.

Главным разработчиком автономного спутника «Наука» было определено ЦСКБ, изготовителем завод «Прогресс».

Спутник представлял собой герметичный контейнер с автономной системой отделения. Научная аппаратура могла размещаться как внутри контейнера, так и снаружи, на его крышке. Состав научной аппаратуры мог принципиально изменяться в зависимости от целей и задач исследований, проводимых на каждом конкретном спутнике.

Конструкция контейнера оказалась настолько удачной, что использовалась на космических аппаратах «Бион» и «Фотон».

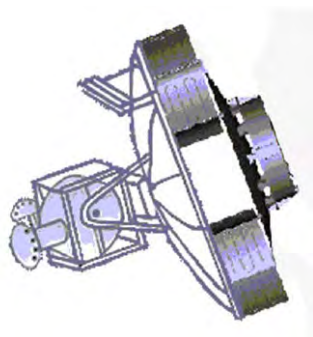


Рисунок 3.1. АС «Наука»

Спутник имел системы телеметрического контроля, электропитания, поддержания теплового режима и управления бортовой аппаратурой. Научная информация передавалась на Землю по телеметрическому каналу. Масса спутника составляла 550-600 кг. После выполнения программы научных исследований автономный спутник отделялся от базового космического аппарата и сгорал в плотных слоях атмосферы.

Создание автономного спутника «Наука» позволило провести достаточно сложные исследования и эксперименты, получить уникальную научную информацию.

Основные результаты исследований, проводимых в период с 1968 по 1975 годы:

- впервые в мире получен спектр фона гамма-квантов с энергией от 30 МэВ до 2 ГэВ;
- получено свыше 10 тысяч стереофотографий, позволивших выявить зависимость темпов гамма-квантов от географической широты;
- обнаружено несколько новых источников рентгеновского излучения с энергией от 2 до 30 КэВ;
- впервые с КА найден источник жесткого рентгеновского излучения с угловыми размерами $2^\circ \times 15^\circ$;

В процессе летного эксперимента подтверждена эффективность применения сканирующих приборов для поиска локальных источников, получены новые данные по химическому составу космических лучей.

Полученные данные позволили выявить регулярное изменение температуры, зоны теплового и холодного течений Мирового океана, зафиксировать зоны плавающих льдов Антарктиды, уточнить температуру материковых льдов и структуру их поверхностного слоя.

Проведена методика обнаружения зон облачных образований и осадков, необходимая для анализа синоптической обстановки над океаном и уточнения синоптических карт. Получено подтверждение перспектив использования радиодиапазона, особенно в комплексе с измерениями в инфракрасном диапазоне и с привлечением телевизионных изображений.

Просмотрено 40% небесной сферы. Изучен спектр галактических гамма-лучей, зарегистрировано более 10 тысяч событий типа прохождения гамма-квантов; получены скорости счета гамма-квантов в экваториальной и высокоширотных областях; решен целый комплекс технических вопросов по использованию интегральных схем в условиях космического полета. Подобные эксперименты поставлены впервые в СССР.

Изучены интенсивность и энергетический спектр гамма-излучения в области энергий 300-2000 МэВ. Эти данные использовались в мировой научной практике более 10 лет. Изучено тепловое радиоизлучение Земли и многое другое. Некоторые результаты прикладных экспериментов приведены в разделах по конкретным КА ДЗЗ. Всего было осуществлено 44 успешных запуска автономных спутников «Наука».

Развитие космической техники сделало возможным переход от косвенных методов исследования околоземного космического пространства к прямым, что открыло новый этап развития науки.

Одним из основных вопросов астрофизики является проблема происхождения и распространения космических лучей. Данные исследования относятся к разряду фундаментальных и сопряжены с немалыми трудностями.

Одним из существенных факторов, влияющих на чистоту экспериментов, является атмосфера Земли, оберегающая нас от пагубного влияния космического излучения, но и не позволяющая его научно обоснованно исследовать. Вынос экспериментов в космос существенно расширяет возможности научных исследований в этих областях науки.

К созданию космических аппаратов для подобных исследований ЦСКБ приступило в 1969 году разработкой двух КА «Энергия».

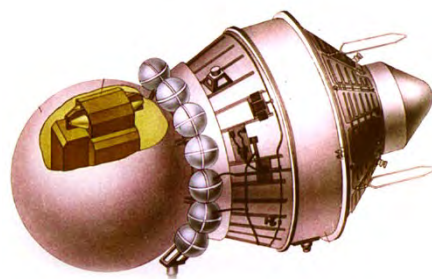


Рисунок 3.2. КА «Энергия»

КА «Энергия» был предназначен для проведения научных исследований по следующим направлениям:

- изучение частиц сверхвысоких энергий (№1, 2) и твердой составляющей межпланетной среды (№1) по программе сотрудничества социалистических стран в области изучения космического пространства;
- изучение ядерного взаимодействия частиц первичного космического излучения с энергией более 10^{12} эв с ядрами эмульсии;
- изучение химического состава частиц первичного космического излучения (распределения по составу ядра) при энергиях более 10^{12} эв;
- изучение энергетического спектра частиц первичного космического излучения в области энергии более 10^{12} эв;
- изучение химического состава и физических свойств метеорных частиц.

В СА был установлен большой фотоэмульсионный блок с ионизационным калориметром массой 1200 кг. Снаружи СА устанавливались 8 контейнеров научной аппаратуры с ловушками метеорных частиц.

КА совершал ориентируемый полет в течение шести суток. После полета прибор возвращался на Землю. По мнению специалистов, этого было вполне достаточно для набора статистики на данном этапе исследований.

Следующим этапом было создание космического аппарата «Эфир» со сроком активного существования 30 суток. Научная аппаратура представляла собой моноблок массой 2450 кг, состоящий из детекторов заряда, детектора энергии и блоков электроники. Научная информация передавалась на Землю по телеметрическому каналу. Было запущено два космических ап-

парата «Эфир» (1984 год, 1986 год), что позволило зарегистрировать около 20 000 первичных частиц с энергией больше 1×10^{12} эв. Подобная информация в то время была получена впервые в мировой практике космических исследований [67].

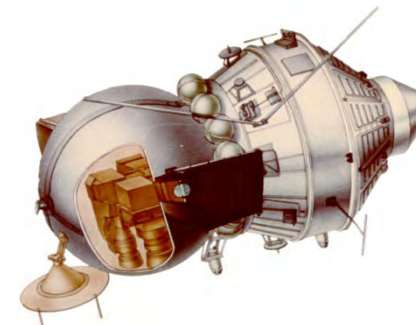


Рисунок 3.3. Космический аппарат «Эфир»

Исследования в области фундаментальных вопросов космоса в настоящее время, уже в течение более четырех лет (с середины 2006 года), продолжены и успешно реализуются в рамках международного проекта «Памела» на КА «Ресурс-ДК1».

3.3. Космический аппарат «Бийон»

Полет в космос Ю.А.Гагарина дал мощный толчок развитию пилотируемой космонавтики и научных исследований, связанных с космической деятельностью. Для этих целей ЦСКБ и завод «Прогресс» на конструктивно-аппаратурной базе КА типа «Зенит» создали КА «Бийон», первый запуск которого состоялся в 1973 году (рис. 3.4) и КА «Фотон», первый номер которого был запущен в 1985 году.



Рисунок 3.4. КА «Бийон»

За период с 1973 по 1997 годы запущено 11 КА «Бийон». В космосе побывали млекопитающие, земноводные, рыбы, рептилии, насекомые и многие другие. Всего в программе использовались до 40 биообъектов, в том числе, белые лабораторные крысы (КА «Бийон» №1-5, рис. 3.5), обезьяны (КА «Бийон» №6-11).



Рисунок 3.5. Песчанка – участница эксперимента на КА «Бион»

Исследования на млекопитающих проводились в соответствии с требованиями национального законодательства по содержанию животных и гуманному обращению с ними, а также в соответствии с рекомендациями Всемирной организации здравоохранения и Хельсинской конвенции. Экспериментальные исследования на КА «Бион» №11 готовились и проводились под дополнительным контролем комиссии по биомедицинской этике ННЦ РФ ИМБП и комиссии Эймского исследовательского центра НАСА по содержанию животных.

Программа научных исследований на КА «Бион» № 1, 2 была сугубо национальной. Начиная с полета КА «Бион» №3, к участию в реализации научной программы с правом проведения как совместных, так и самостоятельных экспериментов были приглашены ученые США, Чехословакии, Польши, Болгарии, Венгрии, Румынии, Германии, Франции, Канады, Китая.

Созданию биоспутников предшествовал значительный период разработки общих принципов подготовки и проведения летных экспериментов с животными. Выбор белых лабораторных крыс в качестве основных биообъектов был сделан после проведения специальных лабораторных исследований, направленных на изучение биологических, биометрических, физиологических характеристик указанных животных. Отработаны общая методология и конкретные способы проведения полетных и контрольных наземных экспериментов. Разработана процедура отбора животных и их тренировки к полету на космическом аппарате. Составлен рацион кормления животных в полете. Обоснованы принципы создания систем содержания и жизнеобеспечения животных, спроектирована и изготовлена соответствующая аппаратура. Разработаны методики регистрации физиологических параметров и контроля состояния организма животных в полете. Все это обеспечило чистоту и высокую надежность экспериментов, повторяемость результатов от

полета к полету, возможность дифференцировать эффекты невесомости от других факторов, сопутствующих космическому полету.

Заимствование ряда конструктивных элементов и систем позволило создать космический комплекс с минимальными затратами и с высокой степенью надежности.

Но размещение в СА живых существ, необходимость создания для них комфортной среды обитания, особенности условий эксплуатации потребовали решения целого ряда научных и технических проблем.

Сложную задачу представляло создание космического аппарата с объемно-габаритными и массо-центровочными характеристиками, соответствующими типоразмеру существующих КА при меняющемся составе научной аппаратуры и требований к ее размещению.

Были предъявлены более жесткие требования по поддержанию нормального давления внутри спускаемого аппарата, поэтому его корпус изготавливался по специальной технологии, обеспечивающей высокую степень герметичности. При разработке КА «Бион» впервые была решена теоретически и внедрена на практике задача длительного неориентированного полета космического аппарата.

Использование новых способов исследований определило необходимость тщательной проверки ожидаемых от комплекса технических характеристик, что привело как к отработке и испытаниям составных частей комплекса, так и к проведению комплексных межведомственных испытаний с использованием научной аппаратуры и животных.

Для проведения всего комплекса наземной отработки потребовалось создать 17 экспериментальных установок. Правильность принятых технических решений проверялась при копровых, биотехнических, вертолетных и других видах испытаний. Разработанная и внедренная методология отработки космических аппаратов обусловила высокую надежность и положительные результаты летных испытаний.

Принципиальной методологической особенностью программы «Бион» явилось проведение в наземных условиях так называемых синхронных экспериментов, осуществляемых в макетах биоспутников одновременно с полетом. Имитировались все физиологически значимые факторы космического полета, за исключением невесомости. Это позволило провести тщательный сравнительный анализ состояния животных и на этой основе сделать аргументированный вывод о влиянии невесомости на процессы жизнедеятельности.

Новым в программе «Бион» стало также проведение первого этапа полетных исследований непосредственно на месте приземления в специально созданных полевых лабораториях. Это давало возможность уже через

три-пять часов после приземления получать достоверные результаты, что являлось очень важным моментом для дифференцировки изменений в организме животных, обусловленных, с одной стороны, влиянием невесомости, с другой – влиянием таких стрессовых факторов, как спуск с орбиты, приземление и последующая адаптация к земной гравитации.

После доставки биообъектов в Москву исследования продолжались в научных лабораториях. Их длительность на крысах составляла 25 суток, на обезьянах – в среднем 105 суток. Процесс обработки и анализа полученных результатов занимал около года.

Полет КА «Бийон» №2 был посвящен решению вопросов радиационной безопасности. Ученых всегда интересовал вопрос, каким образом будут развиваться события, если космонавт получит повышенную дозу радиации. Подобная ситуация может произойти, например, от вспышки на Солнце. Не начнется ли спонтанное развитие лучевой болезни, способное привести к гибели экипажа?

Для изучения комбинированного воздействия невесомости и радиации на борту КА был установлен источник гамма-излучения. По команде с Земли было проведено строго дозированное облучение млекопитающих и других биообъектов. Облучатель располагался в верхней части спускаемого аппарата таким образом, что 25 крыс находились в зоне облучения, а 10 животных (контрольных) были вне пучка излучения. Эксперимент прошел в соответствии с заданной программой.

Одна из фундаментальных проблем космонавтики – использование искусственной силы тяжести в качестве профилактического средства, снимающего отрицательное влияние невесомости. Исследованию этой проблемы были посвящены полеты космических аппаратов «Бийон» №3 и №4.

На КА «Бийон» №3 впервые в практике космических полетов была установлена биологическая центрифуга с черепахами, насекомыми, семенами, микроорганизмами. Наборы вращаемых и неподвижных биообъектов были идентичными. Вращение центрифуги обеспечивало создание искусственной силы тяжести величиной 1g на окружности радиусом 330 мм.

На КА «Бийон» №4 были установлены две большие центрифуги, где в качестве основных биообъектов находились белые крысы (рис. 3.6). В процессе полета животные получали пищу, воду, клетки вентилировались, освещались, с животных снималась телеметрическая информация.

Установка на борту КА двух тяжелых центрифуг представляла собой довольно сложную техническую задачу, так как при их вращении на космический аппарат могли передаваться возмущения, которые необходимо было или компенсировать, или свести к минимуму.

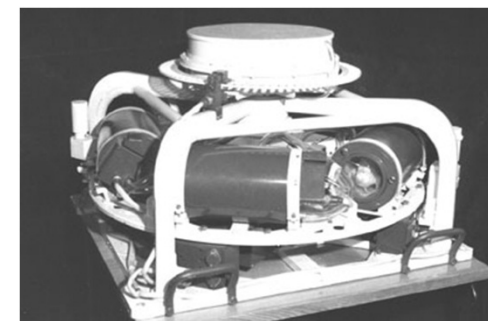
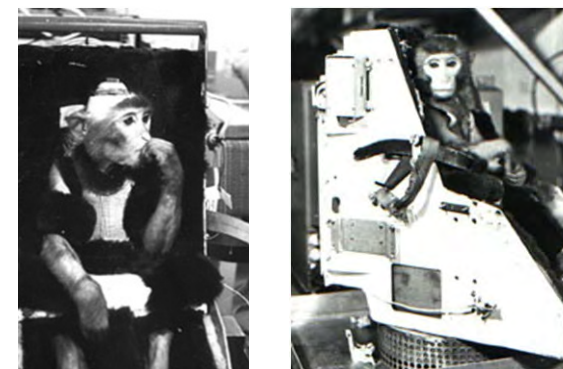
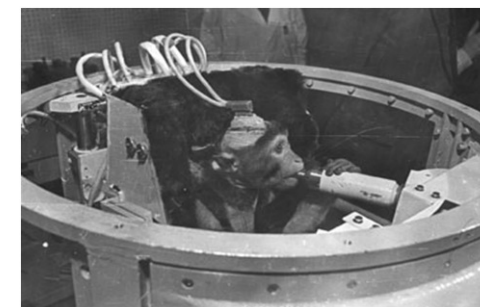


Рисунок 3.6. Центрифуга, установленная на КА «Бийон» №4

С КА «Бийон» №6 начался принципиально новый этап биологических исследований с использованием обезьян в качестве основных биологических объектов.

Изучались острый (начальный) и переходный периоды адаптации к невесомости с применением системы жизнеобеспечения, системы вживленных датчиков и электродов, строго дозированных специфических тестовых воздействий. Появление на борту приматов поставило перед учеными, разработчиками научной аппаратуры и космического аппарата новые научные и технические задачи (рис. 3.7-3.9).



Рисунки 3.7, 3.8, 3.9. Обезьянка на борту КА «Бийон»

Все проблемы были решены, что позволило провести шесть успешных запусков КА «Бийон» с обезьянами на борту. Программы полета были выполнены полностью. Все животные живыми и здоровыми возвращались на Землю и поступали в научные лаборатории для дальнейших наземных исследований. Результаты научных исследований, полученные на космических аппаратах «Бийон», настолько обширны, что все их невозможно даже просто перечислить в рамках данного раздела. Поэтому в настоящих материалах приводятся лишь некоторые научные и прикладные итоги выполнения программы «Бийон».

Прежде всего, необходимо отметить, что невесомость не приводила к появлению каких-либо отчетливых патологических, необратимых структурных или функциональных изменений в органах и физиологических системах организма. Вместе с тем, обнаружены многочисленные функциональные изменения, свидетельствующие о развитии в невесомости адаптивных процессов к условиям жизни без статических нагрузок на организм. Эти изменения можно рассматривать как развитие синдрома детренированности организма. В первую очередь, это касается таких систем, как мышечная, скелетная, сердечно-сосудистая и нейроэндокринная.

В мышечной системе под влиянием невесомости происходит уменьшение массы скелетных мышц и площади поперечного сечения мышечных волокон, снижение силы сокращений и работоспособности мышц и др. Указанные изменения обнаруживались преимущественно в антигравитационной мускулатуре – в так называемых медленных мышечных волокнах.

В костной системе наиболее выраженные изменения обнаружены в костях, несущих наибольшую весовую нагрузку на Земле, т.е. в длинных трубчатых костях конечностей и в позвонках. Эти изменения характеризовались уменьшением массы костной ткани, деминерализацией и перераспределением минеральных компонентов, замедлением костеобразования и роста кости, снижением механической прочности и жесткости кости и др. Процессы заживления нарушения целостности малой берцовой кости в полете проходили существенно медленнее, чем в наземных контрольных условиях.

Следует отметить, что отчетливые структурно-функциональные изменения в опорно-двигательном аппарате развивались даже в кратковременных (5-7 суток) полетах. При увеличении продолжительности пребывания в невесомости изменения становились более выраженными.

Принципиально новыми и важными в практическом отношении следует считать полученные экспериментальные данные о том, что искусственная сила тяжести на борту, создаваемая вращением центрифуги, практически полностью предотвращает развитие неблагоприятных изменений в опорно-двигательном аппарате и сердечной мышце.

Эксперименты с обезьянами не подтвердили широко распространенного мнения о том, что ощущение повышенного кровенаполнения головы и одутловатости лица у космонавтов в первые дни полета обусловлено увеличенным притоком крови к голове. Исследования на обезьянах показали, что скорость кровотока в сонной артерии, центральный объем крови, сердечный выброс, артериальное давление и ЭКГ не претерпевали в невесомости существенных изменений. Внутричерепное давление в невесомости было повышенным, но оставалось в пределах физиологической нормы, признаков нарушения кислородного снабжения мозга не наблюдалось. На основании этих данных была высказана гипотеза о нарушении венозного оттока крови от головы и нарушении проницаемости сосудов мягких тканей лица.

В многочисленных экспериментах на насекомых установлено, что невесомость не приводит к возникновению генных и хромосомных мутаций, нарушению циклов клеточного деления и процессов передачи наследственной информации. Тем не менее, в экспериментах на одноклеточных организмах выявлено уменьшение содержания белка, усиление перекисного окисления липидов в мембранах и другие изменения. Эти противоречивые данные свидетельствуют о том, что вопрос о прямом или опосредственном влиянии невесомости на структуру и функции клеток остается пока открытым и требует дальнейших исследований.

В исследованиях на космических аппаратах «Бийон» накоплен большой экспериментальный материал по проблеме радиационной безопасности космических полетов: изучены особенности биологического действия тяжелых ионов галактического излучения, исследованы биологические эффекты комбинированного действия невесомости и ионизирующего излучения, детально изучен радиационный фон на орбитах КА «Бийон». Установлено, что развитие лучевой болезни в невесомости и последующее пострadiационное восстановление происходят практически так же, как в земных условиях.

Таким образом, исследования на космических аппаратах «Бийон» явились существенным вкладом в глубокое понимание реакций организма на воздействие факторов космического полета и космического пространства. Это фундаментальный научный итог проделанной работы. Благодаря полученным данным появилась возможность для строго научного подхода к решению задач медицинского обеспечения космических полетов экипажей. Полученная информация была использована при медицинском обосновании возможности осуществления человеком космических полетов продолжительностью до одного года.

Строго научно были обоснованы и внедрены рекомендации по средствам профилактики в космических полетах. В частности, создана методология

строго дифференцированного подхода к разработке тренажеров для различных мышц и мышечных групп человека в невесомости.

Обоснован также комплекс упражнений со статическими нагрузками для поддержания состояния костной ткани человека в условиях невесомости.

Использование уникальных современных методик с вживлением электродов в мозг и другие органы обезьян позволило получить данные, раскрывающие механизмы космической формы «болезни движения» и нарушений функции двигательного аппарата.

Выявлены закономерности в системе глазодвигательного регулирования. На их основании разработаны рекомендации по размещению наиболее важных зрительных целей для космонавта-оператора.

Значительные изменения в двигательной системе свидетельствуют о нецелесообразности предъявления космонавтам в первые сутки полета требований высокой точности движений при работе с системами космического корабля. Внесены изменения в методику подготовки космонавтов [6, 66, 67, 70, 74, 75].

Из приведенных выше примеров видно, что научное и практическое значение результатов экспериментов, выполненных в полетах биоспутников, не вызывает сомнений. По мнению отечественных и зарубежных специалистов, программа «Бион» – это одна из наиболее эффективных и информативных космических программ.

В постановке экспериментов и обработке научной информации участвовали специалисты России, Франции, США, Чехословакии, Германии, Польши, Канады, стран Европейского космического агентства и др.

Результаты исследований, проведенных на КА «Бион», внесли весомый вклад в одно из фундаментальных достижений космической биологии и медицины: доказательство возможности многомесячного пребывания человека в космосе при сохранении здоровья в полете и после него.



Рисунок 3.10. КА «Бион-М»

В настоящее время завершаются работы по созданию КА «Бион-М». Основные технические характеристики КА представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1.

Параметры рабочей орбиты:	
околокруговая со средней высотой, км	575
наклонение, ...°	64,9
Энергообеспечение:	
среднесуточное электропотребление обеспечивающей аппаратуры, Вт	650
среднесуточное электропотребление научной аппаратуры, Вт	550
Масса космического аппарата, кг	6840
Масса научной аппаратуры:	
размещаемой внутри СА, кг	450
размещаемой на внешней поверхности, кг	250
Срок активного существования, сутки	30
Ракета-носитель	«Союз-2» этап 1б
Космодром запуска	Байконур

Федеральной программой на 2006-2015 годы предусмотрен запуск трех КА «Бион-М», начиная с 2012 года.

Опыт, накопленный при разработке и эксплуатации 11 КА типа «Бион», помогает решать задачи создания существенно новых, обладающих улучшенными техническими характеристиками, значительно расширяющими спектр научных исследований КА «Бион-М» с заменой устаревшей аппаратурной базы на современную и увеличением срока активного существования КА до 45 суток.

Бортовой комплекс управления КА «Бион-М» разрабатывается как новое поколение БКУ КА научного назначения, разрабатываемых ГНПРКЦ «ЦСКБ Прогресс». Необходимость разработки нового БКУ для КА «Бион-М» обусловлена заменой ПТДУ и СИО на объединенную двигательную установку (ОДУ), увеличением срока активного существования, реализацией СЭП КА на основе солнечной энергетической установки.

СА КА «Бион-М» является герметичным отсеком и предназначен, в первую очередь, для возвращения НА на Землю после орбитального полета.

Конструкция СА заимствуется с КА «Фотон-М» с доработками, связанными с изменением состава бортовой обеспечивающей и научной аппаратуры. Конструкция ПО КА «Бион-М» состоит из корпуса, приборной рамы, радиаторов-охладителей системы терморегулирования КА и разработана на базе конструкции приборного отсека КА «Фотон-М» с необходимыми доработками.

Корпус ПО совместно с днищем АО образуют единый герметичный объем. АО КА «Бион-М» является негерметичным отсеком. Конструкция его разработана на базе конструкции АО КА «Янтарь-1КФТ» с учетом изменения конструкции радиатора-охладителя и термопанелей и компоновки приборов и агрегатов в связи с отличием блочного состава систем КА [57].

Комплекс НА, установленный на КА «Бион-М» №1 исходя из целей и задач планируемых биологических экспериментов, можно разбить на три группы:

- научная аппаратура, предназначенная для проведения биомедицинских экспериментов;
- научная аппаратура, предназначенная для проведения экспериментов по гравитационной биологии и биотехнологии;
- научная аппаратура, предназначенная для радиационно-физических и радиобиологических экспериментов.

Биомедицинские эксперименты проводятся на мелких лабораторных животных – мышах и гекконах. Эксперименты по гравитационной биологии и биотехнологии проводятся на таких живых системах, как изолированные клетки млекопитающих, микроорганизмы, низшие растения, насекомые, черви и рептилии.

Радиационно-физические и радиобиологические эксперименты предназначены для изучения динамики мощности дозы и потока частиц во время орбитального полета и их радиобиологических эффектов, оценки эффективности защитных свойств специальных защитных покрытий и выяснения распределения интегральных поглощенных доз в шаровых фантомах в зависимости от толщины экранируемого материала.

3.4. Космический аппарат «Фотон»

КА «Фотон» предназначен для проведения в условиях высокой микрогравитации (10^{-5} - 10^{-6} g) при орбитальном полете исследований в области космической технологии, биотехнологии, физики невесомости с целью получения опытных образцов материалов с новыми или улучшенными свойствами, получения очищенных лекарственных препаратов, оптических стекол и т.п. Образцы полученных материалов и специальное оборудование общей массой до 700 кг возвращаются на Землю в СА.

С 1985 года по программе «Фотон» совершили полет 15 КА. Начиная с КА №5 в постановке экспериментов и обработке научной информации участвовали специалисты России, Франции, Германии и других стран Европейского космического агентства (ЕКА), США, Канады.

В 2002 году был создан КА «Фотон-М» №1. Модернизация КА «Фотон-М» №1, по сравнению с КА «Фотон» №12, заключалась в следующем:

- замене КПТЛ на более современную;
- замене приборов СУД, реализующих режим нормальной ориентации КА;
- доработке системы обеспечения теплового режима (СОТР);
- доработке СТКРП с установкой дополнительных приборов;
- частичной замене серебряно-цинковых источников тока на литиевые блоки питания и ряд других мероприятий.

14 сентября 2007 года с космодрома Байконур был произведен запуск КА «Фотон-М» №3 (рис. 3.11-3.12).

Рисунок 3.11. КА «Фотон-М» №3 в сборе





Рисунок 3.12. КА «Фотон-М» №3, стыковка с РН

КА был выведен на орбиту со следующими параметрами: наклонение 63° , минимальная высота 262 км, максимальная высота 304 км.

КА «Фотон-М» №3 является пятнадцатым и последним КА, созданным на конструктивно-аппаратурной базе типа «Зенит». При его создании был учтен богатейший опыт эксплуатации КА этого типа, а также внедрена масса усовершенствований, сделавших его гораздо более эффективным и привлекательным для проведения экспериментов в космосе.

Основные технические характеристики космического аппарата «Фотон-М» №3 приведены в табл. 3.2.

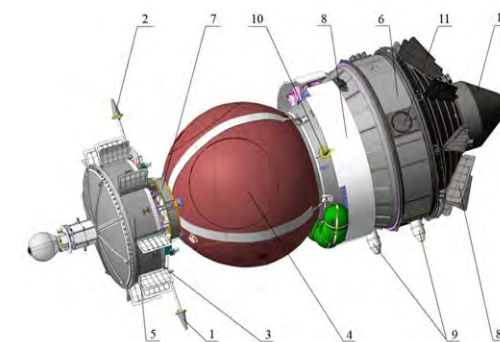
Таблица 3.2. Основные технические характеристики КА «Фотон-М» №3

Параметры рабочей орбиты:	
максимальная высота	304 км
минимальная высота	262 км
наклонение	63°
Масса КА	6535 кг
Масса научной аппаратуры	700 кг
Количество установок для научных экспериментов	27
Среднесуточное электропотребление научной аппаратуры (НА)	800 Вт
Время активного существования	12 суток
Ракета-носитель	«Союз»
Космодром запуска	Байконур

Направления исследований:

- выращивание кристаллов полупроводниковых материалов методами направленной кристаллизации, бестигельной зонной плавки;
- проведение биологических исследований, в том числе, исследований в области биологии клеток, изучения клеток костной ткани, а также проведение экспериментов с биологическими образцами в открытом космическом пространстве;
- проведение физиологических и биологических исследований на мышцах-песчанках, тритонах и ящерицах;
- исследование влияния факторов космического полета на жизнедеятельность микроорганизмов;
- проведение исследований в области физики жидкостей в условиях микрогравитации и др.

КА «Фотон-М» №3 состоит из трех отсеков: спускаемого аппарата (СА), приборного отсека (ПО) и контейнера с химическими источниками тока (ХИТ).



- 1, 2 - антенны НА ТЕЛЕСАПОТ;
 3 - устройство крепления, раскрытия и фиксации антенн НА ТЕЛЕСАПОТ (2 шт.);
 4 - СА; 5 - контейнер ХИТ;
 6 - ПО; 7 - платформа средств отделения;
 8 - радиатор-охладитель;
 9 - инфракрасный построитель местной вертикали (2 шт.);
 10 - антенна бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (2 шт.);
 11 - антенна радиотелеметрической системы (2 шт.);
 12 - пороховая тормозная двигательная установка.

Рисунок 3.13. КА «Фотон-М» №3

Корпус СА выполнен в виде сферы из алюминиевого сплава с нанесенным на наружную поверхность теплозащитным покрытием переменной толщины для защиты спускаемого аппарата от аэродинамического нагрева при прохождении плотных слоев атмосферы. На корпусе СА имеются четыре люка. В парашютном контейнере, закрываемом крышкой люка, отделяющейся системой отделения на высоте ~ 10 км, размещается парашютная система, баллон плавучести «Пеленг», твердотопливный двигатель мягкой посадки, контейнер с дипольными отражателями, эвакуационный фал.

Снаружи СА находятся люки для монтажа и обслуживания научной и обеспечивающей аппаратуры.

На СА установлена более мощная платформа отделения – для дополнительной полезной нагрузки – аппаратуры эксперимента YES2.

Основная часть НА и обеспечивающей аппаратуры размещается на приборных рамах и корпусе внутри СА.

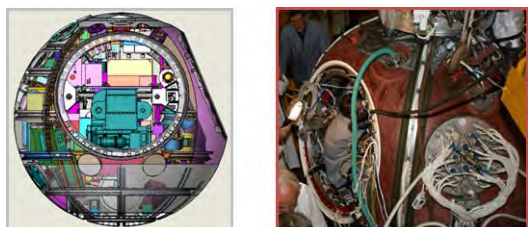


Рисунок 3.14. Конструкция СА

Конструкция ПО представляет собой герметичный отсек, выполненный из алюминиевого сплава, состоящий из верхнего и нижнего конуса и цилиндрической вставки. На верхнем шпангоуте нижнего конуса на болтах установлены 12 кронштейнов для стыковки с переходным отсеком РН.

Внутри ПО на приборной раме и корпусе размещается обеспечивающая аппаратура. Приборная рама представляет собой пространственную многоярусную конструкцию.

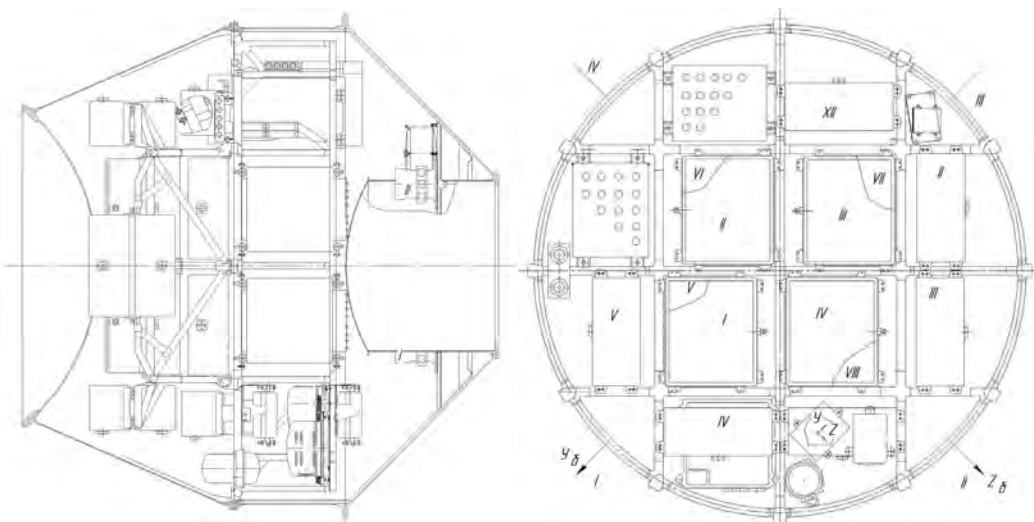


Рисунок 3.15. Конструкция ПО

Конструкция контейнера с ХИТ состоит из цилиндрического корпуса с дном и крышки. Снаружи цилиндрической части контейнера располагаются створки жалюзи системы терморегулирования. На крышке контейнера ХИТ расположена НА YES2, SSAU-YES2.

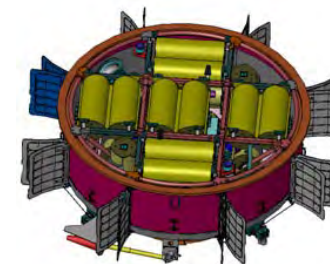


Рисунок 3.16. Конструкция ХИТ

Внутри контейнера на приборной раме размещаются блоки питания и обеспечивающая аппаратура. В экспериментах на борту «Фотона» участвуют как наша страна, так и Европейское космическое агентство. Состав экспериментов широк и разнообразен. В таблице 3.3 представлен перечень экспериментальных установок и их разработчиков.

В ходе полета КА выполнено более 70 экспериментов по программам как российских, так и зарубежных ученых. На КА «Фотон-М» №3 было размещено 27 экспериментальных установок, в том числе, 11 российских и 16 иностранных. Общая масса научной аппаратуры составляла 688 кг. Эксперименты с российской стороны разработаны специалистами КБОМ им. В.П. Бармина, ЦНИИМаш, ИМБП РАН, с зарубежной стороны – научными организациями стран-участниц Европейского космического агентства: Бельгии, Германии, Италии, Испании, Нидерландов и Франции, а также Канады и Швеции. Все работы проводились в рамках Федеральной космической программы России и в соответствии с долгосрочными соглашениями между Роскосмосом и ЕКА.

На КА «Фотон-М» №3 впервые проводился эксперимент с орбитальной тросовой системой. Целью эксперимента YES-2 являлось возвращение спускаемой капсулы из космоса на Землю с помощью троса.

Доставка научной информации на Землю осуществлялась:

- по телеметрическому каналу на приемные станции, расположенные на территории России;
- по системе ТЕЛЕСАПОТ на приемную станцию, расположенную в Швеции;
- в спускаемом аппарате с использованием «мягкой» посадки.

На рис. 3.17 и 3.18 представлено размещение НА внутри СА.

Таблица 3.3. Состав экспериментов на КА «Фотон-М» №3

Наименование НА	Страны, организации–разработчики и экспериментаторы
1 БИОБОКС	ЕКА (Нидерланды), CSA Канадское космическое агентство, Millennium MBI (Канада) EADS (Германия), Кайзер-Италия (Италия)
2 ГРАДФЛЕКС	ЕКА (Нидерланды), HTS (Швейцария), Verhaert Space (Бельгия), ОНВ (Германия)
3 ДИМАК	ЕКА (Нидерланды), Red Shift (Бельгия), ИПМ им. Келдыша (Россия)
4 ГРАНАДА	ЕКА (Нидерланды), NTE (Испания), LEC (Испания)
5 eЭРИСТО/eОСТЕО	ЕКА (Нидерланды), CSA Канадское космическое агентство, Millennium MBI (Канада) EADS (Германия), Кайзер-Италия (Италия), Франция
6 ТЕЛЕСАПОТ	ЕКА (Нидерланды), SCC (Швеция), Technosystem (Италия)
7 АКВАХАБ	ЕКА (Нидерланды), Кайзер-Треде (Германия), Университет Эрланген (Германия)
8 ФРЕКБОУН	ЕКА (Нидерланды), Verhaert Space (Бельгия)
9 SCCO	ЕКА (Нидерланды), С-Core (Канада), CSA Канадское космическое агентство, ULB-MRC (Бельгия), Verhaert Space (Бельгия)
10 ТЕПЛО	ЕКА (Нидерланды), ULB- MRC (Бельгия), ЕНР (Бельгия), EADS (Германия), CNES (Франция), СГАУ (Россия)
11 ВИБРОКОН-М	ЦНИИМАШ (Россия)
12 БИОКОНТ- М	ЦНИИМАШ (Россия)
13 КОНТУР-Л	ИМБП (Россия)
14 ПЛАЗМИДА, РЕЦЕПТОР, РЕГЕНЕРАЦИЯ, УЛИТКА	ИМБП (Россия)
15 КБТС14	КБОМ, ЕКА (Нидерланды), Кайзер-Треде (Германия), Университет Берлин (Германия)
16 БАТАРЕЯ ЕКА	ЕКА (Нидерланды), Англия
17 БИОПАН	ЕКА (Нидерланды), Кайзер-Треде (Германия), Франция, Германия, Польша, США, Италия, Болгария, Испания, Швеция, Россия, Бельгия, Англия
18 СТОУН	ЕКА (Нидерланды), Музей истории естествознания (Австрия)
19 РЕГИСТРАТОР ДАННЫХ	ЕКА (Нидерланды)
20 БИОКОН	Кайзер-Италия (Италия)
21 YES2	ЕКА, Дельта – Утек (Нидерланды)
22 SSAU- YES2	СГАУ (Россия)

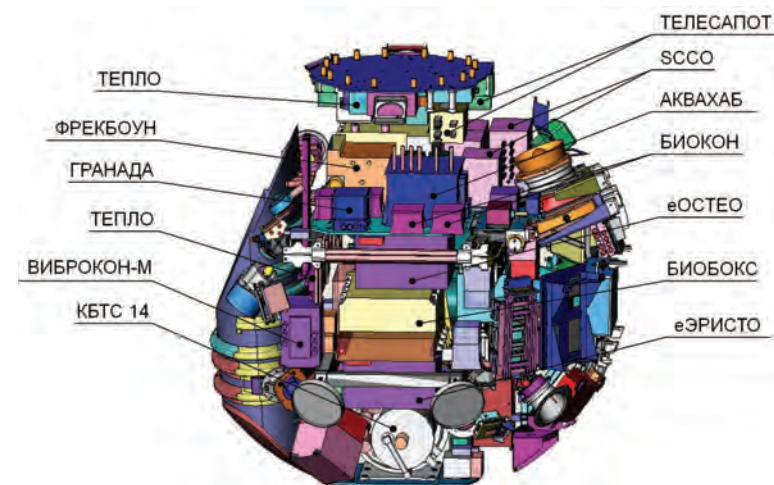


Рисунок 3.17. Размещение НА внутри СА (Вид со стороны большого люка)

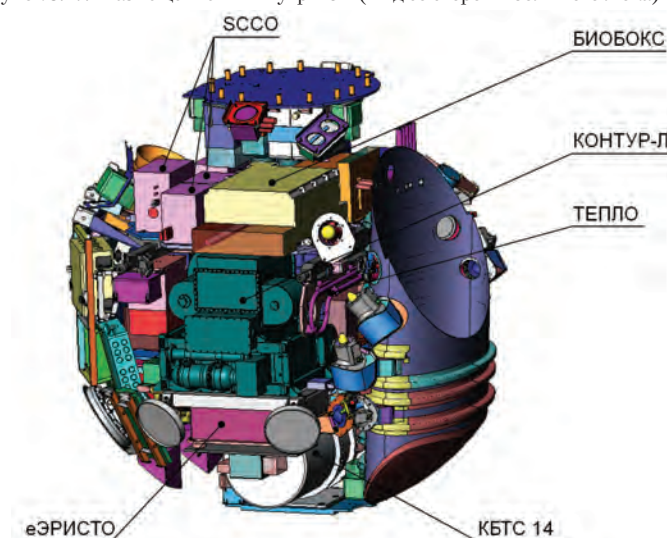


Рисунок 3.18. Размещение НА внутри СА (Вид со стороны малого люка)

НА SSAU-YES2

НА SSAU-YES2 предназначалась для высокоточной пространственно-временной привязки движения космического аппарата во время проведения эксперимента YES2. Особенностью данной аппаратуры является решение задачи спутниковой радионавигации в условиях ограниченной видимости навигационных спутников. Результаты измерений, обработанные совместно с данными, получаемыми от аналогичного навигационного приемника, размещенного в отделяемом на тросе контейнере (блок MASS), позволяют с высокой точностью восстановить динамику и профиль развертываемой 30-километровой тросовой системы.

Целями проекта YES2 являлись:

1. Дать европейским и российским студентам стимулирующий, технологический и практический эксперимент.

2. Продемонстрировать SpaceMail — возвращение маленькой капсулы из космоса на Землю с помощью:

- 30 км троса, а не ракетного двигателя: эксперимент с тросом должен был продемонстрировать точное изменение орбиты, не требующее работы системы контроля пространственного положения или ракетного двигателя, используя простую легкую недорогую расширяемую систему, основанную на принципе изменения инерции;

- легкой возвращаемой капсулы Фотино: капсула Фотино должна была продемонстрировать легкий, простой, дешевый СА из современных материалов. Она должна была предоставить уникальную информацию по возвращению в атмосферу объекта с малым коэффициентом масса-поверхность. Масса капсулы – 6 кг.

Научная аппаратура всех экспериментов работала в штатном режиме, все запланированные эксперименты были проведены в расчетное время. Лишь один из экспериментов завершился частичным успехом. До отделения капсулы эксперимента YES2 удалось развернуть трос на длину 8,5 км вместо 30 км, как предполагалось по программе эксперимента. Тем не менее, накоплены ценные сведения о динамике тросовой системы в условиях космического полета.

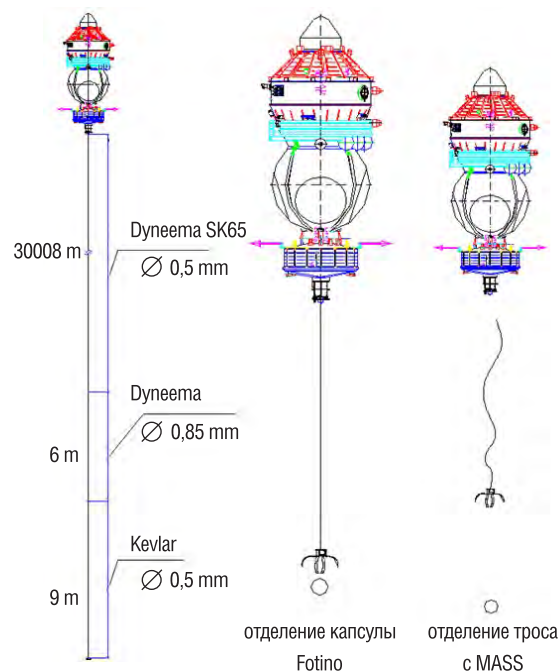


Рисунок 3.19. Эксперимент YES2



Рисунок 3.20. КА «Фотон-М» №3 на месте посадки

26 сентября 2007 года был успешно завершён полет КА «Фотон-М» №3 (рис. 3.20, 3.21). По результатам послеполетного осмотра и анализа аппаратуры, все приборы находились в исправном состоянии, а эксперименты выполнены в полном объеме [49-51, 53-57, 69-71].



Рисунок 3.21. Эвакуация КА после посадки

В настоящее время проводятся работы по созданию КА «Фотон-М» №4 на конструктивно-аппаратурной базе КА «Бион-М» с увеличением срока активного существования КА до 60 суток и обеспечением уровня микроускорений 10^{-6} - $10^{-7}g$. Очередные запуски: «Фотон-М» № 4 – 2013 год, «Фотон-М» № 5 – 2015 год.

3.5. Космический перелет «Европа-Америка 500»

В 90-х годах прошлого столетия самарскими специалистами (ЦСКБ – разработчик, завод «Прогресс» – изготовитель) был разработан оригинальный международный космический проект «Европа-Америка 500», реализация которого была осуществлена за счет спонсорских финансовых средств банков и частных предпринимателей. Целью проекта было в дни празднования 500-летия открытия Америки Колумбом поздравить США – одну из самых передовых и успешных в области космических исследований держав – от имени космической России и «вручить» соответствующие подарки, реализовав космический перелет из Европы в Америку специально созданного на конструктивно-аппаратурной базе «Зенит» космического аппарата «Ресурс-500», спроектированного и изготовленного в Самаре.

Конечно, для запуска этого необычного, даже по тем временам, проекта нужны были соответствующие решения высшего руководства нашей страны и США. Эти решения были получены. Одним из активнейших участников этого проекта был ведущий специалист ЦСКБ А.П.Базлов. В ноябре 1992 года КА «Ресурс-500» был запущен с российского космодрома «Плесецк» самарской ракетой-носителем 11А511У. Полезным грузом спускаемого аппарата этого КА, размещенным в 18 специальных контейнерах, были поздравления Президента России Президенту США, послание Патриарха русской православной церкви соответствующим американским верующим, оригинальные подарки от детей России детям Америки, различная сувенирная продукция и многое другое. В связи с тем, что посадка КА на территорию США была запрещена, СА был разработан в варианте обеспечения надежной посадки на водную поверхность. Полет КА на околоземной орбите вынужденно продолжался 7 суток, так как в районе, согласованном для посадки СА, бушевал шторм, и волнение на море превышало 7 баллов. Трасса КА при полете на орбите выведения, естественно, смещалась по географической широте и могла вследствие вынужденной неопределенности по сроку посадки из-за погодных условий уйти из согласованного района, поэтому специалистами ЦСКБ был рассчитан и с помощью двигательной установки КА оперативно осуществлен перевод аппарата на орбиту суточной кратности. Затем по команде с наземного центра управления (г. Москва) СА космического аппарата осуществил успешный штатный спуск и приводнение в океан в согласованном районе вблизи г. Сиэтл (штат Вашингтон). Поиск СА и доставку его в Сиэтл осуществили самарские специалисты и экипаж российского поисково-спасательного корабля «Маршал Крылов». В процессе торжественных мероприятий в Сиэтле, посвященных этому событию, указанный выше полезный груз был передан по назначению, включая и ад-

министрацию Соединенных Штатов, а СА – в музей фирмы Боинг. Так был осуществлен беспрецедентный до настоящего времени космический перелет между Европой и Америкой, который вызвал большой положительный резонанс в Америке и России.

3.6. Космический аппарат «ОКА-Т»

В 2006 году ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс», совместно с РКК «Энергия» им. С.П.Королева, выиграл конкурс на разработку эскизного проекта создания космического комплекса на основе обслуживаемого в инфраструктуре международной космической станции автоматического КА.

В 2009 году была закончена разработка эскизного проекта на создание обслуживаемого КА «ОКА-Т», предназначенного для выполнения комплексной программы фундаментальных исследований физических процессов в условиях невесомости и сверхглубокого вакуума, включая процессы теплопереноса в жидкостях, кристаллизации в расплавах, а также обработку базовых технологических процессов производства полупроводниковых, оптических, биотехнологических материалов, эпитаксиальных гетероструктур и различных сплавов, включая сверхпроводящие материалы, с последующим их опытно-промышленным производством.

В режиме свободного полета, обеспечивающего оптимальные условия микрогравитации и вакуума, на борту КА «ОКА-Т» должно осуществляться выполнение программы комплексных микрогравитационных исследований и получение материалов. Возможность многократного повторения экспериментов позволяет выявить и устранить влияние определенных факторов на стабильность технологических процессов, связанных с получением материалов на КА «ОКА-Т».

Периодическое обслуживание технологического оборудования КА «ОКА-Т», предусматривающее, прежде всего, замену ампул с материалами технологических установок, перепрограммирование и изменение режимов их работы, замену при необходимости нагревательных блоков технологических установок, замену и установку дополнительного оборудования, должно обеспечиваться космонавтами с российского сегмента МКС. Для продления эксплуатации КА «ОКА-Т» может осуществляться его дозаправка топливом с борта МКС, а также могут проводиться ремонтные операции.

Рабочая орбита КА «ОКА-Т» после расстыковки от МКС выбирается из обеспечения необходимых условий для проведения технологических экспериментов и минимизации затрат топлива на ее поддержание и компенсацию разности прецессий долгот восходящих узлов орбит МКС и КА «ОКА-Т».



Рисунок 3.22. Обслуживаемый КА технологического назначения «ОКА-Т»

На заключительном этапе полета реализуются операции схода КА с орбиты и его затопления в заданном районе Мирового океана. Перед расстыковкой КА «ОКА-Т» от МКС экипажем МКС может быть проведен демонтаж представляющего ценность оборудования КА «ОКА-Т» и его перенос в МКС. В пределах располагаемой энергии в гермообъем КА «ОКА-Т» загружаются и закрепляются утилизируемое оборудование и отходы. Схема выполнения схода с орбиты аналогична операциям схода с орбиты ТГК «Прогресс».

КА «ОКА-Т» состоит из двух отсеков: специального отсека, разработанного ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», и служебного модуля, разработанного РКК «Энергия» им. С.П.Королева. Специальный отсек и служебный модуль образуют единый гермообъем.

Таблица 3.4

Основные технические характеристики обслуживаемого КА технологического назначения «ОКА-Т»:

Параметры орбит:	
а) орбита выведения – максимальная высота	400 км
– минимальная высота	200 км
б) рабочая орбита – околокруговая, Нср	от 410 до 420 км
в) опорная орбита (базовая) – околокруговая, Нср	400 км
г) наклонение	51,6°
Срок активного существования	5 лет
Периодичность обслуживания КА «ОКА-Т»	от 2 до 3 раз в год
Масса КА «ОКА-Т»	7800 кг
Планируемая масса технологической и научной аппаратуры	до 850 кг
Уровень микроускорений в зоне размещения технологической аппаратуры	10 ⁻⁶ g
Энергообеспечение:	
– среднесуточное энергопотребление бортовой аппаратуры	900 Вт
– среднесуточное энергопотребление технологической аппаратуры	до 2000 Вт
Длительность циклов автономного функционирования	от 90 до 120 суток
Длительность циклов обслуживания ОКА-Т в составе МКС	от 3 до 5 суток
Способ доставки материалов на Землю	в транспортных кораблях
Спуск с орбиты	затопление в заданном районе океана
Ракета-носитель	«Союз-2» этап 1б
Космодром запуска	Байконур

Специальный отсек предназначен для обеспечения проведения технологических и научных исследований во время орбитального полета и выполняет следующие задачи:

- создает и поддерживает заданные условия для нормального функционирования всех бортовых систем отсека и его обслуживания космонавтами во время орбитального полета КА «ОКА-Т»;
- обеспечивает проведение экспериментов по молекулярно-лучевой эпитаксии (создание защитного экрана, вынесение технологической установки молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ) на необходимое расстояние от поверхности КА, замена экспериментальных образцов при обслуживании космонавтами и т.д.);
- обеспечивает возможность снаряжения ампулами технологической аппаратуры, возможность их изъятия из технологической установки и хранения до обслуживания космонавтами.

Особенностью конструктивного исполнения специального отсека ОКА-Т является наличие шлюзовой камеры аппаратуры МЛЭ, экрана МЛЭ и механизма выдвижения экрана МЛЭ.

Для увеличения количества образцов материалов, обрабатываемых в технологических установках во время циклов автономного функционирования КА «ОКА-Т» ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» была разработана система транспортировки, хранения и снаряжения, предназначенная для хранения исходного и обработанного материала в герметичном отсеке КА, транспортировки исходного материала из начального положения внутрь технологической установки, герметизации технологической установки в процессе переработки материала и возврата переработанного материала в начальное положение. Исходный, а затем готовый материал размещен в ампулах, входящих в состав контейнеров полезной нагрузки.

В состав специального отсека входят:

- комплекс технологического оборудования, технологической и научной аппаратуры;
- бортовой комплекс управления;
- система обеспечения теплового режима специального отсека;
- система транспортировки, хранения и снаряжения;
- система обеспечения газового состава.

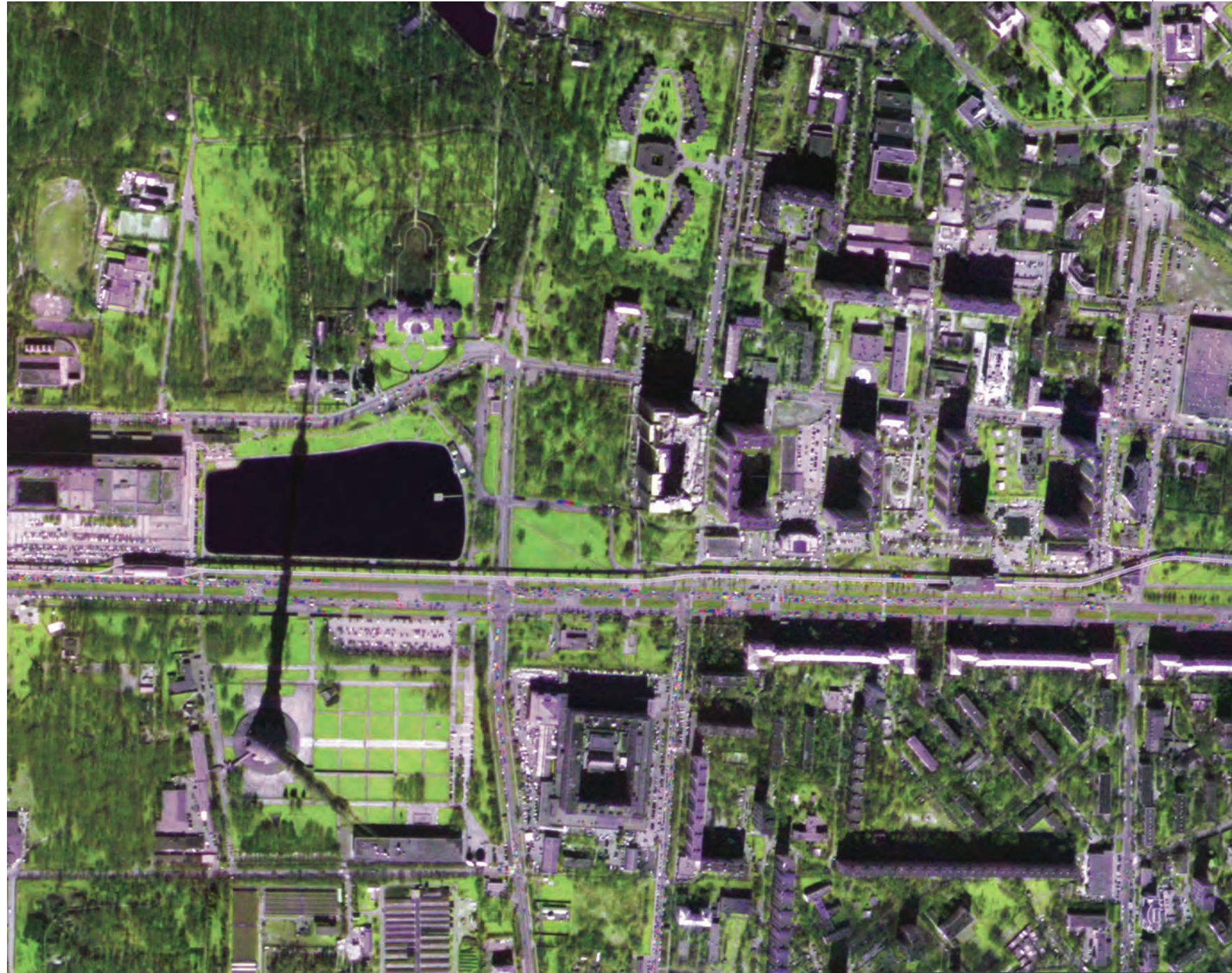
В служебном модуле размещается аппаратура служебных систем, реализующих выполнение программы полета КА и обеспечение комплекса технологического оборудования, технологической и научной аппаратуры необходимыми ресурсами.

В состав служебного модуля входят:

- система управления бортовым комплексом;
- система управления движением и навигации;
- объединенная двигательная установка;
- система электропитания;
- комплексная радиотехническая система;
- система обеспечения теплового режима служебного модуля;
- система бортовых измерений;
- телевизионная система;
- система стыковки и внутреннего перехода.

Запуск КА «ОКА-Т» №1 запланирован на 2015 год [59, 60].

В разработках по созданию КА научно-исследовательского и прикладного назначения принимали непосредственное творческое участие В.Ф.Агарков, В.Д.Козлов, В.И.Абрашкин, А.Е.Казакова, Ю.А.Лапутин, С.М.Шатохин и многие, многие другие специалисты ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс».



Москва (Россия), Останкино.
Фото с КА «Ресурс-ДК-1»

Санкт-Петербург (Россия).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



Глава 4

Автоматизированная система управления космическими аппаратами

4.1. Общие положения

ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» является головным разработчиком систем управления для всех КА, создаваемых на предприятии. Эта деятельность осуществляется в кооперации с ведущими предприятиями-разработчиками средств управления и контроля для космической техники. Право быть головным разработчиком АСУ КА руководству и специалистам ЦСКБ в то время, когда создавались КА на конструктивно-аппаратурной базе типа «Зенит» и «Янтарь», удалось отстоять в непростой борьбе. Были сторонники того, чтобы АСУ разрабатывались специализированными предприятиями.

В ЦСКБ же исходили из того понимания, что характеристики АСУ в значительной степени определяется проектно-конструкторскими решениями по КА и прямо влияют на реализацию требуемых целевых параметров КА, качество получаемой информации.

Это особенно наглядно проявилось при разработке КА типа «Янтарь», что убедительно, на наш взгляд, показано в главе 1 и материалах настоящей главы (разработки ПМО, управление в нештатных ситуациях, САН и др.).

Вот что вспоминает об этом непосредственный участник разработки АСУ, бывший заместитель начальника отдела разработки АСУ, ныне почетный работник ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Г.В. Бесчастнов:

«В филиале №3 ОКБ-1 постоянно возникал вопрос – кто должен разрабатывать систему управления КА нового поколения. Этот вопрос всегда рассматривался с оглядкой на порядок проектирования СУ РН. Однако вскоре по КА «Янтарь-2К» уже сформировалось прочное мнение, что головным разработчиком СУ должен быть головной разработчик КА, т.е. филиал №3 ОКБ-1.

Отстаивать мнение филиала №3 ОКБ-1 необходимо было в 3 ГУ МОМ, у начальника управления К.А.Керимова. Человек он авторитетный, председатель Государственной комиссии, специалист грамотный, пришел от заказчика в генеральском звании. Он был убежден – СУ КА должно разрабатывать специализированное предприятие.

На совещании у К.А.Керимова по разработке СУ КА «Янтарь-2К» присутствовал Б.Е.Черток. Д.И.Козлов, полностью владеющий этим вопросом, спокойно, с достоинством, технически грамотно парирует все доводы К.А.Керимова, что очень раздражает последнего. Наконец, Керим Алиевич обращается к Чертоку, молчавшему в течение всего совещания, с вопросом: «Что же ты молчишь?». Борис Евсеевич неторопливо, громко, как мне показалось, на все третье ГУ МОМ, ответил: «Кто делает СУ – тот хозяин КА». Керимов не успокаивался: «А как же с РН? Там ведь РН делали Вы, а СУ – Пиллюгин». «Так было раньше. Тогда был союз единомышленников», – возразил Борис Евсеевич.

Мнение двух главных соратников С.П.Королева: «Кто делает СУ, тот хозяин КА», – было положено в основу разработки системы управления КА «Янтарь-2К».

Хочу вспомнить еще одну мысль руководства ОКБ-1. Вот ее содержание: «Надо отдать должное коллективу филиала – главному разработчику КА: они не растеряли наш задел и очень бережно отнеслись к дружбе, которая в те годы сложилась с основными смежными коллективами – создателями первых космических систем».

Впоследствии К.А.Керимов продолжительное время контролировал ход этих работ в Самаре и, видимо, не разочаровался в принятых решениях, так как позитивные, в целом, итоги по созданию и эксплуатации КА разработки самарских специалистов доказали, что предприятие способно успешно решать задачи проектирования автоматизированных систем управления.

АСУ осуществляет управление полетом космического аппарата и выполнена в виде двух комплексов управления: бортового комплекса управления и наземного комплекса управления, связанных между собой командной радиолинией управления и радиолинией бортовой телеметрической системы. [8, 48].

Управляющая информация передается на борт КА в виде команд управления, а также в виде специально организованных информационных массивов рабочей программы (РП). Контрольная информация принимается с борта КА в виде информации оперативного контроля (ИОК) и телеметрической информации (ТМИ).

В соответствии с [31], к основным задачам управления и контроля КА ДЗЗ относятся:

- определение программы, целей и задач управления;
- сбор информации о состоянии элементов системы и внешней среды;
- накопление, обработка и анализ информации для выработки различных вариантов управляющих решений;
- принятие решения по управлению;
- разработка плана выполнения решения;
- подготовка на основе плана команд для подсистем и структурных элементов;
- передача команд и фрагментов плана к подсистемам и элементам;
- организация работы в подсистемах и элементах по выполнению полученных команд, планов;
- контроль над выполнением задач в подсистемах, планов и целей функционирования системы в целом, контроль над техническим состоянием элементов системы;
- определение и локализация состояний возможных отказов элементов системы;
- исполнение функций защиты путем перевода системы в допустимое состояние за требуемое время;
- проведение реконфигурации, ремонта или переключения на резерв элементов системы;
- определение ориентации и стабилизации относительно земной поверхности;
- определение местоположения относительно земной поверхности;
- осуществление поворотов КА для нацеливания визирной линии аппаратуры наблюдения на заданные объекты наблюдения;
- обеспечение доставки информации потребителю.

НКУ представляет собой географически распределенную структуру наземных средств управления и контроля, связанных между собой линия-

ми передачи данных и команд. Это центр управления полетами (ЦУП) и центр обработки телеметрической информации (ЦОТМИ). Периферийные структурные элементы НКУ – наземные измерительные пункты (НИП), которые оснащены средствами приема с КА и передачи информации на КА.

БКУ КА ДЗЗ представляет собой совокупность бортовой аппаратуры, решающей задачи управления и контроля функционирования БА КА в целях решения задачи полета в соответствии с командами и командной информацией, поступающей с НКУ. Соответственно, БКУ должен включать в свой состав средства приема информации с НКУ и средства передачи информации в НКУ, средства исполнения принятых команд, средства обработки принятой информации, средства обеспечения требуемой стабилизации и ориентации КА, средства отсчета времени и синхронизации, средства сбора и накопления контрольной информации.

Разработка систем управления КА ДЗЗ на предприятии «ЦСКБ-Прогресс» шла от «простых» к «сложным» по мере роста требований к КА: от систем управления для КА семейства «Зенит» до систем управления для КА «Ресурс-П». Повышались требования к функциональным возможностям КА, к точностным характеристикам, к оперативности доставки информации ДЗЗ, к автономности, к сроку работы на орбите. Соответственно, росли требования к СУ в обеспечении предъявленных к КА требований. Кроме этого, постоянно совершенствовались конструктивно-компоновочная схема и приборно-аппаратурная база КА ДЗЗ.

Распределение функций между НКУ и БКУ складывалось в зависимости от уровня развития управляющей и контрольно-измерительной техники и поставленных перед КА задач.

4.2. Системы управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Зенит»

Система управления КА ДЗЗ «Зенит-2» была разработана в ОКБ-1 при проектировании первого КА ДЗЗ. С 1962 года, после того как на куйбышевский (ныне самарский) завод «Прогресс» было передано серийное производство КА, работники филиала №3 ОКБ-1 под руководством специалистов ОКБ-1 приступили к разработке КА «Зенит-4». До этого большая группа инженеров и конструкторов филиала №3 ОКБ-1 проходила обучение и стажировку в ОКБ-1 под руководством ведущих специалистов по проектированию КА, в том числе, и по вопросам управления КА в полете.

Систему управления для КА «Зенит-4» разрабатывали специалисты филиала №3 ОКБ-1 при участии и тщательном контроле опытных и знающих специалистов ОКБ-1. Одновременно велась разработка эксплуатационной документации. При проектировании СУ КА типа «Зенит», в том числе, и КА

«Зенит-4», основные требования к СУ были определены необходимостью решения следующих задач, возлагаемых на КА [64]:

- обеспечение 14-суточного полета (с учетом резервных суток);
- ориентация и стабилизация оптических осей аппаратуры ДЗЗ на заданную цель с определенными точностями;
- управление работой аппаратуры ДЗЗ;
- формирование бортовой шкалы времени;
- передача в сеансе связи рабочей программы, содержащей информацию, необходимую для управления аппаратурой ДЗЗ и обеспечивающими системами;
- обеспечение маневров КА по изменению параметров орбиты в процессе полета.

Реализация этих требований обеспечивалась следующими типовыми процедурами:

- начальная ориентация КА;
- ориентация и стабилизация КА в процессе полета;
- поддержание рабочей орбиты;
- отработка заданного количества маршрутов КА на заданных витках;
- обеспечение маневров КА по изменению параметров орбиты в процессе полета:
- подготовка КА к спуску;
- маневр торможения для спуска спускаемого аппарата;
- управление приземлением и посадкой.

С целью обеспечения БА информацией с Земли, необходимой для выполнения всех указанных выше задач, проводились сеансы связи, которые осуществлялись средствами БКУ и НКУ.

Для решения задач БКУ, реализующих собственно целевое назначение КА, был разработан программно-временной метод управления КА.

При данном методе управление всеми системами и приборами КА происходит по времени в соответствии с программой полета и обработкой потока информации о реальном состоянии систем КА, рассчитываемых и задаваемых с Земли.

Программно-временное управление базировалось на двух положениях:

1. Определенные операции управления производятся над различными районами земного шара (в различных точках траектории полета), т.е. функционирование БА определяется положением КА.

2. На основании траекторных измерений с Земли можно на определенное время с достаточной степенью точности прогнозировать траекторию движения КА, т.е. знать положение его во времени.

АСУ, реализующая программно-временной метод управления КА, включала в себя совокупность средств, находящихся как на борту КА, так и на Земле.

БКУ включал в себя командные устройства, устройства передачи информации на Землю, бортовые коммутационно-логические устройства и реализовывал задачи по управлению КА в соответствии с программой полета. Структурная схема БКУ представлена на рис. 4.1.

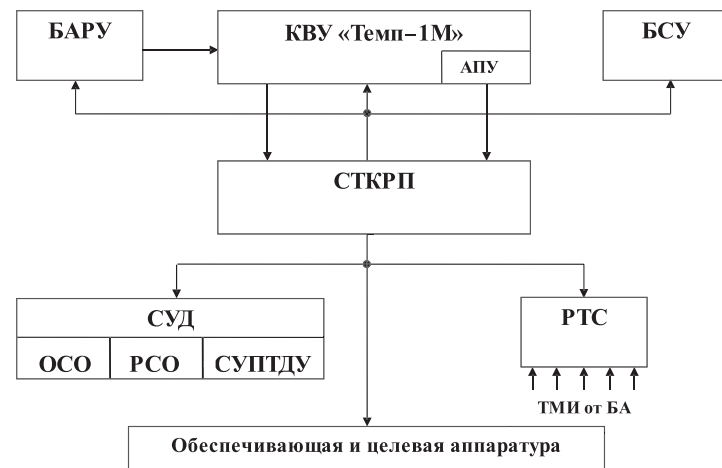


Рисунок 4.1. Структурная схема бортового комплекса управления КА «Зенит»

НКУ осуществлял подготовку и передачу на борт КА РП для реализации ее на определенном участке времени, передачу разовых команд и сверку бортового единого времени с наземным. Подготовка РП производилась в целях решения оперативных задач с учетом прогноза параметров движения центра масс КА, прогноза состояния КА, рассчитываемых в НКУ с учетом данных телеметрической информации и результатов сверки времени.

Функциональными задачами программно-временного управления являлись:

- прием, дешифрование и выдача после соответствующей логической обработки на отдельные системы разовых команд;
- прием, дешифрование временных уставок для их последующего исполнения с необходимой временной задержкой;
- формирование, хранение и выдача на борт измерительной системы сигналов бортовой шкалы времени, с целью привязки результатов измерений к шкале единого времени;
- передача на Землю квитанций о правильности прохождения на борт разовых команд;

- выставка КА в орбитальной системе координат;
- осуществление режима коррекции орбиты и ориентации КА перед выдчей тормозного импульса;
- размножение, трансляция и логическая обработка командной информации от всех командных устройств и команд взаимного управления от бортовых систем;
- распределение электрической энергии в соответствии с программой работы бортовых приборов и защита бортовой сети от перегрузки;
- получение и передача на Землю измерительной информации в процессе полета КА.

БКУ КА «Зенит-4» включал в себя следующие устройства:

1. Командные:

1) бортовая аппаратура радиуправления (БАРУ) «Графит-3» предназначена для:

- измерения текущих координат КА во время сеанса связи;
- приема и передачи разовых команд;
- ввода в командно-вычислительное устройство суточной программы;
- проведения сверок бортового и наземного времени.

Аппаратура БАРУ изготавливалась НИИ 10 Минсудпром (ныне НПО «Альгаир») по ТЗ ОКБ-1;

2) командно-вычислительное устройство (КВУ) «Темп-1М», включающее в свой состав автономное программное устройство (АПУ), предназначено для:

- управления бортовой аппаратурой на орбитальном участке полета;
- управления системами, работающими на участке спуска;
- программного управления БА;
- формирования и выдачи шкалы времени.

Устройство КВУ изготавливалась на заводе «Коммунар», г. Харьков.

2. Система управления движением (СУД) «Сокол-1» предназначена для:

- ориентации КА в орбитальной системе координат (ОСК) на участке орбитального полета и перед выдчей тормозного импульса;
- осуществления разворота продольной оси КА на 180° перед выдчей тормозного импульса и последующего возврата в первоначальное положение;
- стабилизации объекта во время работы корректирующей и тормозной двигательной установки и управление ими.

Головной разработчик СУД «Сокол-1» филиал №3 ОКБ-1.

3. Радиотелеметрическая система БР-9Я-3, предназначенная для запоми-

нения и хранения телеметрической информации на борту при орбитальном полете и передачи ее в НКУ в сеансах связи. РТС БР-9Я-3 изготавливалась в РНИИ КП, г. Москва.

4. Система трансляции команд и распределения питания (СТКРП) предназначена для:

- распределения электрической энергии в соответствии с программой работы бортовых приборов;
- размножения и трансляции команд программно-командных устройств;
- защиты сети бортового питания от перегрузок;
- ввода и снятия необходимых блокировок;
- подрыва пиротехнических средств.

Система трансляции команд и распределения питания разработана в филиале №3 ОКБ-1, изготовлена на заводе «Прогресс».

5. Бортовое синхронизирующее устройство (БСУ) «Лиана-3», предназначенное для обеспечения высокостабильными сигналами соответствующей частоты КВУ «Темп-1М». Изготавлилось ЛНИРТИ Минрадиопром, г. Ленинград.

НКУ состоял из НИПов, имевшихся в то время в наличии, и ЦУПа.

НИПы обеспечивали радиоизмерения текущих параметров движения центра масс КА, передачу на борт РП и разовых команд, сверку бортового времени с наземным, прием, регистрацию, предварительную обработку и выдачу в наземные линии связи телеметрической информации.

ЦУП обеспечивал централизованное управление средств наземного комплекса, разработку РП, сбор, обработку и анализ ТМИ.

Из воспоминаний Г.В.Бесчастнова:

«16 ноября 1963 года был запущен КА «Зенит-4». Подготовка к запуску и работа в Центре управления проводилась самостоятельно представителями филиала №3 ОКБ-1 с участием смежных организаций. В первый день полета объекта «Зенит-4» №1 от ОКБ-1 присутствовали Б.В.Раушенбах и Ю.М.Фрумкин. Они дали положительную оценку работы группы управления. Наше предприятие самостоятельно провело летно-конструкторские испытания первого космического аппарата собственной разработки. И затем регулярно, не реже, чем один раз в год, а с 1967 года – до 3-7 раз в год, мы в составе штатных расчетов заказчика обеспечивали управление полетами наших КА».

4.3. Системы управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Янтарь»

Наряду с постоянной модернизацией КА типа «Зенит», в филиале №3 ОКБ-1 в начале 1963 года был разработан проект КА нового поколения «Янтарь-2К». Принципиально новыми для КА ДЗЗ были решения, заложенные в разработку БКУ. В состав БКУ в качестве центрального управляющего звена, решающего задачи взаимосогласованного управления всех подсистем БКУ, целевой и обеспечивающей аппаратуры, была введена бортовая цифровая вычислительная машина «Салют-3М» с многофункциональным бортовым программным обеспечением. Это позволило существенно перераспределить задачи управления между НКУ и БКУ, заметно расширить возможности и автономность БКУ.

БКУ КА типа «Янтарь» представляет собой совокупность бортовых систем с необходимым информационным и программным обеспечением.

Назначение БКУ состоит в управлении и контроле движением КА и функционированием его БА, агрегатов и механизмов. Указанное управление производится БКУ автономно или совместно с НКУ и направлено на обеспечение выполнения основного целевого назначения КА по получению и доставке специальной информации. Решение целевой задачи КА достигается выполнением БКУ следующих основных функциональных задач [42, 43]:

- планирование работы БА в соответствии с информацией, заданной в рабочей программе, и реальным состоянием систем КА;
- формирование режимов управления, их отработка в соответствии с результатом бортового планирования и реальным состоянием систем КА;
- организация совместно с НКУ сеанса связи;
- прием с НКУ программной информации по каналам НКУ-КА;
- прием с НКУ разовых команд по каналам НКУ-КА и трансляция их на БА;
- формирование управляющих воздействий на бортовые системы и распределение питания;
- управление движением центра масс КА;
- управление движением относительно центра масс КА;
- управление аппаратурой наблюдения;
- проведение навигационных измерений;
- формирование бортовой шкалы времени и синхронизация работ бортовых систем;
- контроль работоспособности и управление при неисправностях БА;
- обеспечение выдачи информации оперативного контроля и телеметрической информации в НКУ.

Для решения задач БКУ, реализующих собственно целевое назначение КА, был разработан новый координатно-временной метод управления КА.

Научно-исследовательские работы, проведенные филиалом №3 ОКБ-1 на стадии проектирования, и многолетний опыт эксплуатации низкоорбитальных космических аппаратов показали, что определение местоположения космического аппарата при прогнозировании его движения на одни-двое суток средствами наземного комплекса управления может быть проведено с погрешностями до 65-100 км вдоль орбиты и до 4-5 км по высоте, что не позволяло определять основные параметры наведения космического аппарата с необходимыми точностями, обеспечить захват цели с высокой вероятностью при малых углах зрения длиннофокусного фотоаппарата и приводило к большим непроизводительным расходам пленки из-за необходимости упреждения включения фотоаппаратуры.

Кроме того, территориальная локальность отечественных НИПов ограничивала оперативность изменения программы наблюдения. При необходимости коррекции орбиты цикл подготовки новой программы работы космического аппарата составлял не менее суток при программно-временном методе управления, т.к. расчет необходимых уставок для работы космического аппарата по заданным целям проводился по результатам радиоконтроля орбиты после проведения радиоизмерений, и время расчета уставок было соизмеримо со временем нахождения КА в зоне видимости отечественного наземного комплекса управления.

Суть координатно-временного метода управления заключается в том, что планирование включений фотоаппаратуры, расчет необходимых уставок для наведения КА на объекты наблюдения, время совершения программного поворота, выбор типа исполнительных органов для совершения поворотов в зависимости от взаимного расположения целей в процессе перенаведения, величина скорости протяжки пленки для компенсации сдвига изображения в фокальной плоскости фотоаппарата, времена включения фотоаппаратуры и т.п. производятся автономно на борту космического аппарата по заданным с Земли географическим координатам целей фотографирования, их протяженности и высоте расположения над поверхностью мирового океана.

Совокупность задач планирования, расчета и реализации программы работы фотоаппаратуры и наведения космического аппарата на объекты наблюдения реализуется комплексом бортовых алгоритмов на основании автономного бортового прогнозирования движения КА по данным радиоконтроля орбиты космического аппарата средствами наземного комплекса управления на интервале прогнозирования в 8-10 витков и далее по данным автономного определения параметров движения космического аппарата

системой автономной навигации на борту. При расчете программы работы КА автоматически учитываются эволюция орбиты под действием гравитационных и аэродинамических сил, действующих на КА, а также изменение орбиты при выдаче корректирующих импульсов.

Реализация координатно-временного метода позволила не только существенно (в три — четыре раза) повысить точность наведения КА на объекты наблюдения, но и резко усилить оперативность работы и автономность полета спутника.

В комплексе с описанным выше методом при разработке КА «Янтарь-2К» была разработана и впервые внедрена для спутников фотонаблюдения широкая номенклатура маневров КА:

- маневр поддержания заданного периода обращения КА на орбите;
- маневр поддержания заданного значения долготы на экваторе;
- маневр выхода на заданную трассу;
- маневр выхода в заданный район наблюдения;
- маневр смещения минимальной высоты наблюдения на заданный участок трассы;
- маневр резкого снижения минимальной высоты съемки (до 140 км) в сочетании с повышением высоты апогея в целях обеспечения длительного срока активного существования КА.

Реализация новых принципов оперативного наведения КА на объекты наблюдения с повышенными точностями и использование координатно-временного метода управления стали возможными благодаря созданию и использованию на космическом аппарате автономной системы определения и прогнозирования местоположения космического аппарата.

Функционирование БКУ КА типа «Янтарь», структурная схема которого представлена на рис. 4.2, основывается на комплексном использовании следующих его систем:

- бортовой цифровой вычислительной машины;
- бортовой аппаратуры программно-траекторной радиолинии;
- бортового синхронизирующего устройства;
- системы управления движением;
- системы трансляции команд и распределения питания;
- системы телеметрического контроля.

Бортовая цифровая вычислительная машина, центральное звено БКУ, совместно с БПО БКУ организуют управление и контроль БА путем планирования и реализации основных задач, возложенных на БКУ.

БА программно-траекторной радиолинии «Графит-Я» обеспечивает обмен информации с НКУ, осуществляет прием на борту командно-

программной информации и информации для коррекции бортовой шкалы времени, передачу на НКУ информации оперативного контроля и проведение сверки бортовой шкалы времени, кода бортового времени. Кроме того, БА «Графит-Я» совместно с наземной аппаратурой обеспечивает контроль над параметрами орбиты КА. БА изготавливалась НИИ 10 Минсудпром (ныне НПО «Альгаир») по ТЗ КФЦКБЭМ.

Бортовое синхронизирующее устройство (БСУ) «Ольха» разработки «РИРВ» (г. Ленинград) по ТЗ КФЦКБЭМ, совместно с бортовыми вычислительными средствами, обеспечивает формирование на борту КА единого бортового времени и выдачу потребителям высокостабильных синхросигналов для синхронизации работы систем КА.

Система трансляции команд и распределения питания совместно с бортовой кабельной сетью обеспечивает трансляцию команд и распределение питания на БА. СТКРП разработана в КФЦКБЭМ, изготовлена на заводе «Прогресс».



Рисунок 4.2. Структурная схема бортового комплекса управления КА «Янтарь»

СУД обеспечивает управление движением КА относительно центра масс, управление движением центра масс, проведение навигационных измерений, используя при этом в качестве управляющего звена БЦВМ с необходимым программным обеспечением. Головной разработчик СУД «Кондор» - КФЦКБЭМ.

Система телеметрического контроля предназначена для сбора, запоминания, хранения, выдачи в бортовую вычислительную систему и передачи на наземные станции контрольной информации о работе бортовой аппаратуры, приема от бортовой вычислительной системы контрольной информации о работе бортового программного обеспечения. Система телеметрического контроля изготавливалась ОАО «ИРЗ» по ТЗ КФЦКБЭМ.

4.4. Требования, предъявляемые к контролю технического состояния космического аппарата

На КА типа «Янтарь», в отличие от ранее разработанных космических комплексов, были предъявлены более расширенные требования к контролю технического состояния КА. Основные из них были следующие:

- управление КА должно осуществляться на основе информации оперативного контроля. Применение информации телеизмерений допускается, как правило, при возможном отказе аппаратуры КА, при летно-конструкторских испытаниях и в сутки проведения профилактического контроля;
- БКУ должен обеспечить постоянный автоматический контроль технического состояния бортовых систем КА, контроль работоспособности БПО и отработки РП с необходимой периодичностью и достоверностью.

В процессе контроля должна осуществляться выдача в БА и НКУ необходимых данных для адаптивного изменения в случае возможных отказов в БА.

Работоспособность КА в полете должна подтверждаться периодическим радиотелеметрическим контролем состояния систем, отработки программ и команд управления специальной и обеспечивающей аппаратуры.

Средства НКУ должны обладать таким уровнем автоматизации, который позволял бы за межсеансный интервал связи с КА дать оценку состояния КА и обеспечить, при необходимости, организацию съема ТМИ. Время сбора, обработки информации, обнаружения и локализации отказов, определения технического состояния бортовых систем, выработки управляющих воздействий и передачи их на борт КА с целью восстановления работоспособности должно быть таким, чтобы минимизировать возможное ухудшение заданной производительности КА.

Кроме того, при разработке системы контроля должны учитываться

требования в части необходимости обеспечения автономного полета КА. Должна быть предусмотрена возможность автоматического формирования и выдачи из БКУ КА сигнала «Вызов НКУ» при наличии на борту КА нештатной ситуации, а в НКУ осуществляются дежурный прием этого сигнала и соответствующее планирование работы средств НКУ.

4.5. Функционирование бортового комплекса управления при полете КА типа «Янтарь»

Весь орбитальный участок полета КА может быть представлен последовательностью временных отрезков, на каждом из которых БКУ реализует один из следующих режимов:

- режим приведения КА в ориентированное положение;
- режим работы аппаратуры наблюдения;
- режим доставки информации наблюдения;
- режим проведения маневра;
- режим уточнения параметров движения центра масс КА.

Целевое назначение КА заключается в получении информации наблюдения, которое реализуется БКУ в режиме работы аппаратуры наблюдения. Основная задача БКУ – организация условий (оперативность, точность, навигационные данные и т.п.), позволяющих обеспечить получение аппаратурой наблюдения информации необходимого качества.

Функционально режим работы аппаратуры наблюдения можно разделить на три участка: подготовительный, работа аппаратуры наблюдения, завершающий.

В начале работы БКУ отключает коррекцию комплекса командных приборов (ККП) от инфракрасной вертикали (ИКВ), так как впоследствии возможно появление значительных угловых скоростей, а при необходимости БКУ обеспечивает проведение астрокоррекции для уточнения построения орбитальной системы координат на борту. Кроме того, на подготовительном участке организуется проведение переключений панелей солнечных батарей (ППСБ) и сброс накопленного кинематического момента (СКМ), если угол отклонения рамок СГК превышает допустимое значение. На участке работы аппаратуры наблюдения БКУ организует отработку маршрутов, обеспечивая предварительное включение, подготовку аппаратуры наблюдения и управление ее работой на маршруте.

К моменту начала каждого маршрута БКУ обеспечивает необходимое положение оптической оси по каналу крена путем совершения программного поворота по крену (ППК) и управление соответствующим блоком аппаратуры наблюдения. Если интервал времени от окончания одного маршрута до

начала следующего достаточен для проведения ППК на необходимый угол, производится ППК на СГК, иначе ППК производится на УРД. На всем протяжении режима БКУ обеспечивает гармонический разворот КА по каналу рыскания с целью компенсации вращения Земли.

По окончании последнего маршрута начинается завершающий участок режима, где БКУ включает коррекцию ККП от ИКВ, организует поворот в нулевое положение по крену, после чего работа БКУ в режиме заканчивается, и БКУ организует оперативное планирование очередной задачи.

В процессе реализации программы полета КА типа «Янтарь» возможно возникновение неисправностей в БА, агрегатах, механизмах или элементах конструкции КА, причиной которых являются либо конечная величина их технической надежности, либо влияние на их работоспособность последствий неисправности какой-либо другой системы КА.

Возникновение неисправностей приводит, как правило, к некоторому снижению уровня технической эффективности КА, в целом, которая, в зависимости от вида неисправности, может меняться в довольно широких пределах.

В зависимости от характера неисправности задача восстановления или сохранения работоспособности КА решается одним из следующих методов:

- с помощью средств, встроенных в систему;
- с помощью средств БКУ;
- с помощью средств НКУ.

С помощью встроенных в систему средств контроля и схемной автоматики при возникновении отказа осуществляется автоматическое устранение отказа. Такими системами являются, например, система терморегулирования, командно-измерительная система, бортовое синхронизирующее устройства и др.

Отказы, устраняемые автоматически, не требуют вмешательства средств БКУ и НКУ с точки зрения формирования логики управления КА при возникновении неисправности.

Распределение функций управления КА при возникновении неисправностей между БКУ и НКУ определяется исходя из следующих критериев:

- критичность ко времени выдачи управляющих воздействий с целью предотвращения возникновения опасных последствий неисправности для КА;
- наличие на борту КА средств распознавания неисправности и диагностики;
- наличие на борту КА средств для устранения неисправности или средств для обеспечения работоспособности КА после возникновения неисправности.

С помощью БКУ организуется управление КА при возникновении неисправностей, критичных ко времени выдачи управляемых воздействий с целью предотвращения возникновения опасных последствий для КА, при условии наличия на борту средств для распознавания этих неисправностей и средств для предотвращения развития последствий неисправностей. На НКУ возлагаются функции управления КА при возникновении на борту априори не прогнозируемых (не содержащихся в бортовой модели) неисправностей, не приводящих к опасным последствиям для КА, или при неисправностях, некритичных к выдаче управляемых воздействий на устранение неисправности. Кроме того, с помощью средств НКУ осуществляется восстановление работоспособности КА после определения на НКУ места отказа, если задачу диагностики на борту решить невозможно.

При возникновении неисправностей БКУ путем выдачи соответствующих управляющих воздействий обеспечивает продолжение выполнения программы полета (возможно, с какими-либо ограничениями), либо выключение БА и перевод КА в ориентированный дежурный или неориентированный полет, если определение места отказа невозможно средствами БКУ; кроме того, БКУ должен обеспечивать управление КА по результатам контроля операций, обрабатываемых БКУ.

В связи со значительным увеличением времени автономного полета КА «Янтарь» по сравнению с КА «Зенит» на БКУ возлагались функции по управлению КА при возникновении неисправностей с целью предотвращения возникновения на борту опасных последствий. Управление КА средствами БКУ при возникновении таких неисправностей стало осуществимым при создании на борту системы контроля и, в зависимости от наличия на борту средств для управления при возникновении неисправностей. Управление КА осуществляется следующим образом:

1. Выдача управляющих воздействий на устранение неисправности, при определении места отказа и наличия средств для устранения неисправности.

2. Выдача сигнала «Вызов НКУ» с целью привлечения НКУ для контроля за состоянием КА и для управления КА по результатам контроля.

В БПО БКУ для управления КА при возникновении неисправностей БА предназначен алгоритм «Управление при неисправностях БА».

Для взаимодействия этого алгоритма с другими алгоритмами используются информационные связи по признаку ориентированного дежурного полета (ОДП) или неориентированного полета (НП), которые характеризуют состояние БА в процессе управления КА при возникновении неисправностей БА.

Под НП подразумевают полет, при котором БКУ планирует и решает только задачу ведения сеансов связи. Полет в этом режиме осуществляется, как правило, при неработающей СУД. Под ОДП понимается полет, при котором БКУ планирует и решает задачи ориентации, коррекции комплекса командных приборов, проведение переключений панелей солнечных батарей, проведение сеанса связи.

На НКУ для управления КА при возникновении неисправности БА решаются следующие основные задачи:

- контроль появления сигнала с борта «Вызов НКУ»;
- выдача управляющих воздействий на устранение отказа и восстановление работоспособности КА, в целом.

Задачи решаются НКУ путем передачи на борт КА разовых команд, содержащих в себе необходимые управляющие воздействия на бортовую аппаратуру, закладки РП с исходными данными для программ БПО и данные по включению программ.

4.6. Автоматизированная система управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Ресурс»

АСУ эксплуатирующихся в настоящее время и перспективных КА ДЗЗ, к которым относятся КА «Ресурс-ДК1», «Ресурс-П», строятся на следующих основных принципах [2, 28]:

- высокая автономность КА за счет передачи части функций управления КА с НКУ в БКУ, что возможно в результате насыщения бортовых систем и бортовой аппаратуры вычислительными средствами;
- навигационное обеспечение процесса функционирования КА и наземного сегмента в составе НКУ и наземного комплекса приема обработки и распространения информации (НКПОР) осуществляется с использованием навигационной информации, полученной на борту КА системой спутниковой навигации с выдачей данной информации из БКУ в НКУ в составе ИОК;
- организация на борту КА контроля состояния КА по телеметрической информации по допусковому принципу;
- осуществление оперативного контроля функционирования КА в НКУ по информации оперативного контроля, передаваемой по каналу КИС (с привлечением ТМИ только в сутки профилактического контроля или сутки возникновения на борту КА неисправностей);
- автоматическое восстановление работоспособности КА путем организации средствами БКУ автономного перехода на аппаратные и функциональные резервы при возникновении неисправностей;

- сокращение состава привлекаемых средств НКУ на основе использования малофункциональной (однофункциональной) технологии управления;
- вхождение в связь с КА по каналу КИС по инициативе НКУ в режиме «Вызов БКУ».

АСУ КА типа «Ресурс» имеет максимальную унификацию с другими КА, так как при создании НКУ использовались существующие на тот момент наземные средства управления, контроля и связи, а при разработке БКУ максимально заимствовались методологическая, приборно-аппаратурная и программно-алгоритмическая база, созданная на предприятии при разработке БКУ КА ДЗЗ. При этом идет постоянное совершенствование бортовой аппаратуры с целью обеспечения более длительного срока активного существования КА, учитывается накопленный опыт при летно-конструкторских испытаниях и штатной эксплуатации КА.

Значительно больше задач решается средствами БКУ КА, по отношению к БКУ предыдущих поколений. Распределение задач управления между БКУ и НКУ за 30-40 лет изменилось в пользу БКУ с 20% в 1970-е годы до 90% в современных КА ДЗЗ (диаграмма на рис. 4.3).

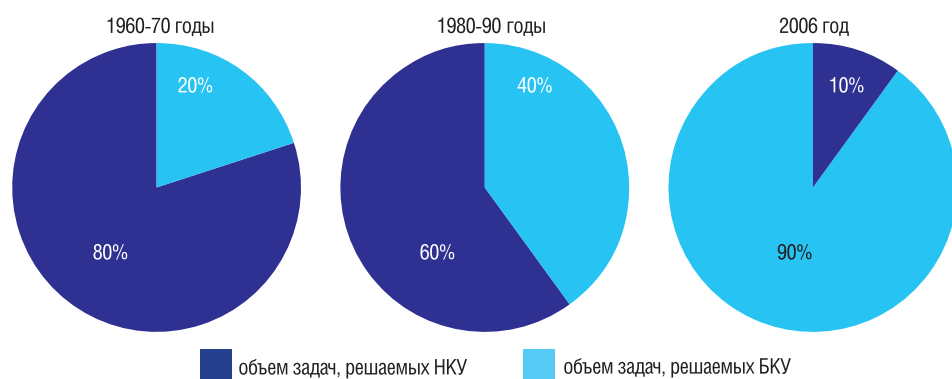


Рисунок 4.3. Распределение задач, решаемых АСУ, между БКУ и НКУ

К задачам, решаемым в БКУ, относятся:

- решение задач баллистико-навигационного обеспечения на основе использования спутниковой системы навигации и навигационного поля СРНС «ГЛОНАСС» и, при необходимости, системы GPS;
- формирование программы управления угловым движением (ПУУД) КА для наведения аппаратуры ДЗЗ на заданный объект, маршрут, а также для проведения других операций тестирования БКУ КА;
- отработка программы управления угловым движением КА;

- автоматическая сверка и коррекция БШВ по информации, получаемой от навигационных спутников системы «ГЛОНАСС»;
- организация выдачи на наземные средства управления навигационной информации;
- формирование в БВС параметров пространственной ориентации и в БСКВУ навигационной информации для последующей передачи на НКПОР по каналу передачи целевой информации;
- планирование режимов работы целевой аппаратуры, расчета необходимых исходных данных для ее функционирования в соответствии с информацией, заданной с Земли;
- обеспечение возможности организации сеансов связи с КА по каналу КИС по инициативе НКУ (реализация задачи «Вызов БКУ»);
- контроль работоспособности (технического состояния) БА КА, диагностики и распознавания неисправностей, парирование их последствий и восстановление работоспособности КА путем организации автономного переключения средствами БКУ (без привлечения средств НКУ) на резервные комплекты при выявлении неисправностей в их основных комплектах;
- перевод КА в состояние, обеспечивающее предотвращение развития нештатных ситуаций.

В состав БКУ КА типа «Ресурс» входят следующие основные системы:

- бортовая вычислительная система (БВС) «Салют-5М»;
- бортовая аппаратура командно-измерительной системы «Компарус А2(-05)», разработки ОАО НИИ ТП г. Москва;
- бортовая система телеметрических измерений (БСТИ), головной разработчик ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»;
- система управления движением (СУД) «Альбатрос», головной разработчик ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»;
- система спутниковой навигации (ССН), головной разработчик ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»;
- бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ), разработки ОАО РИРВ г. Санкт-Петербург;
- система трансляции команд и распределения питания (СТКРП), разработчик ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Системы БКУ обеспечивают функционирование КА в течение срока активного существования не менее пяти лет. Структурная схема БКУ представлена на рис. 4.4.

Центральным управляющим звеном БКУ является БВС «Салют-5М», в которой реализуются алгоритмы управления и контроля систем и БА. Основным каналом информационного и управляющего обмена является мульти-

плексный канал обмена (МКО), так как основная часть БА БКУ, обеспечивающих систем и целевой аппаратуры в своем составе имеют вычислительные средства – оконечные устройства (ОУ), которые, наряду с обеспечением информационного обмена с БВС, осуществляют управление непосредственно бортовой аппаратурой. В основном, одноименные БА по составу и назначению аналогичны БА КА типа «Янтарь».

БСКВУ осуществляет выдачу синхросигналов и оцифровку секундных интервалов шкалы времени в БА, обеспечивая синхронную работу БА в едином времени, и проводит навигационные измерения по навигационным спутникам.

Материалы по СУД «Альбатрос» представлены в разделе 5.2.3.

БСТИ осуществляет сбор, запоминание и передачу по собственному радиоканалу на НКУ телеметрической информации, необходимой для проведения анализа технического состояния и функционирования бортовых систем, агрегатов и конструкции КА.

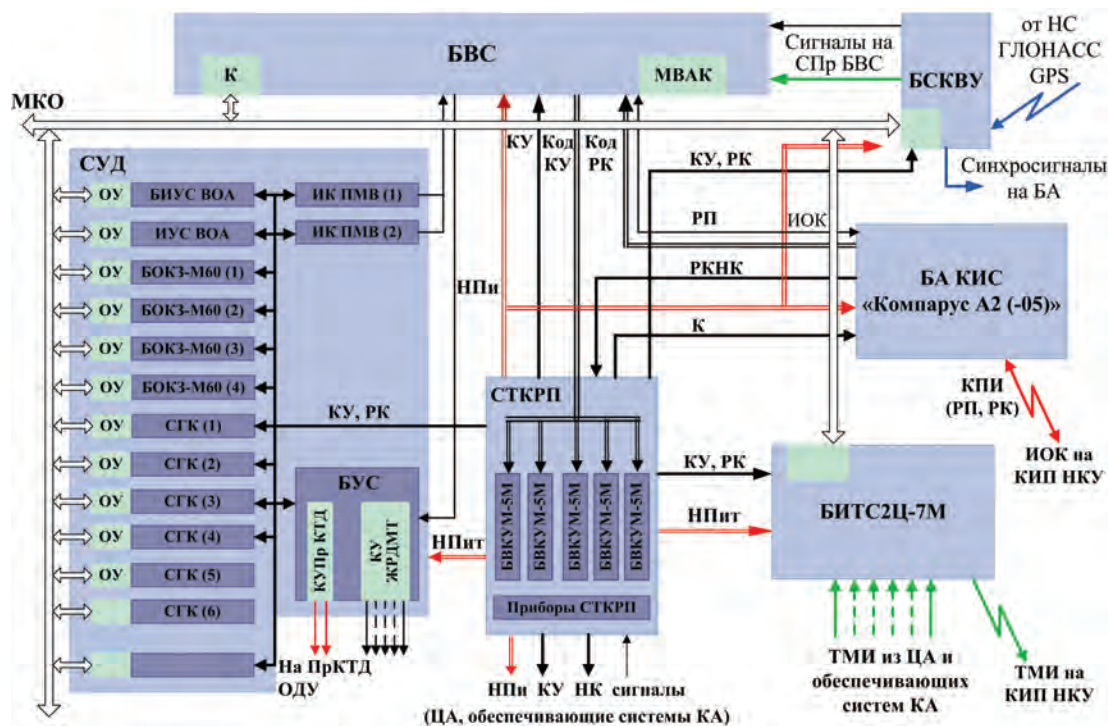


Рисунок 4.4. Структурная схема БКУ КА «Ресурс-ДК1».

В состав БСТИ входят следующие элементы:

- бортовая информационная телеметрическая система БИТС2Ц-7М, имеющая в своем составе статическое цифровое запоминающее устройство, разработки ОАО РНИИ КП г. Москва;

- датчиково-преобразовательная аппаратура;

- антенно-фидерное устройство.

БИТС2Ц-7М функционирует также при подготовке к пуску и на участке выведения КА на околоземную орбиту, для передачи ТМИ на наземные приемно-регистрирующие станции.

Система БИТС2Ц-7М работает в режимах:

- непосредственная передача ТМИ по собственному радиоканалу в темпе ее формирования;

- запоминание ТМИ в запоминающем устройстве;

- совмещенный режим передачи текущей ТМИ и воспроизведение ТМИ, запомненной в запоминающем устройстве;

- выдача данных в БВС.

Управление системой БИТС2Ц-7М производится разовыми командами управления и по мультиплексному каналу обмена. Материалы по ССН представлены в главе 6.

4.6.1. Организация решения функциональных задач БКУ

В основу организации работы БКУ КА положен принцип, принятый в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», в соответствии с которым обеспечивающие и технологические задачи в процессе летной эксплуатации КА в БКУ решаются, в основном, автономно, то есть без привлечения информации или управляющих воздействий из НКУ.

Функциональная схема БКУ представлена на рис. 4.5 [2].

Основой БКУ является организующая система (ОС), которая обеспечивает требуемую автономность решения штатных задач и управление в аномальных ситуациях. В структуре ОС пять функциональных элементов (подсистем), реализованных в виде совокупностей бортовых программ.

Верхний уровень – подсистема принятия решений и координации управления КА обеспечивает взаимосвязанное функционирование всех подсистем ОС, исходя из текущей обстановки на борту КА.

Нижний уровень – подсистема исполнения принятых решений, т.е. команд управления на бортовые системы.

- ОС – организующая система,
- СН – система навигации,
- КРЛ – командная радиолиния,
- СОС – система ориентации и стабилизации,
- БСУ – бортовое синхронизирующее устройство,
- АЗ – аппаратура зондирования,
- КДУ – корректирующая двигательная установка,
- СТР – система терморегулирования,
- СЭП – система энергоснабжения.



Рисунок 4.5. Функциональная схема БКУ

Наличие трех автономных подсистем среднего уровня (бортовое планирование, контрольно-диагностическое и баллистико-навигационное обеспечение) обеспечивает требуемый уровень автономности полета КА (до нескольких суток) с сохранением высокой производительности проведения целевых работ. А функциональное наполнение этих подсистем определяет степень интеллектуализации процессов управления.

Это позволяет обеспечить решение задачи управления КА на этапе штатной эксплуатации в основном режиме его функционирования с использованием малопунктной (однопунктной) технологии управления КА (один-два пункта при штатном функционировании КА и не более трех пунктов при возникновении на борту КА неисправностей или нештатных ситуаций), т.е.

минимизировать загрузку средств НКУ. Кроме того, при этом создается возможность обеспечения повышенной устойчивости КА к неисправностям элементов его приборно-аппаратурного комплекса и обеспечения его готовности к продолжению выполнения целевой задачи после завершения бортовыми средствами КА комплекса операций, направленных на парирование последствий неисправности, выявленной встроенными средствами контроля бортовых систем КА или с использованием средств БКУ.

Задание информации из НКУ предусматривается, главным образом, в случаях, когда целесообразно предоставить НКУ или НКПОР определенную возможность влияния на работу КА, исходя из специфики его целевого применения или обеспечения устойчивости функционирования КА и системы, в целом.

Для получения высококачественной целевой информации при решении целевых задач КА используется по-прежнему координатно-временной метод управления. Этот метод, разработанный в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и внедренный в практику в 1970-1980 годы, постоянно развивается и совершенствуется.

Расчет исходных данных для обеспечения работы ЦА и расчет программы управления угловым движением на участках съемки осуществляются на основе навигационной информации, уточняемой по результатам работы ССН (основной вариант) или задаваемой в составе РП с НКУ (резервный вариант).

БКУ обеспечивает выполнение задачи формирования бортовой шкалы времени и синхронизации работы бортовых систем путем выдачи в бортовые системы высокостабильных синхроимпульсов и их оцифровки. БСКВУ позволяет обеспечить решение задачи автоматической сверки и коррекции шкалы времени по информации, получаемой от навигационных спутников системы «ГЛОНАСС». Наряду с этим, как резервный вариант предусматривается возможность установки нового начала отсчета шкалы времени и ее сверки и коррекции с привлечением средств НКУ с использованием КИС.

Обеспечение решения БКУ целевых задач осуществляется в соответствии с информацией, содержащейся в программе работы целевой аппаратуры (РП ЦА). После задания в БКУ указанной программы реализация функциональных задач осуществляется также автономно.

Организирующие функции в БКУ выполняются программами верхнего уровня иерархии бортового программного обеспечения – программами планирования и комплексного функционирования.

Под планированием работы КА в БКУ понимается процесс расчета и реализации необходимой временной программы работы алгоритмов, осу-

пеществляющих взаимосвязанное управление бортовыми системами в реальном времени (алгоритмов режимов и ряда рабочих алгоритмов) с целью выполнения планируемой наземными средствами программы работы КА. Процесс планирования включает в себя подготовку необходимых исходных данных для планируемых алгоритмов, а также их включение в момент времени, определяемый логикой работы БКУ.

Исходными данными для планирования работы КА в БКУ является заданная рабочая программа (РП) функционирования целевой аппаратуры. В процессе планирования для получения максимальной точности решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) пересчет координат заданных объектов наблюдения во временную программу работы целевой аппаратуры производится по навигационной информации, полученной по результатам измерений ССН.

Планирование обеспечивающих задач производится автономно исходя из безусловного выполнения заданной программы работы ЦА.

Формирование временной диаграммы работы БА производится с учетом текущего реального состояния БПО, БА и КА, в целом, на момент планирования.

В процессе планирования отработки задач производится контроль корректности исходных данных, заданных для их реализации, в части:

- возможности отработки задач в зависимости от реального состояния КА;
- наличия достаточного интервала времени между режимами комплексного функционирования.

Возможность выполнения КА задач, заданных к реализации, определяется при планировании по значению признаков нахождения КА в неориентированном или ориентированном дежурном полете или режиме дежурной ориентации.

Перед включением программ, реализующих отработку заданных задач, а также в процессе их отработки планирующие программы производят подготовку соответствующих исходных данных.

Подготовка исходных данных для реализации задач включает:

- расчет по полученной ССН навигационной информации временных параметров, задаваемых в РП координатно-временным методом;
- трансляцию исходных данных, заданных в массиве РП;
- расчет программы управления угловым движением КА (ПУУД КА) для задач, на участках работы которых требуется определенная ориентация.

После завершения подготовки исходных данных производится контроль ограничений на возможность реализации задачи. При превышении ограни-

чений реализация задачи отменяется.

Работа программ планирования начинается на начальном участке орбитального полета.

Под начальным участком орбитального полета понимается интервал от отделения КА от РН до приведения его в состояние готовности к решению целевой задачи. Этот участок включает в себя следующие действия:

- включение и тестирование БВС, формирование исходного состояния БВС;
- приведение КА в ориентированное положение;
- загрузку в БВС КА информационной базы.

Во время приведения КА в ориентированное положение начинается работа комплекса планирующих программ БКУ.

После обработки массива РП, заложенной на борт КА, производится вызов программы общего планирования. Программа общего планирования работает с витковой периодичностью.

БКУ обеспечивает автономное включение БА КИС в сеансный режим для проведения сеансов связи с НКУ и БИТС в режим НП для выполнения задач сеансов связи на запланированных витках. Включение БА КИС и БИТС производится до начала зоны радиовидимости (ЗРВ) КИПов на витке, выключение БА КИС и БИТС – после окончания ЗРВ. На остальных «видимых» витках БКУ путем включения БА КИС в дежурный режим обеспечивает возможность вхождения в связь с КА по инициативе НКУ (решение задачи «Вызов БКУ»).

Реализация каждой функциональной задачи (режима функционирования БКУ) в процессе выполнения программы полета осуществляется отработкой БКУ ряда логически завершенных функциональных участков, в пределах каждого из которых осуществляется организация взаимосвязанной работы БА, систем, агрегатов и механизмов КА, а также соответствующих программ БПО БВС. Программы, организующие комплексное функционирование БА из соответствующих программ БПО при выполнении данных задач, в соответствии со структурой относятся к программам режимов.

4.6.2. Организация работы КА в единой шкале времени

В качестве эталонной шкалы времени КА принимается шкала, формируемая в БСКВУ (ШВ БСКВУ). ШВ БСКВУ представляет собой непрерывную, оцифрованную как 0, 1, 2,..., последовательность временных интервалов, образованных сигналами 1 Гц БСКВУ, длительность которых с необходимой точностью соответствует длительности секундных интервалов шкалы национального координированного времени UTS(SU)+3 часа (Московское декретное время).

За начало отсчета ШВ БСКВУ принимается 00 часов 00 минут 00 секунд суток последнего включения БСКВУ в шкале МДВ. На КА за начало отсчета ШВ БСКВУ принято 00 часов 00 минут 00 секунд суток отделения КА от ракеты-носителя.

Вторичная шкала времени, используемая в БКУ для планирования и реализации, взаимно увязанной во времени работы систем КА, формируется в БВС с использованием сигналов 1 Гц, 128 Гц БСКВУ и называется бортовой шкалой времени (БШВ).

Начало отсчета БШВ совпадает с началом отсчета ШВ БСКВУ. Работу КА в едином времени обеспечивают следующие системы и приборы:

- БСКВУ – обеспечивающее формирование и выдачу потребителям высокоточных синхросигналов и оцифровки ШВ БСКВУ;
- БВС – производящая совместно с соответствующим БПО формирование и выдачу потребителям оцифровок БШВ;
- командно-измерительная система (КИС) – обеспечивающая проведение сверок БШВ со шкалой времени НИП и передачу на борт КА информации, необходимой для управления ШВ БСКВУ и БШВ.

Для обеспечения работы в едином времени решаются следующие задачи:

- формирование ШВ БСКВУ;
- формирование БШВ;
- выдача синхросигналов;
- выдача оцифровок БШВ и ШВ БСКВУ;
- отсчет временных интервалов для выработки в БПО систем КА управляющих воздействий в необходимые моменты времени;
- сверка БШВ с МШВ НИПа средствами НКУ;
- сверка БШВ с ШВ БСКВУ средствами как БКУ, так и НКУ.

4.6.3. Основные требования по контролю функционирования КА

Контроль функционирования КА и диагностика могут возникнуть на нем отказов и неисправностей составляют важную часть общего процесса управления КА.

Целью контроля является:

- определение технического состояния приборов, систем, агрегатов и КА, в целом, и обеспечение контрольно-диагностической информацией для принятия решения по управлению КА в БКУ и в НКУ, для прогнозирования состояния КА;

- контроль выполнения программы работы целевой и обеспечивающей аппаратуры.

Организация контроля состояния КА осуществляется путем реализации следующих мероприятий:

- контроль текущего состояния бортовых систем встроенными схемно-программными средствами с глубиной, обеспечивающей автоматическое восстановление функционирования бортовых систем, в том числе, переход на резервные блоки при возникновении неисправностей;

- контроль условий функционирования бортовых систем, а также контроль функционирования бортовых систем, не имеющих в своём составе встроенных средств контроля;

- контроль выполнения функциональной задачи, запланированного режима, хода вычислительного процесса в БВС, операций управления;

- контроль ресурсов бортовых систем;

- формирование, накопление и передача на НКУ контрольной информации о состоянии КА с глубиной, обеспечивающей определение состояния всех структурных единиц аппаратуры, в том числе, и резервных;

- контроль состояния КА в НКУ.

Из всего объема контрольной информации, получаемой с КА, можно выделить информацию оперативного контроля (ИОК). ИОК – это ограниченный объем информации, формируемый БВС в виде массивов цифровой информации и содержащий обобщенную информацию об отказах БА и ошибках в БПО, информацию о выполнении целевых задач и баллистическую информацию. ИОК может содержать также ограниченный объем телеметрируемых параметров приборной ТМИ.

В составе ТМИ имеются массивы цифровой информации, формируемые БВС и вычислительными средствами бортовых систем (ПрТМИ).

Учитывая опыт работы в части управления КА на основе ИОК, в состав ИОК включаются параметры, характеризующие:

- выполнение планируемой программы работы БКУ;
- выполнение планируемой программы работы ЦА;
- результаты работы БПО контроля ТМИ;
- состояние систем БА и ЦА (в том числе, все параметры, позволяющие определить отказы аппаратуры);
- запасы энергетических ресурсов КА;
- использование резервных комплектов аппаратуры БА и ЦА.

Оперативная оценка состояния КА на всем интервале полета проводится по ИОК. На этапе ЛИ, при проведении профилактического контроля, а также в случае нештатной работы КА привлекается полный объем ТМИ.

К контрольной информации, характеризующей состояние КА, относятся также результаты сверки времени бортовой и наземной (местной) шкал времени, отчетная информация, получаемая с НС КИС по результатам проведения сеанса связи, а также результаты получения целевой информации и оценки ее качества, выдаваемые из НКПОР в НКУ КА.

При этом схемные средства контроля обеспечивают:

- контроль работоспособности отдельных узлов, агрегатов, приборов системы и выдачу информации для автоматического переключения на резерв;
- выдачу сигналов о наличии нештатной ситуации в контролируемых узлах, агрегатах, приборах системы;
- проведение тестового контроля системы.

Важнейшую роль играют программные средства контроля систем, которые обеспечивают:

- контроль параметров, характеризующих работоспособность и правильность функционирования систем;
- диагностирование предусмотренных перечнем возможных отказов и неисправностей;
- контроль расхода ресурсов системы;
- формирование контрольной информации (КИ) по результатам контроля системы с целью принятия решения по управлению средствами самой системы;
- организацию и проведение тестового контроля системы;
- формирование кода состояния системы и выдачу его, при необходимости, в БВС.

Кроме того, БПО контроля и диагностики в БВС обеспечивает:

- управление записью ТМИ в ПЗИ и программами сбора ТМИ в БИТС;
- сбор, накопление и выдачу в БИТС ПрТМИ, формируемой БПО БВС;
- сбор и накопление ИОК;
- контроль состояния ЦА, не имеющей собственных средств контроля, контроль теплового режима ЦА;

- контроль выполнения операций, обрабатываемых БКУ;
- организацию проведения тестового контроля ЦА;
- формирование контрольной информации о своей работе.

Передача ИОК в НКУ обеспечивается по обратному каналу БА КИС.

Организация контроля состояния КА в НКУ должна обеспечивать:

- автоматический сбор, обработку всех видов информации, оперативное отображение и документирование результатов обработки на средствах ЦУП;
- контроль по ИОК выполнения КА заданной программы полета, оценку состояния и функционирования КА с выдачей рекомендаций по восстановлению работоспособности БА и КА, в целом, при отказах БА и возникновении непредусмотренных ситуаций;
- профилактический контроль работоспособности бортовых систем КА по ТМИ;
- выделение и передачу в НКПОР контрольной информации о работе ЦА;
- автоматизированный обмен информацией между ЦУП и организациями-разработчиками, а также между этими организациями.

При организации сеансов контроля учитывается необходимое количество съемов контрольной информации в различных вариантах типовых суток полета и режимах функционирования КА. В типовых сутках количество съемов ИОК должно соответствовать количеству закладываемых на борт КА РП, но не менее двух раз.

4.6.4. Организация восстановления работоспособности КА при появлении возможных неисправностей

При возникновении на борту КА неисправности в БА решение задачи распознавания факта возникновения неисправности, парирования ее последствий и восстановления работоспособности КА осуществляется путем организации аппаратно-программными средствами БКУ автономного переключения (без привлечения средств НКУ) на резервные комплекты БА КА при выявлении неисправностей в их основных комплектах.

В программных средствах БКУ реализуется система обобщенного контроля технического состояния и функционирования как систем КА, так и КА в целом, позволяющая осуществлять распознавание фактов возникновения на борту КА неисправностей или нештатных ситуаций.

При распознавании такого рода ситуаций БКУ обеспечивает организацию парирования их последствий и в целях предотвращения их развития обеспечивает перевод КА в один из перечисленных ниже допустимых со-

стояний (в зависимости от выявленной на борту КА ситуации):

- ориентированный дежурный полет (ОДП);
- полет в режиме дежурной ориентации (РДО);
- неориентированный полет (НП).

Распознавание и локализация неисправностей, отказов или сбоев на КА типа «Ресурс», в основном, осуществляется либо средствами БА, либо с привлечением средств БКУ. При невозможности локализации неисправности на борту КА данная задача решается с привлечением средств НКУ.

В ориентированном дежурном полете БКУ организует выполнение следующих задач: ориентация и стабилизация (по программе управления угловым движением центра масс, проведение сеансов связи, перекладка панелей батареи солнечной, астрокоррекция, сброс кинетического момента СГК, уточнение параметров движения центра масс.

При отказах, не нарушающих ориентацию КА, производится организация перевода в ОДП без повторной реализации задачи приведения КА в ориентированное положение.

При невозможности решения задачи астрокоррекции и перехода на ориентацию по ПУУД предусматривается перевод КА в РДО с последующим принятием решения по продолжению работы КА на наземном комплексе управления.

В РДО БКУ организует выполнение следующих задач: ориентация и стабилизация с использованием ИУС ВОА, ИК ПМВ, уточнение параметров движения центра масс, перекладки панелей батареи солнечной, сброс кинетического момента СГК, проведение сеансов связи.

При отсутствии возможности восстановления работоспособности КА средствами БКУ или самой БА (возникновение неисправностей резервных комплектов, блоков, приборов, каналов (второй отказ) или при неисправности не резервируемых устройств) КА переводится в неориентированный полет. Принятие решения по дальнейшей работе КА в этом случае производится НКУ.

В неориентированном полете БКУ организует выполнение только задачи проведения сеансов связи (система управления движением выключена).

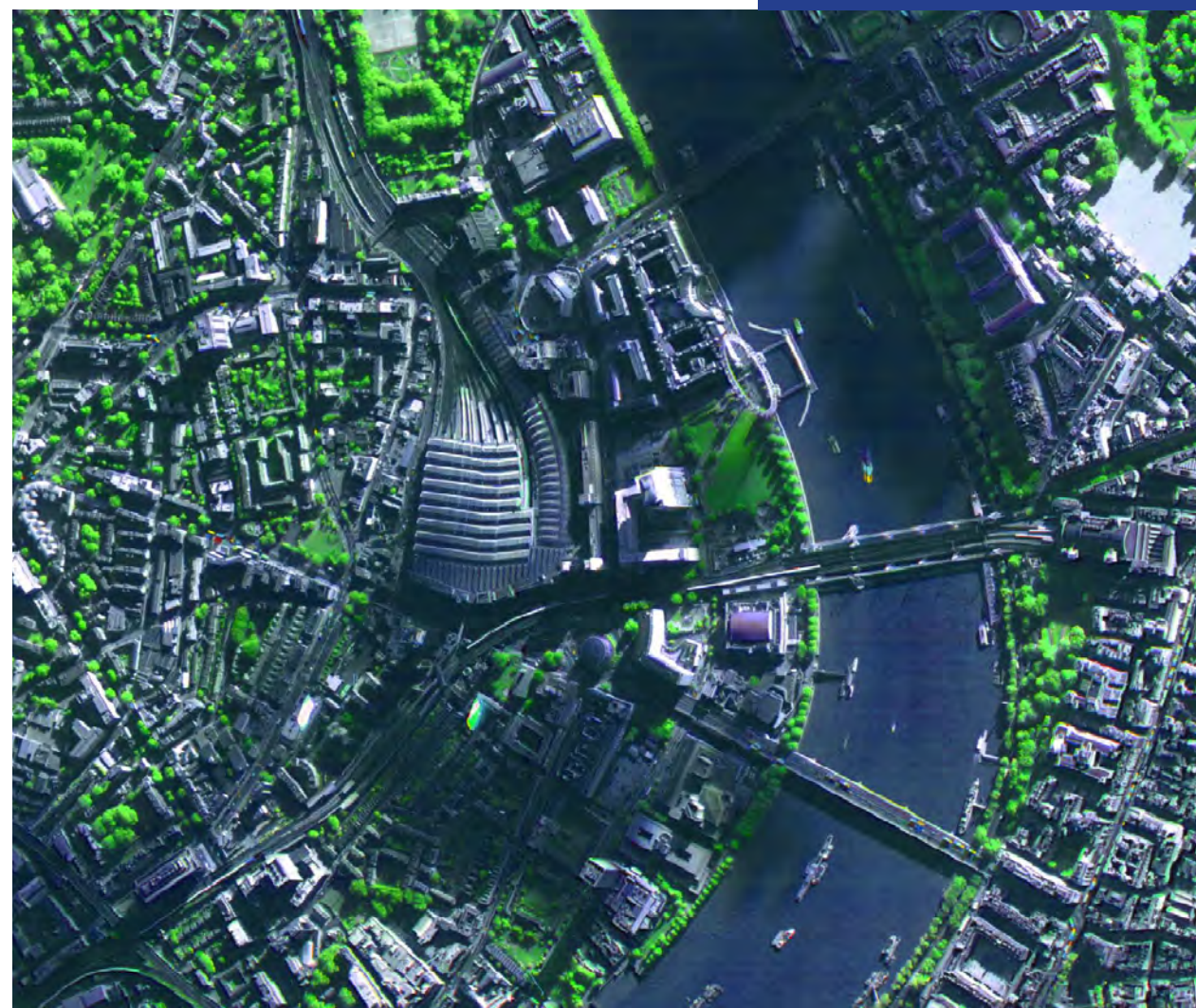
Управление КА при возникновении неисправностей, распознаваемых средствами бортового программного обеспечения в составе подсистемы контроля и диагностики состояния КА, обеспечивает специальный режим БПО «Управление при возникновении неисправностей».

Основной задачей этой программы является организация комплексного функционирования БА и программ БПО в целях решения следующей задачи: оперативного прекращения процесса выполнения текущих задач для

предотвращения развития последствий возникшей неисправности в необратимую ситуацию и перевод КА либо в ОДП, либо в РДО, либо в неориентированный полет.

При переводе КА в ОДП, РДО или НП организация восстановления работоспособности КА и продолжения функционирования КА по целевому назначению осуществляется по информации, передаваемой на борт КА с НКУ.

Лондон (Англия).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



Пирамиды в Гизе (Египет).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



Глава 5

Система управления движением космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

На всех этапах совершенствования КА наблюдения (КАН) обзорного, топографического и детального назначения интенсивно развивались их системы управления движением (СУД), отвечая на неуклонный рост требований постоянно совершенствуемой аппаратуры наблюдения и требований к производительности решения целевых задач КАН.

Основы построения систем управления движением отечественных КАН были заложены в 1950-1960 годы под руководством С.П.Королева и Б.В.Раушенбаха в процессе создания первых ИСЗ и КА [8, 31, 63].

5.1. Аналоговые системы управления движением

5.1.1. Система управления движением «Чайка»

Достижением первых лет космической эры в области управления движением ИСЗ и разработки аппаратуры было создание системы управления движением (СУД) «Чайка-2», которую по праву можно считать первоосновой всех СУД КА, предназначенных для решения широкого круга прикладных и научных задач, в том числе, на КА «Зенит» первого этапа.

СУД «Чайка-2» для КА обзорного наблюдения «Зенит-2» была разработана в ОКБ-1 и предназначалась для решения задач:

- проведение первоначальной выставки в орбитальную систему координат (ОСК);
 - ориентация в ОСК, а также в повернутом по каналу крена положении на фиксированные углы ($\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$) при работе спецаппаратуры (СПА);
 - управление КА при выдаче тормозного импульса для спуска с орбиты.
- СУД «Чайка-2» имела три автономных контура управления:
- основную систему ориентации (ОСО);
 - автономную резервную систему ориентации (АСО);
 - систему управления тормозной двигательной установкой (СУТДУ).

Структурная схема ОСО представлена на рис. 5.1.

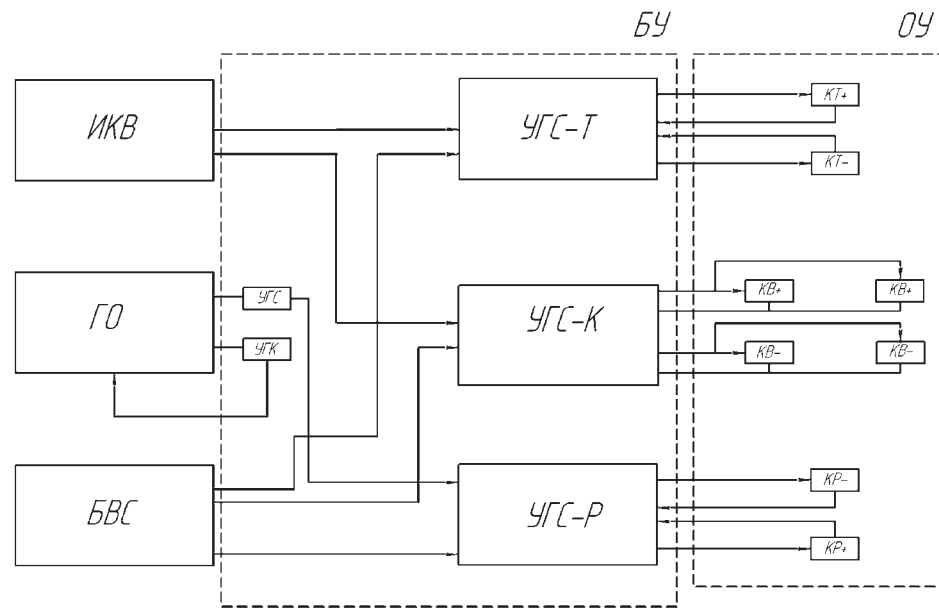


Рисунок 5.1. Структурная схема ОСО

Основной контур управления включал в себя в качестве датчиков углов инфракрасный построитель местной вертикали (ИКВ) и гироскоп (ГО), корректируемый через усилитель коррекции (УКК) собственным сигналом по крену для построения плоскости орбиты. Для измерения угловой скорости КА по каналам управления использовался блок датчиков угловой скорости (БДУС). В блоке управления (БУ) сигналы с датчиков, пропорциональные углам и угловым скоростям, через усилители главного сигнала (УГС) суммировались и преобразовывались в напряжения, выдаваемые на электропневмоклапаны управляющих ракетных двигателей на сжатом воздухе (УРД) соответствующего канала и знака ($\pm КТ$, $\pm КВ$, $\pm КР$).

Система управления «Чайка-2» позволяла получать точность ориентации $\pm 2^\circ$ по каналам крена и тангажа и $\pm 5^\circ$ по каналу рыскания только на круговых орбитах в связи с настройкой ИКПМВ на фиксированную высоту.

Угловые скорости по каналам управления не превышали значений $\pm 0,03^\circ/\text{с}$.

АСО предназначена для ориентации в заданном направлении продольной оси КА перед включением тормозной двигательной установки (ТДУ) и для выдачи команды, разрешающей включение ТДУ.

Упрощенная структурная схема АСО представлена на рис. 5.2.

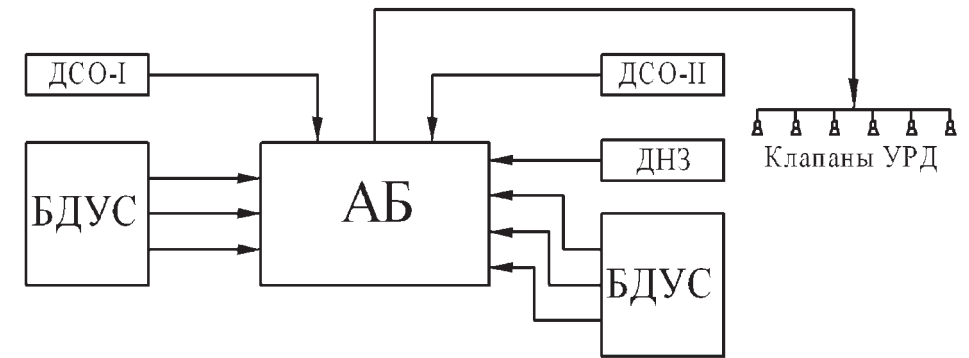


Рисунок 5.2. Структурная схема АСО

В качестве источников информации используются прямое излучение Солнца и отраженное излучение Земли. В зависимости от времени суток осуществляется либо одноосная ориентация продольной оси КА на Солнце (АСО-I), либо двухосная ориентация на Солнце и освещенный край Земли (АСО-II).

Сигналы с солнечных датчиков (СД) и датчика наличия Земли (ДНЗ) поступают в автономный блок (АБ), преобразуются в соответствии с заданным алгоритмом и выдаются в виде команд управления на исполнительные органы (УРД).

СУТДУ предназначена для ориентации КА во время выдачи тормозного импульса и ограничения его по модулю, что обеспечивает посадку спускаемого аппарата в заданном районе.

Структурная схема СУТДУ представлена на рис 5.3.



Рисунок 5.3. Структурная схема СУТДУ

В качестве датчика углов (ДУ) используется блок свободных гироскопов, сигналы с которого, пропорциональные углам отклонения КА, по каналам стабилизации поступают в усилитель-преобразователь (блок стабилизации БС).

В блоке стабилизации сигналы, пропорциональные угловым отклонениям и их производным, преобразуются в последовательность импульсов, поступающих через усилитель-регулятор на приводы дроссельных заслонок, открывая доступ сжатого газа в сопло УРД.

При достижении КА заданного значения кажущейся скорости гиросинтезатор (ГИ) выдает команду на выключение тормозного двигателя.

Техническое описание СУД «Чайка-2», утвержденное самим С.П.Королевым с инвентарным номером 404 (символическое совпадение с теперешним номером отдела разработки СУД в «ЦСКБ-Прогресс»), являлось буквально настольной книгой для молодых инженеров, изучающих систему.

В рамках совершенствования КА обзорного наблюдения «Зенит-2» проводилась модернизация СУД «Чайка-2». Были установлены новый прибор ИКПМВ и модернизированные блоки управления в ОСО, РСО и СУТДУ. Точность ориентации в ограниченном диапазоне высот и эксцентриситетов (из-за настройки ИКПМВ на фиксированную высоту) оставалась на уровне СУД «Чайка-2». Первый КА «Зенит-2» куйбышевского производства был выведен на орбиту в 1962 г., но еще в конце 1961 г. филиалом №3 ОКБ-1 на базе «Зенита-2» была начата разработка объекта «Зенит-4», обладавшего гораздо лучшими тактико-техническими характеристиками.

В ходе работ над первыми КА наблюдения у сотрудников филиала №3 возникло множество идей по их дальнейшей модернизации. Таким новым объектом и стал КА «Зенит-4М». В 1966 году в филиале №3 ОКБ-1 были выпущены эскизные проекты, а затем началась разработка технической документации на этот КА.

При разработке была подвержена существенной модернизации СУД, получившая наименование «Чайка-4».

Основные элементы модернизации включали в себя:

- в ОСО установлен модернизированный гиросорбитант с меньшими уходами гироскопа;
- для компенсации «смаза» изображения от вращения Земли гиросорбитант устанавливался с поворотом по рысканию на $3,5^\circ$;
- для уменьшения ошибок ориентации, обусловленных отклонениями орбиты от круговой, ИКПМВ настраивался на среднюю высоту;
- для исключения ограничения по дате старта РСО строилась без использования СД и ДНЗ;
- увеличивался срок активного существования КА с 7 до 14 суток;
- введены программные повороты по каналу крена в диапазоне $\pm 18^\circ 40'$ с дискретностью $2^\circ 40'$ и увеличено время пребывания в повернутом положении, что существенно улучшило тактико-технические характеристики КА;

- возможность проведения коррекции орбиты за счет установки корректирующей двигательной установки (КДУ) и введения разворота на 180° по рысканию;

- введена система ионной блокировки, обеспечивающая отбой команды на включение КДУ и ТДУ при углах ориентации свыше $\pm 5^\circ$ по каналу тангажа и $\pm 10^\circ$ по каналу рыскания. Структурная схема ОСО СУД «Чайка-4» представлена на рис. 5.4.

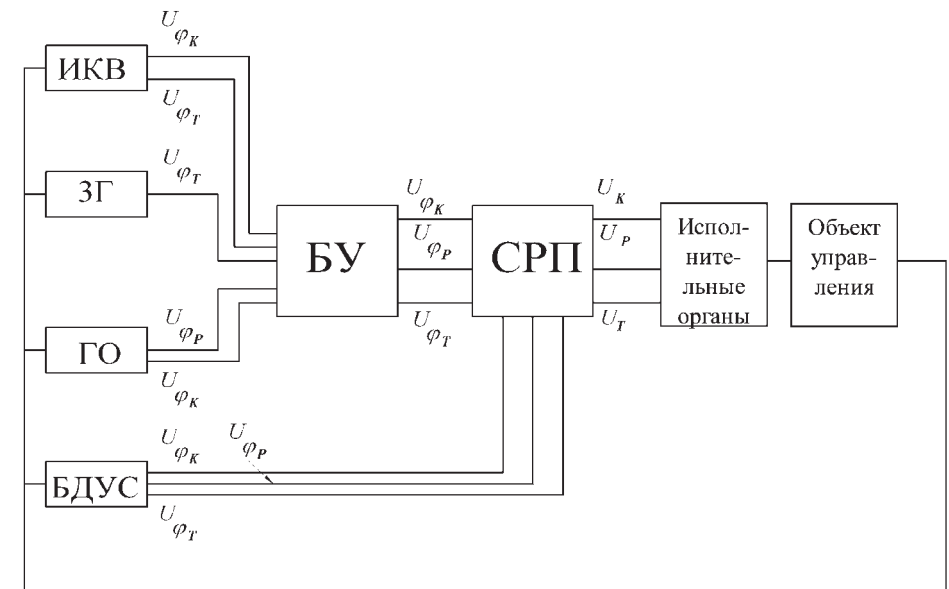


Рисунок 5.4. Структурная схема ОСО СУД «Чайка-4»

На рис. 5.4 U_{φ} – управляющие сигналы.

РСО аналогична ОСО с исключением блоков, обеспечивающих программные повороты.

В режиме нормальной ориентации датчиками угла по крену и тангажу являлся ИКПМВ, а по рысканию ГО (в режиме коррекции). В режиме программных поворотов датчиком угла крена и рыскания являлся ГО (в режиме свободного гироскопа), а по тангажу запоминающий гироскоп (ЗГ). Блок управления (БУ) служит для коммутации сигналов с гиросприборов, а в счетно-решающем приборе (СРП) реализуется логика управления при совершении программных поворотов, выдаче корректирующих импульсов тяги и формирование управляющих сигналов на исполнительные органы (УРД).

Все гиросприборы, используемые в СУД «Чайка-4», были разработаны и изготовлены в НИИ ПМ (г. Москва).

ИКПМВ разработан в ЦКБ «Геофизика» (г. Москва). БУ и СРП были разработаны в филиале №3 ОКБ-1 и изготовлены на заводе «Прогресс».

СУД «Чайка-4» обеспечивала ориентацию КА в ОСК с точностью $\pm 1,5^\circ$ по крену и тангажу и $\pm 3,5^\circ$ по каналу рыскания в ограниченном диапазоне высот и эксцентриситетов орбит. Точность ориентации по угловой скорости не хуже $\pm 0,03^\circ/\text{с}$.

По ТЗ филиала №3 ОКБ-1 была заказана в НИИ-125 новая ТДУ с увеличенной тягой управляющих УРД.

СУД «Чайка-4» успешно функционировала в составе БКУ КА «Зенит-4», «Зенит-4М», а также на КА «Интеркосмос-5», предназначенном для исследования частиц высокой энергии.

Из воспоминаний бывшего начальника отдела разработки СУД, кандидата технических наук, почетного работника ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс» А.Л.Беньковича:

«Попытки организовать разработку системы управления космическими аппаратами в объеме, принятом в ОКБ-1, предпринимались в филиале №3 ОКБ-1 с момента, когда заговорили, что Королев поручил разработку нескольких космических аппаратов нам. Это были астрофизический спутник «Процион» по предложениям Академии наук Армении и военно-исследовательский корабль по замыслу Королева.

Но всерьез эти работы начали организовываться, когда эти разговоры подтвердились. Козлов принял на работу Артура Николаевича Меркулова начальником сектора. В этот сектор Козлов передал группу, которая вела схему и испытания системы ориентации и управления движением спутников «Зенит», переданных для производства на завод «Прогресс», и всех тех, кто, так или иначе, «засветился» в попытках разработки систем ориентации.

Среди них оказался и я. «Процион» был предназначен для исследований излучений Вселенной в далекой ультрафиолетовой части спектра. Для того времени это была задача революционной важности. Среди его характеристик было фантастическое по тем временам требование: точность ориентации телескопа в процессе фотографирования должна была составлять не более 2,5 угловых секунд. Это и в условиях Земли – задача не для слабонервных. По замыслу идеологов, на спутник устанавливалась система «Мост» с телескопом и датчиками астроориентации, которая должна была обеспечить автономно ориентацию телескопа с заданными характеристиками.

Такая схема для разработчика спутника была, наверное, самой удобной, потому что главные сложности доставались разработчику системы «Мост».

Мы считали, что такое решение не является оптимальным: наличие двух систем ориентации – у платформы «Мост» и спутника – было избыточным. Раз предполагалась возможность обеспечения точности ориентации в 2,5" платформы с оборудованием, проще было обеспечивать ее ориентацией всего спутника с жестко установленным телескопом без приводов платформы, вносящих дополнительные и немалые погрешности механических передач. С нами все, включая идеологов «Проциона», согласились, и разработка пошла по нашему предложению.

Работа была очень интенсивной. Были решены вопросы с разработчиками спутника по компоновке спутника и размещению нашей датчиковой аппаратуры вместе с телескопом на инваровой раме, обеспечивающей в нашем тогдашнем понимании необходимую стабильность аппаратуры в процессе полета. Была разработана структурная схема точного канала системы ориентации; определены и согласованы с разработчиками Казанского оптико-механического завода (КОМЗ), с которыми уже работала Академия наук Армянской ССР по системе «МОСТ», характеристики звездных и солнечных датчиков, которые обеспечивали необходимую точность ориентации. Были решены также вопросы наших связей с системой управления спутника. Решили мы и задачу построения системы ориентации, обеспечивающую выполнение заданных требований. Нам все приходилось делать впервые.

В то время не существовало в официальной науке направления создания систем ориентации спутников. Нашим учебником явился третий том эскизного проекта системы ориентации и управления движением «Чайка» космического аппарата «Зенит», разработанной специалистами отдела №27 ОКБ-1 Раушенбаха Бориса Викторовича. Именно они явились пионерами в работах по этому направлению, во всяком случае, в СССР. Специалистов по этому направлению не готовил в то время ни один институт страны.

Мы поняли, что задача получения 2,5" по схеме «Чайки» не решается: при точности ориентации угловые секунды угловые скорости должны были быть в пределах 1"/с, чтобы обеспечить приемлемые расходы рабочего тела исполнительных органов системы ориентации. Таких измерителей в то время не было в природе. Поэтому нами была разработана «бездусовая» схема с введением в закон управления интеграла сигнала управления исполнительными органами.

В положенный срок пять книг нашего тома эскизного проекта «Проциона» были разработаны. На защиту ЭП съехалось много специалистов, среди которых были академики В.А.Амбарцумян, Д.Е.Охоцимский и много еще известных в науке и космической отрасли людей. Защита прошла очень успешно, что дало право начать разработку конструкторской документации.

Следует отметить, что всеми с пониманием была встречена пятая книга, в которой были рассмотрены пути совершенствования системы ориентации, в том числе, использование силовых гироскопов в качестве исполнительных органов и управляющей цифровой вычислительной системы в качестве блока управления. Эти направления впоследствии нашли применение при разработке нами самого главного нашего проекта того времени – космического аппарата «Янтарь».

Вместе с выдачей технических заданий смежным организациям мы своей основной задачей считали организацию экспериментальной отработки системы до изготовления штатного спутника. Для комплексной отработки будущих систем ориентации было решено спроектировать и изготовить трёхосный стенд на воздушной подушке (ДС) для проверки правильности фазировок аппаратуры и системы, в целом, логики работы и, в масштабе, характеристик систем ориентации.

Лаборатория Г.Г.Чернова обеспечила эту разработку, хотя там встретились вопросы, помочь в решении которых нам оказались бессильны даже специалисты. Один из них – расчёт несущей способности шара в воздушном подвесе, определение его размеров. Наши специалисты на основе своих ориентировочных проработок определили его диаметр – 400 мм – и обеспечили его изготовление на заводе «Прогресс». Им пришлось разработать уникальную технологию его изготовления. Когда мы попросили заводскую измерительную лабораторию померить класс чистоты (а мы задались целью обеспечить 14-й, высший, класс), лаборатория не сумела этого сделать из-за отсутствия эталонов такого размера и дала нам 13-й класс. А специалисты на 4 ГПЗ сказали, что делать такие вещи они не умеют. Когда мы показывали работающий стенд директору завода А.Я.Ленькову, он не мог поверить нам, что завод изготовил этот шар и громадные отливки опоры стенда. Без доброжелательности заводчан ничего бы у нас не вышло. И не только со стендом. Удивительные люди, прожженные производственники, многие прошли войну. Но все они готовы были ради страны на предельные нагрузки. Для их страны прорыв в космос был необходим в обеспечение безопасности и ускорения развития. Великое время великой страны.

Решение по разработке «Проциона» несколько задерживалось, в порядке подтверждения характеристик системы ориентации мы предложили провести летный эксперимент. Для этого на автономный спутник «Наука» мы предложили установить систему ориентации «Проциона» с системой точных исполнительных органов.

Летный эксперимент, который получил название «Вега», мы провели, но результаты его оказались неудачными: мы не сумели перейти в режим точ-

ной ориентации, потому что звездные датчики не «увидели» своих звезд, но режим грубой ориентации по Солнцу с точностью пять угловых минут мы получили. Было решено продолжить проведение летных экспериментов для отработки датчиковой аппаратуры будущих систем ориентации при полетных пусках «Зенитов». Это позволило нам и нашим смежникам отработать новую аппаратуру и обеспечить создание новых систем ориентации. Всего мы провели 13 летных экспериментов: ионных датчиков ориентации, прототипов всевысотных инфракрасных строителей вертикали и т.д.».

5.1.2. Система управления движением «Иволга»

В конце 1960-х и начале 1970-х годов настойчивые конструкторские поиски в направлении модернизации объектов типа «Зенит» для решения новых задач привели к разработке картографического комплекса «Зенит-4МТ». Для КА «Зенит-4МТ» в филиале №3 ОКБ-1 была разработана СУД «Иволга», являвшаяся дальнейшим развитием СУД типа «Чайка». Эскизный проект по СУД «Иволга» был выпущен в октябре 1968 года.

Улучшение технических характеристик системы было достигнуто за счет более совершенных командных и исполнительных приборов и логической схемы формирования управляющих сигналов.

Отличительными особенностями СУД «Иволга» были:

- возможность работы на эллиптических орбитах за счет применения прибора ИКПМВ с автоматической подстройкой по высоте. Прибор был разработан ЦКБ «Геофизика» по техническому заданию КФЦКБЭМ;
 - установка блока датчиков угловой скорости (БДУС) новой разработки с повышенной точностью измерения угловой скорости. Прибор изготавливался на заводе «Прогресс». Габаритные чертежи и принципиальные электрические схемы прибора были разработаны КФЦКБЭМ. Датчики угловой скорости (ДУС) разработки завода электроприборов (г. Москва);
 - унифицированный блок управления и блок включения двигателей системы ориентации (БВДСО), обеспечивающий формирование импульсов на включение УРД различной длительности, в зависимости от величины входного сигнала. Габаритные чертежи и принципиальные электрические схемы этих приборов были разработаны КФЦКБЭМ, а сами приборы по техническим заданиям КФЦКБЭМ изготавливались на харьковском заводе «Коммунар»;
 - бездушная схема управления, обеспечивающая экономичность системы при поддержании требуемой точности стабилизации.
- Сигналы от датчиков углов (ИКПМВ, ГО) и угловых скоростей (БДУС), подвергшись суммированию, усилению и ограничению в блоке управления

(БУ), преобразовывались в блоке БВДСО в последовательность управляющих импульсов, подаваемых на УРД.

СУД «Иволга» обеспечивала точность ориентации КА в ОСК не хуже $\pm 1,5^\circ$ по каналам крена и тангажа и $\pm 3,5^\circ$ по каналу рыскания на протяжении всего периода движения по орбите. Угловые скорости стабилизации не хуже $\pm 0,03^\circ/\text{с}$.

Резервная система ориентации заимствовалась с СУД «Чайка-4» с установкой нового прибора ИКПМВ.

Кроме КА «Зенит-4МТ», СУД «Иволга» успешно функционировала на 11 биологических спутниках «Бيون», запускаемых для исследования воздействия космической среды на биологические объекты, и на 12 технологических КА «Фотон», запускаемых для проведения экспериментов по производству материалов в космосе.

5.1.3. Система управления движением «Сокол-1»

В начале модернизации КА типа «Зенит» качественно новой разработкой стал КА «Зенит-4МК», имеющий значительно улучшенные тактико-технические характеристики, полученные путем модернизации КА «Зенит-4М». Для КА «Зенит-4МК» была разработана новая СУД, получившая название «Сокол-1».

Высокие точностные характеристики СУД были достигнуты за счет применения специально разработанного прибора – двухроторной гироорбиты (ДРГО), получившей название «Квант-ГУ».

Прибор разрабатывался в НИИ ПМ (г. Москва) по техническому заданию КФЦКБЭМ.

Функционально СУД «Сокол» подразделялась на систему ориентации (СО) и систему управления пороховой тормозной двигательной установкой (СУ ПТДУ).

В свою очередь, СО делилась на основную систему ориентации (ОСО) и резервную систему ориентации (РСО). Структурная схема ОСО СУД «Сокол» представлена на рис. 5.5.

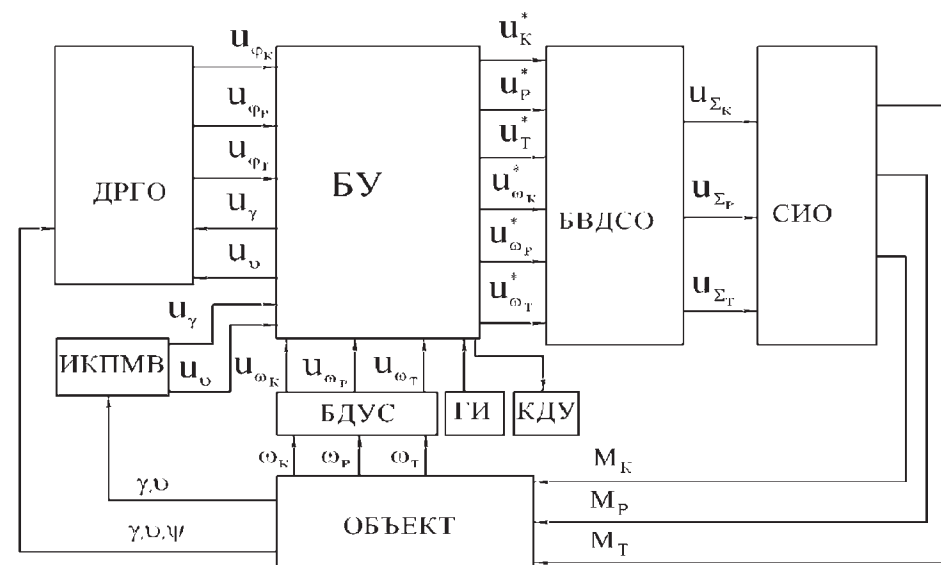


Рисунок 5.5. Структурная схема ОСО СУД «Сокол»

На рис. 5.5 U – напряжение питания постоянного тока, ω – угловая скорость, γ, ψ, ψ – углы с ИКПМВ.

Корректируемые от ИКВ сигналы угловых отклонений с ДРГО и сигналы по угловым скоростям с БДУС после усиления, ограничения и преобразования в блоке управления (БУ) суммировались и преобразовывались в управляющие сигналы в блоке включения двигателей системы ориентации (БВДСО).

Гироинтегратор продольных ускорений (ГИ) обеспечивал выключение корректирующей двигательной установки (КДУ) при достижении заданного значения кажущейся скорости.

СУД обеспечивала:

- построение на борту КА орбитальной системы координат (ОСК);
- ориентацию и стабилизацию КА в ОСК;
- реализацию программных поворотов по крену в диапазоне $\pm 18^\circ 40'$ или 40° с дискретностью $2^\circ 40'$ для обеспечения условий работы спецаппаратуры;
- программные повороты по рысканию на 180° перед выдачей тормозных корректирующих импульсов;
- стабилизацию КА в заданном положении во время работы корректирующей или тормозной двигательной установки;
- определение величины кажущейся скорости при выдаче корректирующих и тормозного импульсов при спуске и формировании команд на выключение двигательной установки.

Реализованные в приборе «Квант-ГУ» непрерывная коррекция сигналов по крену и тангажу от разновысотного ИКПМВ и отработка гармонической программы по рысканию для компенсации влияния вращения Земли, а также компенсация ошибок ДРГО по рысканию, обусловленных систематической ошибкой ИКПМВ от несферичности Земли, позволили достичь точности ориентации $\pm 1^\circ$ по всем каналам.

Угловые скорости стабилизации по всем каналам поддерживались на уровне не хуже $0,005^\circ/\text{с}$.

Внедрению на КА ДЗЗ в состав СУД приборов ИКПМВ и «Квант-ГУ» предшествовала серия экспериментов с прототипами этих приборов на нескольких КА.

В процессе штатной эксплуатации ИКПМВ и ДРГО был проведен ряд экспериментов по определению их точностных характеристик, результаты которых легли в основу дальнейшего совершенствования СУД.

Из воспоминаний ведущего инженера-конструктора Д.М.Сурина:

«Достижимая точность СУД в определяющей степени зависит от величин инструментальных и методических погрешностей ИКВ. Если первая погрешность достаточно хорошо контролируется при изготовлении на имитаторах ИК излучения от Земли, то вторая группа ошибок длительное время применения ИКВ количественно оценивалась только на основе теоретических расчетов с весьма широким разбросом при отсутствии экспериментального подтверждения. Постоянная потребность повышения точности ориентации КАН по мере совершенствования целевой аппаратуры стимулировала проведение исследования методических ошибок ИКВ на основе обширного экспериментального материала, полученного при ЛКИ и эксплуатации СУД.

Проблема состояла в поиске эталонных измерителей. Таковыми могли быть астросредства или сочетание их с гиросистемами при наличии необходимой баллистической информации для указания расчетного направления вертикали в ИСК и ОСК. Постановка специального целенаправленного эксперимента исключалась ввиду многих организационных и технических причин. Поэтому оставалось только пытаться использовать измерительные возможности самих СУД и целевой аппаратуры КАН. На протяжении длительных исследований использовались звездные фотоаппараты, трехосная гироскопия «Квант-ГУ» в режиме гиropaмяти, режим непрерывной работы АБУ при ориентации КА в ОСК. Отклонения КА от вертикали, измеренные этой аппаратурой в соответствующих режимах работы, сравнивались с сигналами ИКВ, и разность между ними рассматривалась как совокупная методическая погрешность ИКВ. В результате постепенного накопления и анализа экспериментального материала удалось количественно оценить:

- *разброс и закономерность изменения разброса крутизны выходной характеристики ИКВ;*
- *величину широтной методической ошибки ИКВ;*
- *наличие и величину сезонной методической ошибки в области полюсов Земли;*
- *корреляционную функцию случайной составляющей методической ошибки ИКВ.*

Эти данные, полученные на нашем предприятии, впервые в отечественной практике позволили сформировать математическую модель методических ошибок ИКВ. Применение ее при проектировании СУД позволило с существенно большей уверенностью гарантировать с использованием ИКВ уровень точности СУД как в основных, так и в последующем резервных (по отношению к астроориентации) режимах, близких по точности к требуемому уровню».

Резервная система ориентации по структуре была аналогична РСО СУД «Чайка-4». В РСО использовался второй комплект ИКПМВ из ОСО.

Система «Сокол» впервые экспериментально была отработана на динамическом стенде на воздушной подушке (рис. 5.6). Технологию отработки СУД на ДС разработали Ю.К.Красота и А.А.Яхонтов. Они предложили методику учета влияния на макет КА и гиросистемы вращения Земли. Технологию обслуживания стенда, обеспечивающую сохранность самого стенда, разработали специалисты лаборатории Г.Г.Чернова. Они же разработали для стенда имитатор инфракрасной вертикали для обеспечения коррекции гиросприбора.



Рисунок 5.6. Динамический стенд на воздушной подушке «Вектор»

Построенные на элементной базе 1960-х годов аналоговые системы типа «Чайка-2», «Иволга», «Сокол-1» постоянно модернизировались [64] и к середине 1970-х годов практически исчерпали свои возможности по повышению точности, мобильности, надежности при увеличении сроков активного существования КАН (свыше месяца).

В разработки СУД аналогового типа существенный творческий вклад внесли Ю.Г.Антонов, А.Л.Бенькович, С.А.Кустов, В.Е.Золотарев, Ю.В.Белов, Т.А.Никулина, Л.И.Пантелеев, В.И.Сабелькин, Ю.С.Симановский и многие, многие другие специалисты ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

5.2. Цифровые системы управления движением

В начале 1970-х годов резко возрос уровень требований к системам управления космических аппаратов наблюдения по объему функциональных задач, точности ориентации, оперативности наблюдения и доставки информации, времени активного существования и надежности функционирования. На предприятии началось проектирование СУД космических аппаратов нового поколения [31]. Впервые реализация цифровой СУД, получившая название «Кондор», была осуществлена для низкоорбитального маневрирующего КА типа «Янтарь» с длительным сроком активного существования. Однако принципы, заложенные в основу ее разработки, явились теоретической и практической базой для создания цифровых систем управления КА других типов.

5.2.1. Система управления движением «Кондор»

При создании системы «Кондор» был решен ряд технических проблем, основными из которых явились следующие:

- разработка алгоритмической структуры цифровой многофункциональной управляющей системы с централизованным управлением на базе БЦВМ;
- обеспечение прецизионной ориентации КА в орбитальной системе координат с использованием принципов астрокоррекции и статистической обработки измерительной информации;
- обеспечение высокой экономичности по расходу рабочего тела за счет применения силового гироскопического комплекса (СГК) и системы аэродинамического сброса кинетического момента системы «КА-СГК»;
- разработка методов трехосной стабилизации с учетом упругости конструкции КА (в том числе, в режиме работы без БДУС);
- повышение надежности СУД за счет функциональной избыточности приборного состава и разработки методов автоматизированного контроля;
- разработка методологической основы и средств экспериментальной отработки СУД.

БЦВМ в контуре управления позволила построить СУД как многоконтурную трехуровневую систему. Она включила в себя на верхнем уровне алгоритмы управления режимами работы СУД, на втором – рабочие алгоритмы, обеспечивающие ориентацию, стабилизацию, астрокоррекцию и переориентацию КА. На нижнем – алгоритмы управления, съема и обработки информации приборов СУД.

Система управления движением «Кондор» обеспечивала решение следующих задач:

- проведение выставки КА из произвольного в ориентированное в орбитальной системе координат (ОСК) положение;
- ориентация КА в ОСК и в повернутом по крену положении при работе целевой аппаратуры (ЦА);
- поворота по тангажу для обеспечения отделения спускаемых капсул (СК) и спускаемого аппарата (СА), выдачи корректирующих импульсов для изменения параметров орбиты, тормозного импульса и ориентации при проведении указанных операций;
- перенаведения продольной оси КА с требуемыми угловыми скоростями;
- управление угловым движением СА на траектории спуска с орбиты.

Структурная схема СУД «Кондор» представлена на рис. 5.7.

Вся бортовая аппаратура СУД, кроме прибора ИКВ, была разработана и изготовлена по техническим заданиям ЦСКБ, а именно:

- РВВ (радио вертикаль-высотомер) – предприятием РНИИ КП г. Москва;
- БЦВМ, ПСУ (преобразователь сигналов ускорения) – предприятием НПО «ЭЛАК», г. Москва;
- ККП (комплекс командных приборов), СГК (силовой гироскопический комплекс) – предприятием НИИ КП г. Ленинград;
- ДЛУ (датчик линейных ускорений) – предприятием НИИ ПМ г. Москва;
- БУС (блок устройств согласования), БДУС (блок датчиков угловых скоростей), приводы ПСБ (панели солнечных батарей) – заводом «Прогресс», г. Куйбышев;
- СП (статический преобразователь) – предприятием НПО «Полус», г. Томск;
- АБУ – ЦКБ «Геофизика», г. Москва.

Прибор ИКВ, разработки ЦКБ «Геофизика», был заимствован.

Комплексная двигательная установка (КДУ), входящая в СУД функционально, разработана в КБ «ХИММАШ», г. Королев.

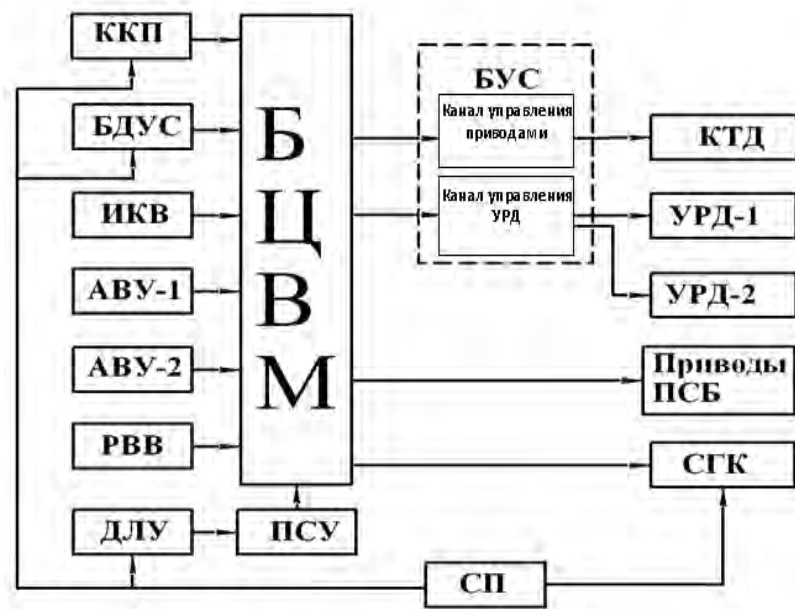


Рисунок 5.7. Структурная схема СУД «Кондор»

В качестве исполнительных органов впервые в отечественной практике разработки КАН применен СГК с конирующим подвесом, что позволило осуществить безрасходное управление КА по трем каналам в режимах стабилизации в ОСК и программных поворотах по крену (ППК).



Гиродин (266x28x445 мм) Н=250 Нмс



Блок электроники (150x306x474 мм)

Рисунок 5.8. Силовой гироскопирующий комплекс

Задачи, требующие значительного быстродействия или парирования возмущающих воздействий, выполняются на УРД, которые, кроме того, используют как резервные по отношению к СГК исполнительные органы.

Использование БЦВМ позволило существенно упростить электрические и кинематические схемы приборов СУД за счет выполнения ряда их функций программами БПО. Программы обеспечили решение задачи построения опорной системы координат, формирование угловой скорости орбитального движения, учета ошибок ИКПМВ от несферичности Земли и пр.

Эффективное применение АБУ также стало возможным с разработкой программ выбора астроориентиров (АО), наведения на АО, расчета поправок от астрокоррекции к показаниям гиролатформы и их экстраполяции на весь интервал работы ЦА «режим памяти». Реализовано двухконтурное управление с использованием СГК. Первый контур обеспечивает собственно управление КА с помощью СГК. Второй – «обнуление» КМ системы «КА-СГК» за счет аэродинамического сброса путем изменения положения центра давления при управлении панелями солнечной батареи (ПСБ).

Разгрузка СГК также может быть выполнена на УРД. В связи с тем, что сброс КМ с использованием УРД на участке работы ЦА влияет на производительность КАН, на КАН последующей разработки вводится логика гибкого сброса кинетического момента СГК: в случае снижения управляющих возможностей СГК перед ППК сброс КМ не проводится, а выполняется ППК на УРД с последующим проведением сброса на межмаршрутном интервале. Кроме того, с целью сокращения уровня накопления КМ вводится постоянный гармонический разворот в канале рыскания по вектору скорости набегающего потока. Для исключения влияния на характеристики СУД засветок Солнцем поля зрения ИКПМВ используется информация блока подавления Солнца в контуре коррекции ККП.

Все характеристики СУД «Кондор» по отношению к наиболее совершенной аналоговой СУД «Сокол-1» лучше не менее чем в два раза, а ресурс штатной работы – в три-четыре раза.

Дальнейшие модернизации осуществлялись в направлениях повышения точности ориентации, улучшения динамики управления ориентацией и увеличения ресурса эксплуатации. Совершенствовались измерительная база СУД, алгоритмы коррекции, фильтрации и компенсации ошибок чувствительных элементов.

Улучшение динамики СУД достигалось за счет модернизации СГК, сокращение времени переходных процессов переориентации и минимизации возмущений упругой конструкции КА – путем совершенствования законов и алгоритмов управления, а также применением специальных демпферов упругих колебаний ПСБ.

Требуемая надежность функционирования цифровой СУД достигается функциональной избыточностью ее приборного состава, организацией контроля и диагностирования средствами наземного комплекса управления (НКУ) по телеметрической информации (ТМИ) и информации оперативного контроля (ИОК), а также использованием бортовых алгоритмических аппаратных средств контроля, предназначенных для предотвращения развития возможных нештатных ситуаций.

Алгоритмически контролируется длительность выполнения ряда функциональных задач СУД (программные повороты по крену и тангажу, гашение угловых скоростей, сброс кинетического момента на УРД, переключки ПСБ) и длительность работы УРД.

Аппаратный контроль ведется по положению подвижных систем СГК и гироплатформы и реализуется установкой концевых контактов.

Системы управления движением, разрабатываемые в настоящее время для КАН с длительным сроком автономного функционирования, имеют в своем составе аппаратные и алгоритмические средства автономного контроля, диагностики и управления внутренними резервами, а также обладают способностью автономного выбора на борту астроориентиров с учетом существующих ограничений как по конструкции КА, так и по положению светил.

Программы контроля и диагностики СУД предусматривают постоянный динамический контроль каналов стабилизации и построения опорной системы координат (ОпСК) с глубиной до уровня отказавшего прибора (ДУС, ИКВ или УРД) или группы приборов с последующим восстановлением работоспособности СУД за счет автоматического переключения на резервный прибор или группу приборов. В основу автоматического контроля положен принцип сравнительного анализа векторов текущего и эталонного состояния СУД. Причем вектор текущего состояния измеряется чувствительными элементами СУД, а вектор эталонного состояния рассчитывается по модели движения относительно центра масс на основе фактических управляющих воздействий.

Динамический контроль каналов стабилизации дополняется введением астроконтроля и тестового контроля каналов ориентации и стабилизации. Астроконтроль заключается в слежении за двумя астроориентирами либо одновременно двумя АБУ, либо последовательно, перед решением наиболее ответственных задач – отстрела СК, проведения маневра. Тестовый контроль проводится периодически и основывается на оценке реакции системы на зондирующее воздействие – программное изменение положения КА.

Дополнительные пути повышения надежности СУД обусловлены возможностью закладки с НКУ в ОЗУ БЦВМ специальных программ (ПрОЗУ) в случае отказа прибора, появления необходимости изменения бортовой программы или введения новой. Это позволит заменить отказавший прибор на функционально избыточный или на группу приборов и восстановить работоспособность программного математического обеспечения.

ПрОЗУ эффективно использовались при отказах приборов СУД на ряде КАН, в частности, при отказах гироплатформы. В этих случаях закладыва-

емые ПрОЗУ обеспечивали проведение режима начальной выставки, последующую ориентацию в ОСК, повороты по тангажу для отстрела спускаемых капсул и спускаемого аппарата, угловое положение КА при этом определялось алгоритмом оценки ориентации по показаниям БДУС и ИКПМВ.

Последующие разработки ПрОЗУ обеспечили возможность проведения режима работы ЦА при отказе гироплатформы. ПрОЗУ на одном из КА для гарантированного выполнения режимов коррекции орбиты вводился контроль заданной ориентации по астроориентирам.

Из воспоминаний бывшего начальника сектора, кандидата технических наук Ю.В.Белова [9]:

«За 50 с лишним лет мы были свидетелями и участниками становления ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» как уникального и мощного научно-технического центра. Хочется хотя бы кратко рассказать о людях, с которыми нас свела судьба, о событиях, в которых довелось участвовать, о том, что сегодня стало уже историей.

В шестидесятые годы сравнительно молодая и романтическая ракетно-космическая отрасль привлекала возможностью посвятить себя интереснейшему и, безусловно, нужному для страны делу.

В силу ряда объективных обстоятельств и личных качеств нашего руководителя Д.И.Козлова в период 1965-1970 годов небольшой сплоченный коллектив молодых работников филиала №3 ОКБ-1 заложил ряд принципиально новых технических решений, позволивших совершить качественный скачок в развитии целого направления в отечественной космической технике. Это дало возможность нашему ЦСКБ в острой конкурентной борьбе с другими предприятиями отрасли состояться как конструкторскому бюро с собственными проектными разработками, способствовавшими, по мнению «отца русской ориентации» академика Б.В.Раушенбаха, предотвращению третьей мировой войны за счёт успешного развития национальных средств контроля за вооружением нашего потенциального противника – США.

Многим из нас повезло, когда в 1964 году представилась редкая возможность быть причастными не только к научной, но и к конкретной практической работе по созданию новейшей техники государственной важности с уверенностью, что мы непременно увидим плоды своего труда. В это время в секторе 25, преобразованном в конце 1964 года в отдел 25, началось проектирование системы управления движением КА нового поколения.

Теперь, оглядываясь назад, с чувством гордости и глубокого морального удовлетворения можно сказать, что мы совершили поистине качественный скачок, выйдя на передовой рубеж науки и техники, обеспечив разработку нашего первенца – КА «Янтарь-2К» – на уровне лучших отечественных образцов.

Начало этого большого пути было трудным, но захватывающим и даже порой казалось авантюрным – ведь мы брались за необычное дело, подобных которому сделать до нас не довелось ещё ни одному предприятию отрасли. Конечно, нам помогли опыт, знания и практические навыки, полученные в ОКБ-1, где мы имели возможность познакомиться со многими видными учёными и инженерами, которые внесли большой вклад в разработку теории и практику создания ракет-носителей и КА, и учиться у них. Это В.П.Мишин, Р.Ф.Аппазов, С.С.Лавров, В.К.Безвербый, И.М.Рапопорт, Г.Н.Дегтяренко, Е.Ф.Лебедев, О.Н.Воропаев, а также К.Д.Бушуев, В.П.Легостаев, Е.А.Башкин, Э.В.Гаушус, В.Н.Бранец и многие другие.

Конечно, учёба, да ещё в Подлитках, это хорошо и интересно. Но долго изучать научно-технические отчёты и эскизные проекты, выполненные нашими предшественниками, не пришлось. Было очевидно, что гораздо больше пользы приносит активная форма приобретения опыта, когда под непосредственным руководством высококвалифицированных, знающих свое дело специалистов выполняется конкретное задание по производственному плану предприятия. При этом изучается состояние аналогичных разработок в отечественной промышленности и за рубежом, а также кооперация со смежными организациями.

К сожалению, мы были лишены и такой возможности, поскольку никаких совместных работ с головным предприятием не предполагалось. Нам, как уже говорилось выше, была поручена вполне самостоятельная работа, ответственность за сроки и качество выполнения которой целиком ложилась на нас, что мы хорошо понимали. Таким образом, работать и учиться пришлось одновременно.

Существенным, качественным отличием новой СУД являлось то, что по нашей инициативе впервые в отечественной космической практике ставилась навигационная задача автономного определения параметров движения центра масс КА. Это открывало путь к реализации так называемого координатно-временного метода управления спецаппаратурой (СА), обеспечивающего большие точность, экономичность и оперативность решения целевой задачи. Впоследствии данный метод стал основным при управлении всеми КА нашей разработки и их системами с целью получения информации в интересах потребителя.

Однако решение этой проблемы было совершенно немыслимо без БЦВМ. После того, как были выбраны основные принципы построения и приборный состав СУД, много труда в техническом и организационном планах было затрачено на разработку ТЗ на аппаратуру смежным предприятиям и последующую работу с ними.

Смежников нам никто не определял, и необходимо было провести колоссальную работу со многими предприятиями и их министерствами, прежде чем была создана эффективная кооперация разработчиков отдельных приборов, устройств и агрегатов.

Для поиска наилучших вариантов приходилось организовывать конкурсную работу нескольких предприятий. Затем в процессе деловых контактов, многочисленных технических споров и обсуждений результатов исследований, испытаний лабораторных макетов и опытных образцов альтернативных вариантов мы должны были сделать безошибочный выбор одного из них.

Выбирать приходилось из множества различных, часто противоречивых факторов (опыт смежного предприятия в создании прототипов приборов, наличие производственной базы, состояние разработки и освоения элементной базы, массо-энергетические показатели и другие) – те, которые, на наш взгляд, могли реально обеспечить выполнение требований к системе и создание ее комплектующих непременно в требуемые сроки.

В то время нам приходилось встречаться с руководителями многих предприятий, известными главными конструкторами и учёными: А.Ю.Ишлинским, Д.Е.Охоцимским, Н.А.Пилюгиным, М.С.Рязанским, А.И.Лурье, В.М.Грибовым, С.Ф.Фармаковским, А.Г.Иосифьяном, Н.Н.Шереметьевским, Е.Н.Токарем, В.Г.Гордеевым, Л.Ф.Порфирьевым, В.А.Бесекерским и другими.

Действительно, у нас не было большого опыта и того авторитета, который зарабатывается годами успешной деятельности, поэтому нас не всегда воспринимали с нашими новшествами. Однако наши идеи, поначалу не всегда подкреплённые глубокими научно-техническими проработками, а иногда, за неимением времени, основанные просто на чисто инженерной интуиции, медленно, но неуклонно пробивали себе дорогу в жизнь благодаря настойчивости, проявленной при их всестороннем обосновании. Мы становились умнее в результате собственных работ и деловых контактов с «внешним миром». И это не только вселяло в нас уверенность, но давало моральное право вступать в технические споры с большими специалистами, причем зачастую позволяло выходить победителями из подобных споров.

Приведу один пример. Известный главный конструктор и учёный в области гироскопических устройств В.И.Кузнецов и директор опытного завода А.А.Байков, внимательно выслушав нас, не поддержали идею использования исполнительных органов нового типа – силовых гироскопических комплексов (СГК) – для высокоточной ориентации КА. Этот известный в теоретической механике принцип применялся в то время для устранения боковой качки морских судов. Тем не менее, благодаря нашей активной работе впервые при-

мененные в отечественной космической технике устройства подобного типа дали существенный экономический эффект, обеспечив необходимые точностные характеристики и облегчив условия работы системы электроснабжения по сравнению с электродвигателями-маховиками, вызывающими большие пусковые токи при их частых включениях. Они с успехом используются во всех последующих разработках не только нашего предприятия, претерпевая естественные изменения в рамках совершенствования характеристик СУД и КА в целом.

Позднее наша «спарка» трехстепенных гиросиловых стабилизаторов (ГСС) была увековечена в известной классической монографии «Управление ориентацией космических аппаратов» [52] и вошла в историю развития СУ ориентацией КА.

Для построения СГК в виде спаренного трехстепенного ГСС использовались гироскопы с усложненным кардановым подвесом. Такой ГСС динамически в точности подобен двум гироскопическим рамам, создающим управляющие моменты вокруг осей КА. Однако учитывая, что спаренный трёхстепенный ГСС включает в себя лишь два гироскопа вместо четырех, с точки зрения массо-энергетических характеристик он предпочтительнее. Наличие у гироскопов дополнительных рамок значительно упрощает механизмы, обеспечивающие согласованное движение их главных осей. Такие механизмы в данном случае выполнены в виде ленточных передач, связывающих оси наружных рамок подвесов гироскопов.

Мы объехали почти полстраны с предложением взяться за разработку. И только такой же молодой, как наш, коллектив НИИ КП без оглядки на авторитеты осмелился взяться за работу. Это предприятие в составе Минобщемаши было создано, в значительной степени, в результате нашей настойчивости с целью обеспечения разработки гироскопов СУД, для чего группа специалистов ЦНИИ «Электроприбор» Минсудпрома во главе с В.П.Арефьевым была переведена в Минобщемаши.

ЦНИИ «Электроприбор» мы получили «в наследство» от ОКБ-1, которое вело с ним работы по перспективному двухроторным гироскопам – прототипам нашего комплекса командных приборов (ККП). Главным их преимуществом, по сравнению с применявшейся на объектах серии «Зенит» однороторной гироскопией, является использование гироскопов, работающих в наиболее естественной для них инерциальной системе отсчета (не прецессирующих гироскопов). Это способствует увеличению точности построения опорной системы координат. Специально по этому важному вопросу была организована встреча Д.И.Козлова с Б.В.Раушенбахом у нас на предприятии.

Было найдено также оригинальное и достаточно смелое по тем временам техническое решение проблемы «разгрузки» СГК в условиях длительного воздействия на КА постоянного возмущающего момента. Базируется оно на принципе многофункционального использования аппаратуры и элементов конструкции КА, т.е. интегрирования их в единый бортовой комплекс. А именно, способ управления полным кинетическим моментом КА путем изменения его аэродинамических характеристик за счет использования в качестве управляемых аэродинамических поверхностей панелей солнечной батареи (ПСБ) с двухступенчатыми приводами, который также дал значительный экономический эффект.

Одной из актуальных проблем было создание астровизирного устройства (АВУ) с широким полем обзора для одновременного решения на борту КА задач навигации и ориентации. Чтобы показать техническую возможность создания более точного и надежного, по сравнению с применявшимся, астродатчика на принципе телевизионной развертки изображения, была выполнена специальная НИР с ВНИИЭМ АН СССР. Результаты, доложенные нами в Миноборонпроме, убедили главного конструктора ЦКБ «Геофизика» – монополиста в создании оптических датчиков СУД – В.А.Хрусталева в обоснованности наших доводов в пользу АВУ на новых принципах. Затем наше ТЗ было принято в работу, а интерес к данной разработке проявили многие предприятия, в том числе, НПО «Энергия».

Может быть, даже хорошо, что мы не до конца представляли себе, как много предстояло сделать: по сути, только начинался этап технического проектирования. На данном этапе, как и на всех последующих, мы, «динамики», работали в тесном контакте с нашими «электрониками» и испытателями.

В отделе в то время была сосредоточена обширная тематика, мы испытывали острый недостаток в кадрах, поэтому в нашем секторе был принят такой принцип проектирования системы, когда все основные вопросы, связанные с разработкой и исследованием характеристик отдельного канала управления, поручались одному инженеру. Нетрудно себе представить чрезвычайно большой объем работы каждого исполнителя.

Не считаясь с личным временем, трудились наши инженеры и техники по трёхсменному графику на НКО при создании БПО, ДС и технологическом издании в цехе 217 завода «Прогресс». Мы тогда считали, что трудности для того и существуют, чтобы их преодолевать. Молодой задор во многом помогал братья за несвойственные работы, которые, по нашим представлениям, должны были выполнять другие подразделения. Много в то время в нашем отделе делалось впервые. Трудно давалась организация испытаний системы на за-

воде и техническом комплексе. Автоматизация испытаний потребовала разработки целой серии испытательных алгоритмов. Но, прежде чем «научить» наземную вычислительную машину проверять работоспособность нашей системы, пришлось самим переработать огромный объем телеметрической информации, чтобы убедиться в том, что машина «не ошибается» и ей можно доверить окончательную проверку системы перед отправкой КА в полет.

Была проведена также большая работа по разработке специального математического обеспечения, предназначенного для планирования и анализа качества работы СУД в НКУ, внедрению его на вычислительных средствах в ЦУП. Это потребовало проведения серьезных тренировок по штатному технологическому графику, без чего невозможна была бы четкая, слаженная работа многочисленного коллектива в ходе летных испытаний и совместной эксплуатации КА на начальном этапе.

И вот, наконец, наступил долгожданный этап натурных испытаний, когда нам пришлось испытать и горечь неудач и моральное удовлетворение успешными результатами, когда были устранены все выявленные недостатки, и наша система заработала так, как надо.

Мы глубоко признательны за совместную работу нашему московскому филиалу, ЦУП, представителям заказчика и смежных отделов и предприятий, с кем проводили бессонные ночи, ведя порой мучительные поиски причин неоднократных нештатных ситуаций, чтобы выработать мероприятия по выходу их них. И нам не раз удавалось продлить работу дорогого (в прямом и переносном смысле) объекта в штатном варианте, или одном из резервных. Мы даже научились успешно завершать работу изделия в безвыходных, казалось бы, ситуациях – при отказах жизненно важных ее элементов. Это про нас и в шутку и всерьез говорили, что «они ККП заменили БЦВМ, а тягу – математикой». На конечном этапе этого большого пройденного нами пути было убедительно доказано, что наша система обладает большой живучестью за счет заложенной при ее проектировании гибкой логики и функциональной избыточности. Так осуществлялась интеллектуальная поддержка надёжности СУ в связи с практической невозможностью полной автоматизации процессов идентификации непредусмотренных ЭТД отказов и восстановления работоспособности КА на начальной стадии его эксплуатации.

С использованием накопленного опыта и созданного задела обучалось не одно поколение молодых специалистов, которым в течение более десяти лет читался специальный курс лекций на кафедре динамики полета и систем управления летательных аппаратов СГАУ имени С.П. Королева».

В течение 1970-1980-х годов на основе конструктивно-аппаратурной базы спутника «Янтарь-2К», в составе БКУ которого была СУД «Кондор»,

в ЦСКБ была разработана и реализована уникальная серия спутников наблюдения, позволяющих получать детальную широкополосную и обзорную информацию с высоким разрешением и высокой степенью оперативности [42, 43].

5.2.2. Бесплатформенная система орбитальной ориентации «Колибри»

Бесплатформенная система орбитальной ориентации разработана для низкоорбитальных КА топографического наблюдения. Эта система обеспечивает выполнение следующих задач:

- построение осей ориентации, т.е. орбитальной системы координат (ОСК) в качестве опорной в различных режимах работ КА;
- выставка осей КА из произвольного положения в заданное в ОСК;
- стабилизация связанных осей КА в заданном относительно ОСК положении на интервале решения целевых или функциональных задач;
- развороты по рысканию и тангажу для выдачи корректирующих импульсов при маневрах на орбите;
- управление угловым движением КА и панелей СБ для обеспечения необходимого энергобаланса.

Структурная схема СУД «Колибри» представлена на рис. 5.9.

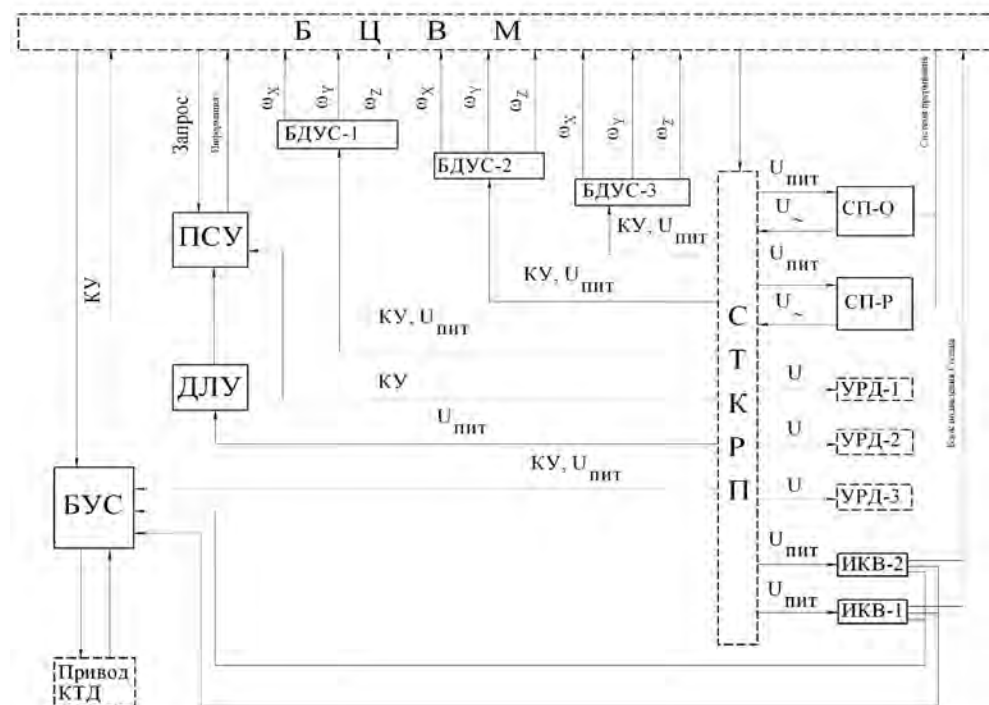


Рисунок 5.9. Структурная схема СУД «Колибри»

На рис. 5.9 $U_{\text{шт}}$ и U_{-} – напряжение питания постоянного и переменного тока, ω – угловая скорость, КУ – команды управления.

В СУД реализована схема построения орбитальной системы координат (ОСК) на борту КА, основанная на использовании интегрирования системы дифференциальных уравнений кинематической модели движения КА относительно ОСК, корректируемой сигналами инфракрасной вертикали (ИКВ). Информация об угловых скоростях КА относительно инерциального пространства, необходимая для построения на борту кинематической модели движения КА относительно ОСК, снимается с блока датчиков угловых скоростей (БДУС).

Расчет угловой скорости вращения ОСК относительно инерциального пространства, используемых в кинематической модели движения КА, а также интегрирование уравнений кинематической модели движения КА относительно ОСК реализованы в бортовых программах в БЦВМ.

Коррекция кинематической модели движения КА сигналами ИКВ используется в течение всего времени полета, за исключением участков программного поворота по рысканию и работы КТД.

Для исключения влияния Солнца при попадании его в поле зрения ИКВ введено отключение сигналов коррекции по анализу выходного сигнала блока подавления (БПС) помехового сигнала ИКВ. В качестве исполнительных органов, создающих управляющие моменты, применяются управляющие ракетные двигатели (УРД).

На участке работы КТД при выдаче импульса тяги информация о линейных ускорениях формируется датчиком линейных ускорений (ДЛУ), сигналы с которого поступают в преобразователь (ПСУ), где преобразуются в информацию о приращении линейной скорости и используются бортовой программой управления КА при выдаче импульса. Управляющие моменты обеспечиваются поворотом в кардановом подвесе электроприводами камеры сгорания маршевого двигателя.

Структура БПО системы включает в себя следующие группы типовых алгоритмов:

- автономное планирование решения функциональных задач;
- информационный обмен с бортовой аппаратурой;
- построение опорной (орбитальной) системы координат и управление ориентацией КА;
- стабилизация и программные повороты;
- управление движением КА и маршевым двигателем при маневрах на орбите;
- управление живучестью СУД.

В СУД «Колибри» реализованы следующие бортовые алгоритмы управления живучестью: контроль стабилизации КА, диагностика до уровня отказавшего прибора и автономная реанимация СУД посредством введения резервной БА вместо отказавшей.

Кроме того, задача диагностики отказа на участке работы маршевого двигателя (МД) и восстановления работоспособности СУД решена без прерывания текущего процесса выдачи импульса тяги.

СУД «Колибри» находится в серийной эксплуатации в составе топографического комплекса «Янтарь-1КФТ» с 1982 года.

Необходимо сказать еще об одном важном и приоритетном использовании СУД типа «Колибри» в составе БВ «Икар», созданном для коммерческих запусков спутников «Глобалстар». Целевые задачи БВ были полностью решены путем адаптации к ним СУД типа «Колибри». При этом был расширен высотный диапазон СУД до 1000 км.

Ввиду особой ответственности выполнения миссий по выведению полезных нагрузок БВ «Икар» потребовалось дополнительно решить ряд задач обеспечения живучести СУД без вмешательства НКУ путем реализации в системе управления живучестью элементов искусственного интеллекта. В ходе работ над БВ «Икар» определился облик нового типа, имеющего своей задачей не только довыведение полезной нагрузки (ПН) на рабочую орбиту, но и обеспечение необходимой ориентации ПН на промежуточной орбите и при расстановке ПН по рабочим орбитам. В связи с этим сформировалось еще одно новое направление разработки СУД специально для БВ.

Основными характерными особенностями такой СУД являются:

- малая масса;
- минимальное время готовности к работе;
- отсутствие ограничений на режимы ориентации и гибкость в реализации комбинаций этих режимов;
- глубокое резервирование СУД и обеспечение максимальной живучести.

Структурная схема СУД БВ «Икар» представлена на рис. 5.10.

На рис. 5.10 φ – угол с ИКВ, ω – скорость с БДУС, ΔV – приращение кажущейся скорости от измерителя линейных ускорений (ИЛУ), U – напряжение на УРД и на камеру сгорания (КС) КТД.

Надежность и живучесть СУД обеспечивалась резервированием приборов БДУС, ИКПМВ, ПМВВ и УРД.

Резервные комплекты БДУС, ИКПМВ и ПМВВ использовались по схеме «нагруженного» резервирования и совместно с основными комплектами образовывали два информационно-измерительных тракта, обеспечивавших параллельное вычисление параметров ориентации.

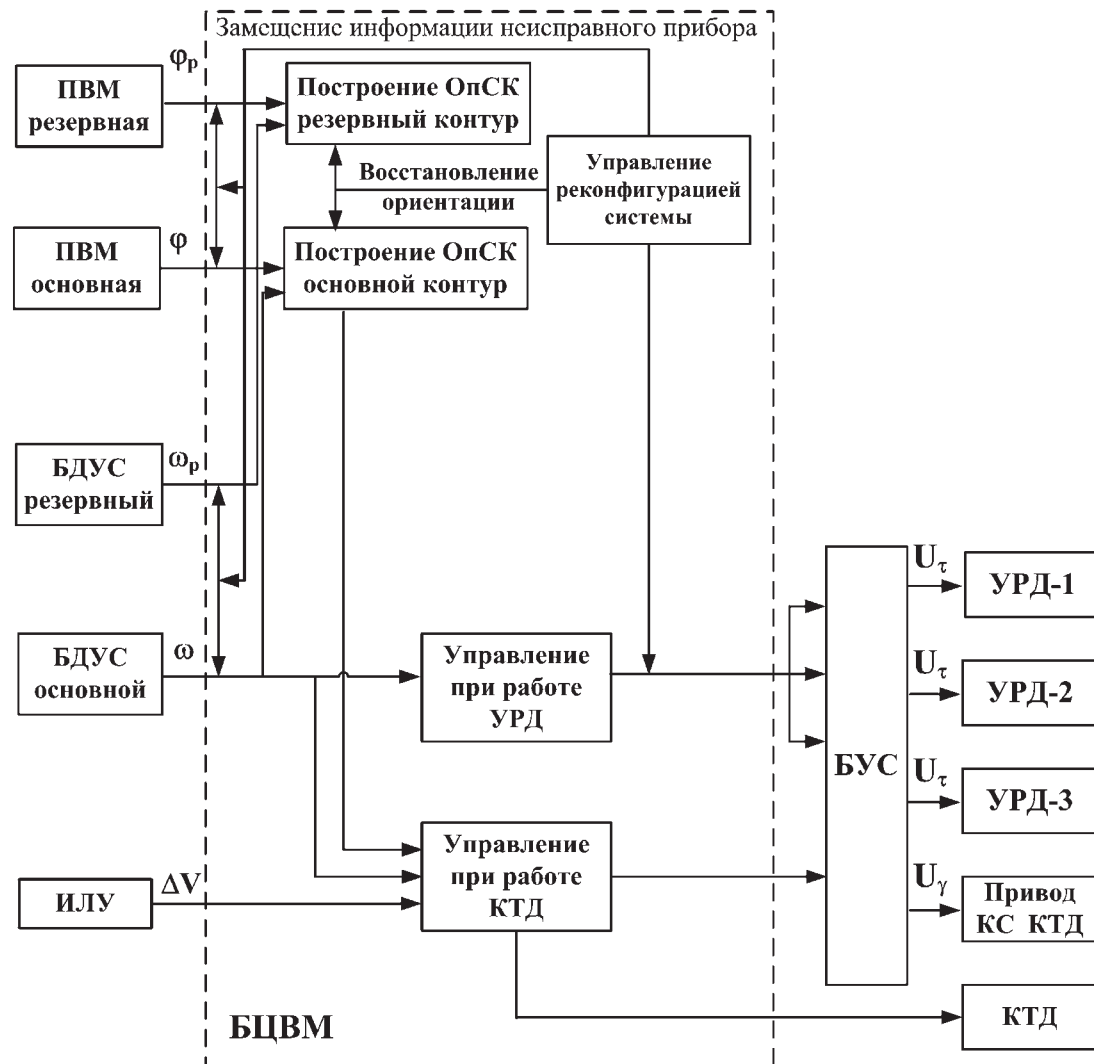


Рисунок 5.10. Структурная схема СУД БВ «Икар»

Резервный контур служил для восстановления исходного состояния системы при обнаружении отказа БА основного контура.

Восстановление работоспособности при обнаружении и локализации отказов БДУС, ИКВ (ПМВВ) или УРД осуществлялось без прерывания функционирования системы.

5.2.3. Система управления движением «Альбатрос»

Дальнейшее развитие СУД низковысотных КАН связано с созданием космических комплексов с оптико-электронной аппаратурой детального наблюдения. Специфические особенности формирования видеoinформации этой аппаратурой, отличающие ее от фотографических систем, вызвали необходимость радикального обновления СУД. Потребовалось достичь в несколько раз большей точности ориентации КА во время съемки, в десятки раз большей программной угловой скорости КА во время съемки и сложной пространственной траектории углового движения, а также длительных серий интенсивного перенацеливания поля зрения аппаратуры в широком диапазоне углов [73].

Из воспоминаний Д.М.Сурина:

«Создание СУД «Альбатрос» происходило в два этапа, разнесенных по времени на десятилетия. Поэтому при сохранении общей концепции построения технический облик ее существенно видоизменил СО к современному состоянию, особенно в части определения ориентации.

На начальном этапе создания проблемным узлом явилась необходимая гироскопическая база. Разработки ведущих в этой области предприятий НИИ ПМ, НИИКП, НИИАП на основе традиционных для них технических решений не могли удовлетворить всему комплексу требований разработанного нами ТЗ. В результате интенсивных поисков и обсуждений возможных вариантов решения проблемы высокоточного хранения на борту опорной системы координат, измерения без ограничений углового положения КА с точностью до $0,01^\circ$ и измерения угловой скорости в диапазоне не менее $5^\circ/\text{с}$ с точностью порядка $10^{-4}/\text{с}$ стало ясно, что единым гироскопом это сделать невозможно. Было принято решение строить БИНС на основе 6 одноосных гиросtabilизаторов разработки ПО «Корпус» (Саратов) с уникальным оптоэлектронным растровым измерителем угла, а измеритель угловой скорости (ИУС) разрабатывать на основе лазерных гироскопов с магнитооптической модуляцией лазерного излучения в НИИ «Полос» (Москва). Это была совершенно новая для нас кооперация. Потребовалось и в процессе согласования ТЗ, и в ходе дальнейших разработок весьма напряженно убеждать, доказывать обоснованность наших требований и, образно говоря, «воспитывать» этих новичков в нашей области.

Но поставленные «сверхзадачи» вызвали ответный энтузиазм непосредственных разработчиков – таких, как А.П.Пермяков, Ю.К.Пылаев в ПО «Корпус», В.Н.Свирин и В.Г.Дмитриев в НИИ «Полос», и требуемая аппаратура была создана.

Необходимая прецизионная точность проведения астрокоррекции БИНС потребовала создания АБУ с неподвижным в конструкции КА и узким полем зрения. Такой прибор (ПОЭС), впервые в стране, был создан в ЦКБ «Геофизика». Совместными усилиями была решена и проблема наведения на доступные в условиях жестких ограничений визирования звезды. Для этого был разработан солнечный датчик, а необходимый каталог рабочих звезд для АБУ был разработан ГАИШ МГУ. Вся разработанная аппаратура благодаря использованию периферийных адаптеров обмена (ПАО) приобрела определенные интеллектуальные черты (контроль работоспособности, управление резервами, использование паспортных калибровочных данных, предварительная обработка измерительной информации).

Беспрецедентный уровень потребной точности ориентации КАН, помимо создания необходимых измерителей, поставил очень жесткие требования к конструкции КА по точности изготовления посадочных мест для гироскопов и астроизмерителей, высокоточной паспортизации их и стабильности паспортных данных во всех эксплуатационных условиях. Однако уверенности в надежном выполнении этих требований не было. Поэтому были развернуты работы совместно с исследовательской группой Куйбышевского политехнического института (группа Егорова С.Н.) по поиску режимов, способов и алгоритмов калибровки в полете фактических параметров, взаимной установки и смещений нулей гироскопов и астроизмерителей. Такие алгоритмы были созданы, запатентованы и реализованы в наземном программном обеспечении.

Система ориентации в начале 90-х годов прошлого столетия была готова к ЛКИ, однако произошедшие в стране политические катаклизмы остановили ее дальнейшую отработку и эксплуатацию.

На втором (современном) этапе разработки СУД появились новые возможности для решения по-прежнему уникальных задач определения ориентации КАН с длиннофокусной ОЭ аппаратурой наблюдения (ОЭАН).

Появилось предложение ЦНИИ «Электроприбор» (директор академик В.Г.Пошехонов) о создании БИНС на основе электростатических гироскопов (ЭСГ). Декларировалась возможность достижения уровня ухода 10^{-4} - 10^{-5} /час и практически неограниченный ресурс времени функционирования. Столь малый уход опорной системы координат мог обеспечить постоянную готовность к работе ОЭАН при длительных промежутках между астрокоррекциями, да и выбор приемлемых окон на витке полета для АК существенно упрощался и сводил к минимуму ограничения в напряженной циклограмме работы КАН, в целом.

Было принято решение принять это предложение и выдать техническое задание на реализацию такой БИНС, удовлетворяющей нашим техническим

и эксплуатационным условиям, и вновь, при разработке и согласовании ТЗ пришлось и самим интенсивно осваивать специфику нового направления в гироскопии и доказывать новому смежнику необходимость и обоснованность всей совокупности наших требований.

В итоге система на ЭСГ впервые в отечественной и мировой практике для применения в космосе была создана (главный конструктор Б.Е.Ландау).

ЛКИ БИС ЭГ показали, что сразу столь решительный перенос в космос решений, успешно апробированных в земных применениях, по результатам оказался скромнее, чем было заявлено. Тем не менее, совместными усилиями БИС ЭГ приближается к требуемому состоянию по точностным характеристикам и надежности в эксплуатации.

В части определения ориентации КА по звездам в интересах АК БИНС выбор соответствующей аппаратуры был предрешен благодаря достижениям мирового уровня ИКИ РАН (Главный конструктор Г.А.Аванесов) в области создания прецизионных автономных интеллектуальных звездных координаторов (ЗК).

Наиболее совершенный вариант ЗК был разработан по нашему ТЗ под требования СУД «Альбатрос» (БОКЗ-М). ЛКИ БОКЗ-М показали, что в основном он удовлетворяет поставленным требованиям, и притом выявилась необходимость некоторых доработок при дальнейшем совершенствовании его».

Для обеспечения высокودинамичного углового маневрирования КА при съемке и перенацеливании по ТЗ нашего предприятия были разработаны уникальные по мощности и точности формирования управляющих моментов силовые гироскопические устройства – гиродины (НИИ КП, г. Ленинград). С целью создания методической основы для разработки алгоритмов управления были развернуты научные разработки – как на предприятии, так и в системе Минвуза и Академии наук. Итогом всех этих работ стало создание базовой унифицированной СУД «Альбатрос».

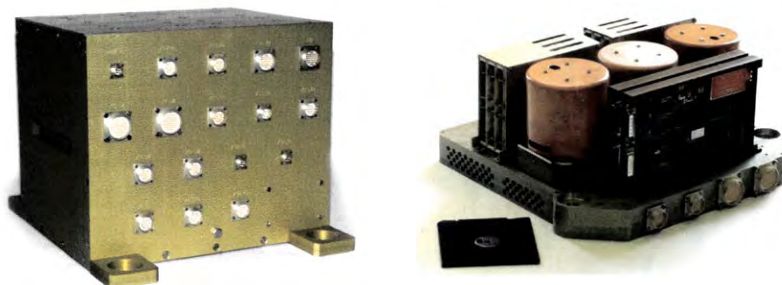
СУД «Альбатрос» разработана для многоцелевых КА наблюдения типа «Ресурс-ДК» и выполняет следующие функциональные задачи:

- построение осей ориентации, т.е. опорной системы координат (ОпСК), в различных режимах работы КА;
- выставка осей КА из произвольного положения в заданное в ОпСК;
- стабилизация связанных осей КА в заданном положении в ОпСК;
- программные развороты в пространстве для наведения целевой аппаратуры ЦА на объекты наблюдения;
- развороты по тангажу и рысканию для выдачи корректирующих импульсов при маневрах и «сбросе» целевой информации;

- управление движением КА и маршевым двигателем при маневрах на орбите;
- управление движением КА при разгрузке силовых гироскопов;
- управление компенсацией возмущающих моментов и разгрузкой силовых гироскопов;
- управление положением панелей СБ для обеспечения требуемого энергобаланса;
- управление КА при спуске с орбиты.

В ее составе применяется следующая БА:

- бескарданная инерциальная система на базе электростатических гироскопов (БИС-ЭГ). Разработчик и изготовитель ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург [58] (рис. 5.11);
- блок датчиков угловых скоростей (БДУС). Разработчик и изготовитель ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара;



Блок электроники (260x305x308 мм) Блок чувствительных элементов (140x304x285 мм)
Рисунок 5.11. Бескарданная инерциальная система на базе электростатических гироскопов

- ИКПМВ для первоначальной ориентации КА в ОСК из произвольного положения. Разработчик ЦКБ «Геофизика», г. Москва, изготовитель НПП КП «Квант», г. Ростов-на-Дону;
- блок определения координат звезд (БОКЗ-М) для прецизионной астрокоррекции (рис. 5.12);



Рисунок 5.12. Блок определения координат звезд (381x254x222 мм)

- силовой гироскопический комплекс (СГК) на базе четырех двухступенных моментных гироскопов (гиродинов) в качестве основных прецизионных исполнительных органов;
- блок устройств согласования (БУС). Разработчик и изготовитель ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара;
- система измерения приращения скорости (СИПС). Разработчик и изготовитель НИИ ПМ, г. Москва;
- система сброса кинетического момента (ССКМ). Разработчик и изготовитель ОАО НИИЭМ, г. Истра.

Функционально к СУД относятся:

- бортовая вычислительная система (БВС);
- комплексная двигательная установка (КДУ), в составе которой находятся УРД и КТД с приводами карданова подвеса камеры сторания.

Алгоритмическая структура системы представлена совокупностью бортовых программ по группам типовых задач:

- автономное планирование решения функциональных задач;
- информационный обмен с бортовой аппаратурой;
- построение опорной системы координат и управление ориентацией;
- стабилизация и программные повороты;
- управление энергобалансом и разгрузкой силовых гироскопов;
- астроориентация и навигация;
- управление движением при маневрах КА;
- управление живучестью СУД.

Название каждой группы алгоритмов очевидно, а их состав, функции и законы управления могут изменяться в зависимости от типа КА.

Особенности построения основного контура этой системы (управление по отклонению позиционных и скоростных координат) состоят в следующем.

Базовый и прецизионный уровни ориентации реализуются с помощью единого приборного состава. При этом ОпСК реализуется с помощью бескарданной инерциальной системы на основе электростатических гироскопов (БИС-ЭГ). В качестве корректирующих устройств применяются:

- астродатчики с соответствующим каталогом астроориентиров;
- инфракрасный построитель местной вертикали;
- угломерный канал аппаратуры спутниковой навигации и др.

Исполнительные органы СУД на базе четырех гиродинов позволяют выполнять пространственное движение по программной траектории, т.е. сканирование, применяемое для наблюдения объектов, произвольно расположенных относительно трассы полета.

Применение блока волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) для измерения скорости КА обеспечивает точность СУД (порядка 0,1...0,01%) в диапазоне скоростей вращения КА до 10 град/сек.



Рисунок 5.13. Измеритель угловой скорости волоконно-оптический с акселерометрами

Свойственные БИС-ЭГ незначительные уходы на длительных интервалах полета КА позволяют решать задачу астрокоррекции с помощью одного астродатчика на основе проведения последовательных во времени астроизмерений по соответствующим звездам.

Функциональные возможности подсистем, входящих в СУД «Альбатрос», и возможности, предусмотренные специалистами ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» при разработке программного математического обеспечения СУД «Альбатрос», позволяют реализовать следующие режимы ориентации и стабилизации при полете КА:

1. Режим начальной ориентации, обеспечивающий решение задачи выставки КА из произвольного положения в ориентированное в орбитальной системе координат с использованием в качестве измерительных элементов приборов ИКПМВ, БДУС и БУС, УРД2, УРД1 в качестве исполнительных органов.

2. Базовый режим ориентации и стабилизации, в котором обеспечивается управление ориентацией при выдаче импульса тяги для коррекции орбиты и дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) с использованием приборов БИС-ЭГ, БДУС, БОКЗ-М, СИПС и в качестве исполнительных органов СГК (резервно УРД1).

3. Резервный режим ориентации и стабилизации (РСО), в котором обеспечивается управление ориентацией при выдаче импульса тяги для коррекции орбиты и ДЗЗ с использованием приборов БДУС, БОКЗ-М, СИПС и в качестве исполнительных органов СГК (резервно УРД1, УРД3) При этом

ориентация рассчитывается бортовой программой по информации с БДУС и периодически корректируется измерениями астродатчиков (БОКЗ-М).

Расчетно-теоретические оценки точности ориентации СУД в режиме РСО показали возможность достижения ее на уровне средних значений. Однако, реализация режима РСО в течение нескольких лет полета КА «Ресурс-ДК1» показала, что реальные точности находятся в пределах, заданных ТЗ и не накладывают ограничений на получение информации ДЗЗ требуемого качества.

Структурная схема СУД «Альбатрос» приведена на рис. 5.14.

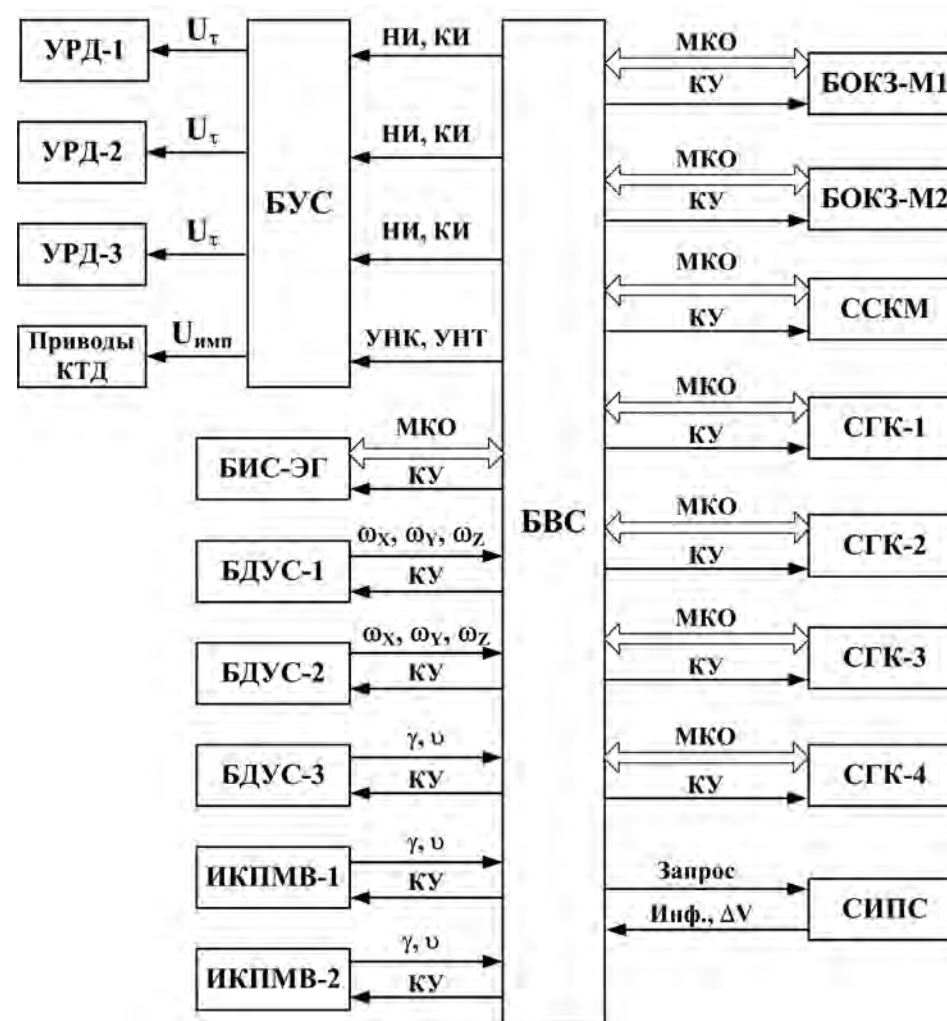


Рисунок 5.14. Структурная схема СУД «Альбатрос»

На рис. 5.13 U – напряжение на УРД и на приводы КТД,

ω – угловые скорости,

γ, ν – углы с ИКПМВ по каналам крена и тангажа,

ΔV – приращение кажущейся скорости,

КУ – команды управления,

НИ, КИ – быстрые команды на включение и выключение УРД,

МКО – мультиплексный канал обмена информацией.

БА запитывается через СТКРП от источника постоянного тока СЭП.

Управление БА осуществляется командами управления (КУ), подающимися из БВС через СТКРП.

Информационный обмен приборов СГК, БИС-ЭГ, БОКЗ-М, ССКМ осуществляется по мультиплексному каналу обмена (МКО) посредством магистрального последовательного интерфейса (МПИ) по линии передачи информации (ЛПИ). Все приборы СУД, подключенные к ЛПИ, работают в режиме оконечных устройств.

Выходные сигналы с БДУС и ИКПМВ в виде напряжения постоянного тока поступают на ПНК БВС. БПО БВС обеспечивает управление каналами управления УРД и каналами управления приводами КТД в БУС. Кодовая информация с СИПС выдается в БВС в соответствии с внешним запросом из БВС. Для обеспечения синхронизации отсчета времени из БСКВУ выдаются синхронизирующие импульсы.

Положенные в основу СУД данного типа аппаратурные решения и принципы управления позволили достичь многократного улучшения точностных и динамических показателей, ресурса штатной эксплуатации и живучести по сравнению с СУД разработки 1970-1980-х годов.

В разработки цифровых СУД существенный вклад внесли Ю.Г.Антонов, А.Л.Бенькович, Ю.В.Белов, В.А.Алексеев, А.А.Головченко, Р.Г.Залялова, М.Г.Кирилова, Н.А.Куроедов, Е.И.Матвиенко, Д.М.Суринский, Б.К.Сучков и многие, многие другие специалисты ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс».

В заключение можно отметить, что, начиная с СУД «Сокол-1», все последующие разработки, включая «Альбатрос», не имели аналогов в отрасли. Вследствие особой напряженности требований к СУД низковысотных КАН, на каждом этапе их совершенствования перед отечественным приборостроением ставились задачи, решения которых стали вехами в истории технического прогресса страны.



Рио-де-Жанейро (Бразилия).
Аэропорт Галеан.
Фото с КА «Ресурс-ДК1»

Рио-де-Жанейро (Бразилия).
Аэропорт Сантос Дюмон.
Фото с КА «Ресурс-ДК-1»



Глава 6

Системы навигации космических аппаратов разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

6.1. Общие сведения

Для повышения автономности и точности навигационного обеспечения КА ДЗЗ разработки ЦСКБ с 1970-х годов в бортовом комплексе управления КА используются системы автономной навигации. В 1970-1974 гг. была разработана и внедрена в эксплуатацию астрорадиотехническая система автономной навигации (АРТ САН), реализованная на базе программного обеспечения разработки ЦСКБ, входившего в состав ПМО БЦВМ «Салют-3М», двух астровизирующих устройств (АВУ) разработки НПП «Геофизика-космос», представляющих собой телескопы на двухступенном карданном подвесе, и радиовертикали-высотомера (РВВ) разработки ОАО «Российские космические системы».

При этом АВУ использовались и как датчики системы управления движением, т.е. это был один из успешных примеров комплексного использования приборов, на основе их функциональных возможностей, для решения широкого круга задач БКУ.

Телескоп по командам из БЦВМ наводился на заданную звезду, после «захвата» которой переходил в режим автоматического отслеживания ее движения относительно корпуса КА. Измерение углов с кардановых подвесов АВУ и измерение высоты полета над морской поверхностью, а также двух углов отклонения от местной вертикали аппаратурой РВВ позволяло сформировать первичные навигационные параметры в виде двух зенитных углов звезд и высоты полета. Статистическая обработка этих параметров осуществлялась с использованием фильтра Калмана и позволяла в конце навигационного интервала измерений над морской поверхностью суммарной длительности около 5400 секунд определять параметры движения центра масс КА с погрешностями не хуже:

- по высоте – 0,15 км;
- вдоль орбиты (по трансверсали) – 6,0 км;
- по боковой координате – 1,5 км;
- по радиальной составляющей скорости – 7 м/с;
- по продольной составляющей скорости – 0,22 м/с;
- по боковой составляющей скорости – 1,88 м/с.

Теоретические основы построения такой системы были разработаны коллективом ученых Ленинградской военной инженерной академии им. А.Ф.Можайского во главе с профессором Л.Ф.Порфирьевым.

ТЗ на разработку АБУ ЦСКБ выдало в ЦКБ «Геофизика» г. Москва (ныне НПП «Геофизика-Космос»). Разработка и создание радиовертикали-высотомера осуществлено по ТЗ ЦСКБ в НИИ космического приборостроения (ныне РНИИКП, г. Москва).

Бортовое навигационное программное обеспечение БЦВМ состояло из алгоритмов планирования сеансов навигационных измерений, измерений параметров с АБУ и РВВ, формирования по результатам измерений первичных навигационных параметров и их статистической обработки.

Планирование осуществлялось по заявке из БКУ и состояло в выборе трех пар рабочих звезд, обеспечивающих работу по ним АБУ на протяжении всего витка, в выборе траектории наведения (перенаведения) каждого АБУ с обходом Солнца и Луны и определения моментов перенаведения. Для чего бортовой альманах содержал более 400 звезд до четвертой звездной величины включительно.

Планирование рабочих участков измерений РВВ над акваторией мирового океана осуществлялось в наземном комплексе, результаты планирования закладывались на борт в составе рабочей программы (РП).

Для реализации алгоритма обработки навигационной информации в формате с плавающей запятой разработчиками алгоритмов САН самостоятельно была создана система эмуляции команд с плавающей запятой в БЦВМ, где все вычислительные операции выполнялись в формате с фиксированной запятой. После отработки система была использована как базовая для ряда КА ДЗЗ типа «Янтарь» и эксплуатировалась до 2003 года.

В период 1981-1989 годы в ЦСКБ проводилась разработка АРТ САН для КА ДЗЗ типа «Орлец». Состав базовой аппаратуры САН был сохранен с предыдущих КА, но программное обеспечение было модернизировано, что позволило значительно повысить автономность и точностные характеристики системы при решении целевых задач. Для чего цифровая карта поверхности Земли в проекции Меркатора с изображениями участков суши и морской поверхности закладывалась в постоянное запоминающее устрой-

ство (ПЗУ) БЦВМ, что обеспечивало полную автономность планирования навигационного режима. Большой объем работ по разработке соответствующего программного обеспечения и системы автономной навигации, в целом, а также по отработке системы в процессе эксплуатации КА был выполнен сотрудниками ЦСКБ А.Л.Беньковичем, Р.Г.Заляловой, В.Ф.Петрищевым и др. Структурная схема астрорадиотехнической САН для КА типа «Орлец» приведена на рис. 6.1.

Система автономной навигации обеспечивала точность прогноза параметров движения КА на интервалах работы аппаратуры зондирования (предельные значения: 15 км вдоль орбиты; 0,8 км по высоте. При этом интервал определения параметров движения от 35 до 180 мин, интервал прогноза до 12 часов. Отличительной особенностью применения указанной САН было реализованное впервые в практике космического аппаратостроения оперативное применение полученных при обработке параметров движения в БКУ для реализации координатно-временного управления, в то время как большинство схем применения навигационных средств, принятых предприятиями СССР, работающими по космической тематике, предполагали передачу навигационной информации в НКУ и последующего формирования в НКУ ПДЦМ для передачи в БКУ.

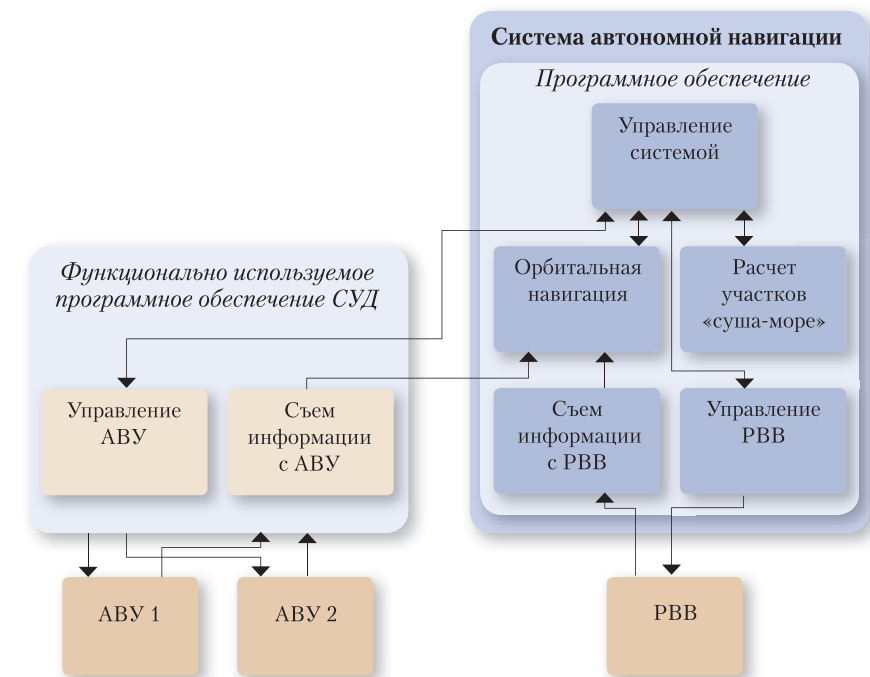


Рисунок 6.1. Структурная схема САН

В 1980-е годы в связи с развертыванием глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС (СССР) и GPS (США) в ЦСКБ проводились научно-методические и проектные разработки нового типа навигационных систем – систем спутниковой навигации (СН). СН структурно состояла из программного обеспечения разработки ЦСКБ, реализованного в БВС нового типа, и навигационной аппаратуры. Была разработана система спутниковой навигации, которая должна была проводить сеансные навигационные измерения на каждом витке на двух противоположных участках орбиты длительностью по пять минут каждый. В результате статистической обработки данных двух сеансных навигационных определений система должна была обеспечить точность навигационного обеспечения на борту КА на уровне 450 м вдоль орбиты и 100 м по радиусу и бинормали ($p = 0,95$) для интервала прогноза ~ 0,5 витка. Такие характеристики были более чем на порядок выше АРТ САН.

Задел по разработке СН был использован в 1990-е и 2000-е годы для вновь разрабатываемого КА «Ресурс-ДК1».

В результате большого объема научных и проектных работ ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» совместно с ОАО РИРВ была создана базовая СН, являющаяся ключевым звеном бортового комплекса управления и основным источником получения высокоточной навигационной информации в бортовом и наземном комплексах управления.

Базовая СН позволяет использовать радионавигационные поля систем ГЛОНАСС и GPS [61].

С середины 2006 года по настоящее время эта СН штатно эксплуатируется на КА ДЗЗ «Ресурс-ДК1» с использованием радионавигационных полей ГЛОНАСС и GPS [1, 3, 4, 5, 15, 65]. С применением в БКУ навигационной информации, получаемой от СН, существенным образом связывается эффективность эксплуатации КА. Становится возможным осуществлять автономное формирование программ управления КА в интересах решения целевых задач зондирования. Получаемые в виде гладких непрерывных функций программные траектории углового движения аппаратов могут быть отработаны, на планируемых интервалах проведения наблюдений, с применением систем ориентации и стабилизации, использующих инерциальные датчики. По результатам определения системой навигации параметров движения центра масс программы управления космическим аппаратом «Ресурс-ДК1» реализуются с необходимой точностью и оперативностью и с выполнением условий зондирования в полосе захвата аппаратуры зондирования.

В процессе работы СН решает следующие функциональные задачи:

- проведение навигационных измерений по радионавигационным сигналам ГНСС и получение одномоментных навигационных определений параметров движения центра масс КА;
- уточнение параметров движения центра масс КА по результатам статистической обработки одномоментных навигационных определений параметров движения центра масс КА;
- обновление параметров движения центра масс КА для потребителей в БКУ;
- формирование и накопление навигационной и контрольной информации для передачи в наземный комплекс управления (НКУ).

Система спутниковой навигации состоит из программного обеспечения, реализованного в вычислительной системе БКУ, и навигационной части бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ), разработки ОАО РИРВ.

Структурная схема СН представлена на рис. 6.2.

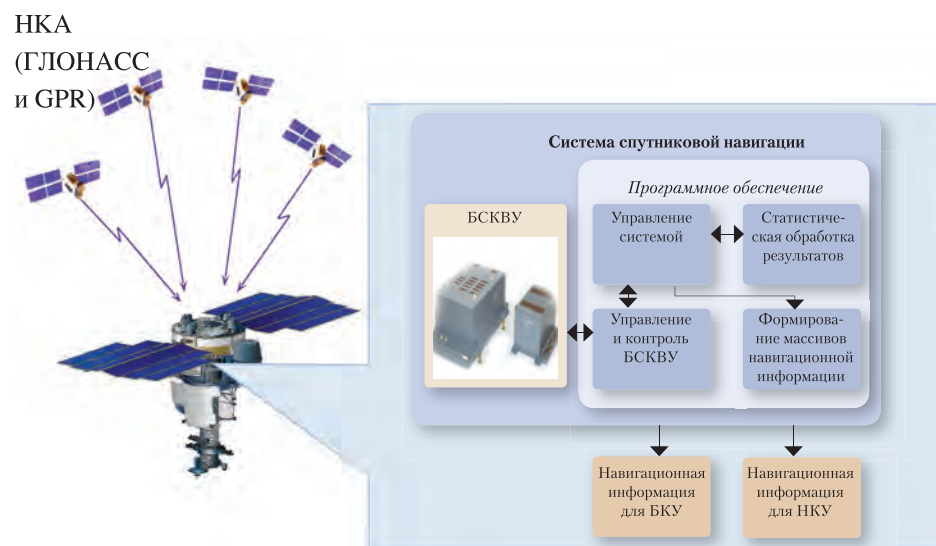


Рисунок 6.2. Структурная схема СН

Условия функционирования БСКВУ при проведении навигационных измерений сводятся к следующему:

- ориентация оси диаграммы направленности антенного устройства БСКВУ должна быть по направлению радиус-вектора КА \vec{r} в пределах конуса с углом $\alpha \leq 35^\circ$;
- угловая скорость вращения КА вокруг центра масс не более $3^\circ/\text{с}$.

БСКВУ предназначено для решения следующих задач [78, 79]:

- формирования и управления бортовой шкалой времени и частотой опорного генератора по сигналам ГЛОНАСС/GPS и удержания отклонения частоты опорного генератора на весь период полета на уровне не хуже 1×10^{-10} ;

- одномоментных определений параметров движения центра масс КА при точности измерения координат не хуже 30 м.

Бортовое программное обеспечение системы навигации, разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс», состоит из следующих программ:

- «Управление системой спутниковой навигации»;
- «Управление и контроль бортового синхронизирующего координатно-временного устройства»;
- «Уточнение параметров движения центра масс»;
- «Формирование массивов навигационной информации».

Функционально используется программа «Прогнозирование параметров движения КА», входящая в состав ПМО БКУ КА «Ресурс-ДК1».

Общая логика функционирования системы заключается в следующем.

Включение системы на орбитальном участке полета КА проводится после приведения изделия в положение, обеспечивающее условия для проведения навигационных измерений.

Программа управления ССН организует периодическое включение БСКВУ для получения одномоментных определений $\{t, x, y, z, v_x, v_y, v_z\}_i$, проведение статистической обработки результатов одномоментных навигационных определений, формирование массивов навигационной информации для прогнозирования параметров движения, формирование навигационной и контрольной информации для передачи в наземный комплекс управления. Структурная схема программы управления системой приведена на рис. 6.3.

На участках полета КА, на которых не выполняются условия функционирования БСКВУ, проведение измерений и обработка навигационной информации не осуществляется. Обновление параметров движения в БКУ по результатам работы ССН производится периодически с интервалом Δt из условия обеспечения требуемой точности их знания. Каждые сутки полета ССН формирует в состав информации, передаваемой в наземный комплекс, несколько массивов параметров движения на заданные моменты времени.

Статистическая обработка одномоментных навигационных определений, получаемых из БСКВУ, осуществляется программой «Уточнение параметров движения центра масс» методом динамической фильтрации с использованием фильтра Калмана.

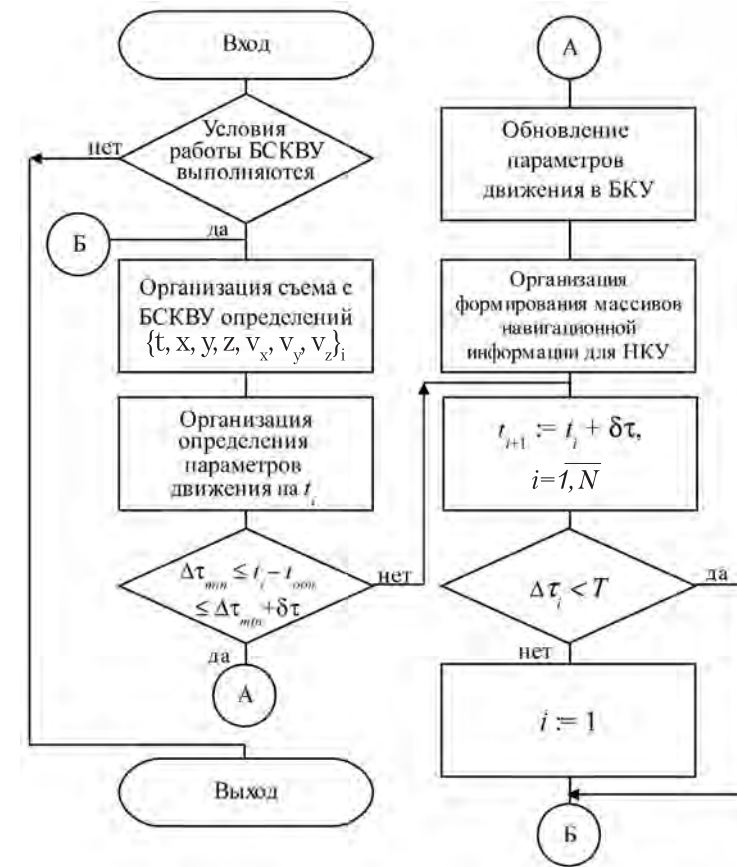


Рисунок 6.3. Схема программы «Управление системой спутниковой навигации»

$t_{обн}$ – время предыдущего обновления,

Δt_{min} – минимальный интервал статистической обработки,

δt – периодичность съема одномоментных определений $\{t, x, y, z, v_x, v_y, v_z\}_i$,

T – максимальный интервал статистической обработки,

N – количество циклов съема измерений из БСКВУ на интервале T .

На участках полета КА, на которых не выполняются условия функционирования БСКВУ, проведение измерений и обработка навигационной информации не осуществляется. Обновление параметров движения в БКУ по результатам работы ССН производится периодически с интервалом Δt из условия обеспечения требуемой точности их знания. Каждые сутки полета ССН формирует в состав информации, передаваемой в наземный комплекс, несколько массивов параметров движения на заданные моменты времени.

Статистическая обработка одномоментных навигационных определений, получаемых из БСКВУ, осуществляется программой «Уточнение па-

раметров движения центра масс» методом динамической фильтрации с использованием фильтра Калмана.

Пусть $\mathbf{q}(t_i) = (x, y, z, v_x, v_y, v_z)^T$ вектор, компоненты которого x, y, z являются компонентами вектора положения КА, а v_x, v_y, v_z – компонентами вектора скорости КА в момент времени t_i . Фильтр реализован в скалярной форме с последовательным уточнением в каждый i -ый момент времени априорного вектора параметров движения центра масс КА $\mathbf{q}(t_i)$ по невязкам j -х компонент этого вектора ($j = 1, \dots, 6$) и соответствующих компонент измеренного вектора $\mathbf{q}^m(t_i)$. При этом в качестве априорного $\mathbf{q}(t_i)$ используется вектор, получаемый прогнозированием оценки вектора параметров движения центра масс $\mathbf{q}^{om}(t_{i-1})$ на момент t_i . Последовательная оценка вектора $\mathbf{q}^{om}(t_i)$ по j -ому компоненту проводится по следующим формулам:

$$\mathbf{q}_j^{om} = \mathbf{q}_{j-1}^{om} + \mathbf{P}_j \cdot (Q_j^n - Q_j^{om}),$$

$$\mathbf{P}_j = Kq_{j-1} \cdot \mathbf{W}_j \cdot (S_{jj} + S_{jj}^n)^{-1},$$

$$Kq_j = Kq_{j-1} - \mathbf{P}_j \cdot \mathbf{W}_j \cdot Kq_{j-1},$$

где \mathbf{q}_j^{om} – оценка вектора параметров движения по j -ому компоненту, \mathbf{q}_{j-1}^{om} – вектор параметров движения, уточненный по $(j-1)$ -ому компоненту, (для $j=1$ $\mathbf{q}_j^{om} = \mathbf{q}^a(t_i)$),

\mathbf{P}_j – коэффициент усиления,

Q_j^n – j -ый компонент вектора $\mathbf{q}^n(t_i)$,

Q_j^{om} – j -ый компонент вектора $\mathbf{q}^{om}(t_i)$,

S_{jj} – j -ый диагональный элемент ковариационной матрицы Kq_j ,

S_{jj}^n – j -ый диагональный элемент ковариационной матрицы погрешностей измерений $K^n q$,

\mathbf{W}_j – j -ый столбец корреляционной матрицы Kq ,

Kq_j – ковариационная матрица погрешностей параметров движения центра масс КА, уточненная при оценке по j -ому компоненту (для $j=1$ $Kq_{j-1} = Kq^a(t_i)$).

Экстраполяция ковариационной матрицы Kq с момента времени t_{i-1} на момент t_i осуществляется с использованием матрицы перехода от момента t_{i-1} к моменту t_i $\Phi_{i-1,i}$.

Реализованный в программном обеспечении ССН алгоритм статистической обработки позволяет проводить определение параметров движения центра масс КА по ограниченному объему поступающих из БСКВУ результатов одномоментных навигационных определений (ограниченному

по длительности интервала поступления информации и количеству циклов измерений). Длительность i -го интервала статистической обработки Δt может составлять от 20 до 100 минут. При этом принятая периодичность съема одномоментных определений δt около двух минут.

За время полета КА получен большой объем навигационной информации о результатах определения положения и скорости центра масс КА. Эта информация использовалась для апостериорной оценки точности параметров движения аппарата, определяемых системой (точностных характеристик ССН). Оценка точностных характеристик системы навигации проведена в соответствии с разработанной для этапа летных испытаний методикой. В качестве эталонных параметров движения аппарата использовались параметры движения, соответствующие эталонной орбите. Такая орбита строилась по результатам статистической обработки значений параметров движения, получаемых системой с периодичностью от 50 до 100 минут на интервалах времени длительностью до одних суток полета аппарата. Обработка проводилась на наземных вычислительных средствах (с использованием метода наименьших квадратов) и высокоточной модели движения центра масс КА.

Среднеквадратические погрешности прогнозирования параметров движения центра масс, получаемые системой спутниковой навигации на различных интервалах полета аппарата, в прогнозе на один виток полета составили 50-70 м по радиусу и бинормали, 300-400 м по направлению вдоль орбиты.

В процессе штатной эксплуатации периодически осуществлялась оценка точностных характеристик в прогнозе на один виток полета. Изменение погрешности прогноза параметров движения аппарата по результатам работы ССН оказалось незначительным. Одновременно проводившаяся оценка погрешности одномоментных навигационных определений координат и составляющих вектора скорости аппарата, получаемых БСКВУ, показала, что их среднеквадратические погрешности не превышают по координатам шести метров и по составляющим вектора скорости одного сантиметра в секунду.

Система навигации позволила осуществить в БКУ КА «Ресурс-ДК1» организацию автоматического снабжения навигационной информацией всех бортовых потребителей (прежде всего, программ бортового баллистического обеспечения). Возможность передачи бортовым комплексом управления параметрами движения в наземный комплекс управления (НКУ) позволила снабжать навигационной информацией наземную инфраструктуру, предназначенную для планирования целевого применения и управления КА с минимальным привлечением наземных измерительных средств. Это, в свою

очередь, впервые в стране привело к существенному повышению эффективности эксплуатации аппарата и повышению автономности его функционирования.

В разработку системы спутниковой навигации, в целом, и соответствующего программного обеспечения, а также в отработку системы в процессе эксплуатации большой вклад внесли сотрудники ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» А.И.Мантуров, В.И.Рублев, Е.Ф.Якушин, В.И.Огарков и др.

В настоящее время все создаваемые ЦСКБ КА ДЗЗ имеют в своем составе системы спутниковой навигации.

Развитие вычислительной техники и использование в БКУ КА бортовых вычислительных систем с большим объемом памяти и быстродействием позволяет ввести в состав бортовых алгоритмов более точные модели движения, учитывающие до 16 членов разложения геопотенциала Земли. Использование более точных моделей движения в БКУ перспективных КА, а также внедрение в БКУ КА системы спутниковой навигации позволяет уменьшить ошибки прогнозирования ПДЦМ КА на момент решения целевых задач до нескольких десятков метров.

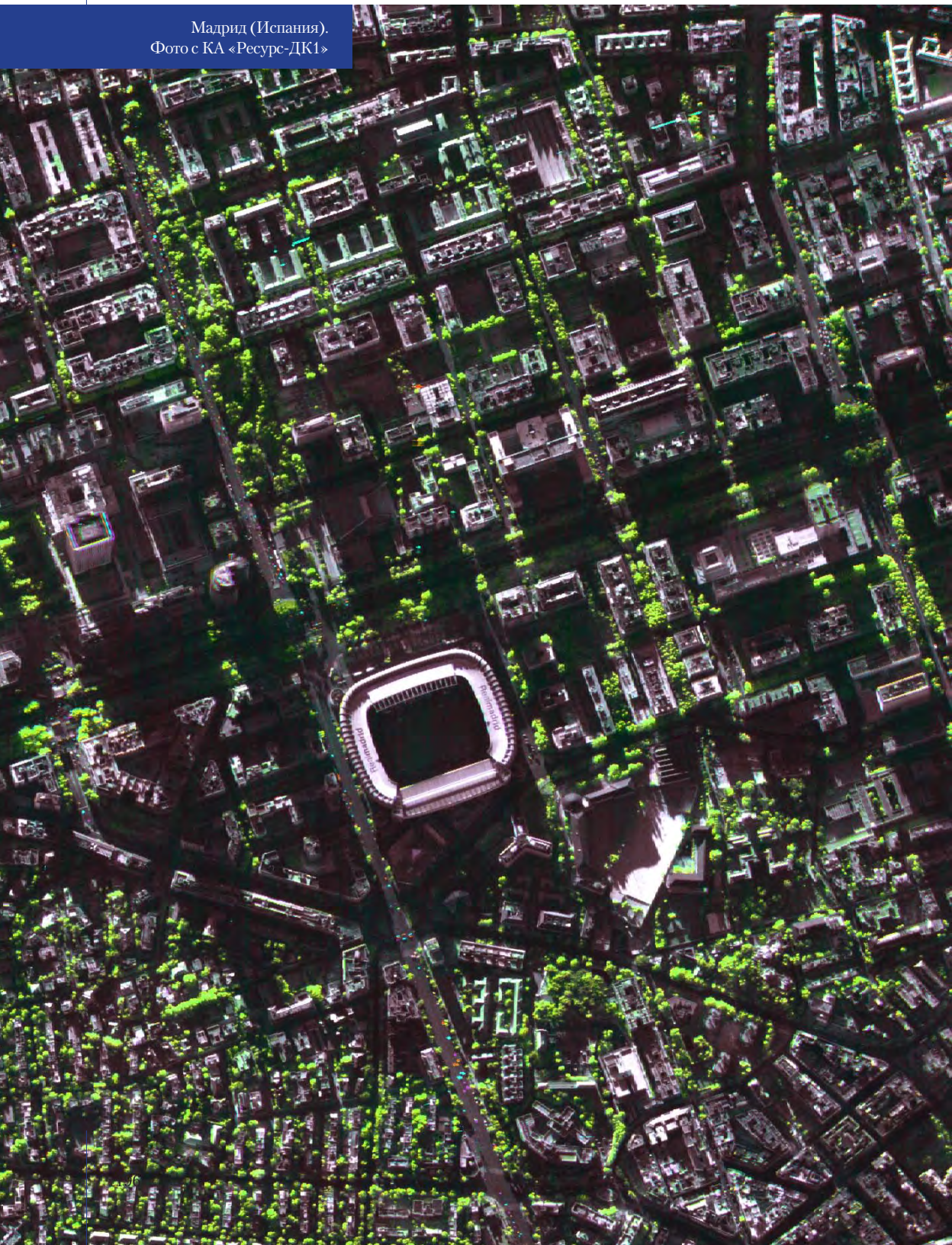
В 2011 году планируется запуск КА ДЗЗ «Ресурс-П», на котором за счет применения более точной бортовой модели движения в БКУ КА будет значительно повышена точность определения и прогноза ПДЦМ, которая должна составить (3σ):

- на момент определения 15 м по координатам;
- в прогнозе на один виток полета КА 60 м по высоте и 300 м по направлению вдоль орбиты.



Мадрид (Испания).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»

Мадрид (Испания).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



Глава 7

Бортовые цифровые вычислительные машины,
бортовые вычислительные системы
и бортовое программное обеспечение БКУ КА

7.1. Использование БЦВМ (БВС) и задачи комплексного улучшения характеристик бортовых систем и целевой аппаратуры КА

Опыт работы первых КА ДЗЗ выявил необходимость совершенствования не только конструкции КА и его целевой аппаратуры, но и управления КА для повышения качества решения задач полета.

Последнее связывалось с:

- сокращением промахов на местности при наблюдении заданных объектов;
- улучшением разрешения на местности;
- повышением производительности целевых работ;
- повышением автономности работы КА ДЗЗ, увеличением интервалов работы без участия средств НКУ.

Достижения техники микроминиатюризации к концу 1960-х годов привели к созданию в нашей стране БЦВМ, пригодных для использования на КА. Основными особенностями БЦВМ или бортовых вычислительных систем (БВС), используемых в космических аппаратах, являются:

- повышенная надежность технических средств (в том числе, и за счет структурного построения);
- наличие жестких ограничений на энергетические, массовые и габаритные характеристики и связанные с этим ограничения по располагаемым пользователем ресурсам БЦВМ (БВС) по памяти, быстродействию;
- наличие разнообразных и зачастую специфичных видов обмена информацией с бортовой аппаратурой (БА) и управления БА;
- особенности системы команд БЦВМ (БВС) (виды представления данных);

- хранение программ управления БА в постоянном репрограммируемом запоминающем устройстве (РПЗУ);
- специфичная операционная система для обеспечения принятой организации вычислительного процесса;
- отсутствие общепринятой библиотеки стандартных функций;
- отсутствие общепринятых средств взаимодействия оператора с БВС (дисплей, клавиатура, мышь и т.д.).

К этому же времени относятся попытки решения отдельных задач с использованием БЦВМ.

Анализ показал, что характеристики разрешения на местности и промахов при наведении на заданные объекты могут быть действительно улучшены для КА ДЗЗ, если система управления будет позволять:

- увеличить точность наведения оптической оси СпА и поддержания углового положения КА в процессе съемки, что уменьшает промахи;
- уменьшить погрешности поддержания требуемой угловой скорости, что уменьшает смаз изображения;
- уменьшить погрешности знания ПДЦМ на момент наблюдения, что также уменьшает промахи наведения и смаз изображения, а кроме того, повышает точность привязки объектов съемки.

Уменьшить ошибки знания ПДЦМ можно уменьшая интервалы прогноза, т.е. увеличивая частоту и точность навигационных измерений. Последнее становится возможным, если измерения траекторных параметров проводятся автономно на борту КА по всему витку. При использовании измерений с наземных пунктов, расположенных на территории тогда СССР, вследствие уходов КА из зоны видимости этих пунктов на длительные интервалы времени, получить непрерывные измерения по витку невозможно.

Наличие бортовых средств измерения траекторных параметров приводит к необходимости их обработки на борту также из-за невозможности, по тем же причинам, их частого сброса на землю для обработки наземными машинами.

Обработка бортовых траекторных измерений была одной из первых задач, возложенных на только что появившиеся БЦВМ.

Задачи увеличения точности угловой ориентации и стабилизации по угловой скорости также могли быть решены путем сложной фильтрации в сигналах, принимаемых с датчиков углового положения, использования датчиков внешней ориентации – астродатчиков, – информация с которых должна подвергаться сложной алгоритмической обработке. Поэтому в ряде организаций были развернуты работы по использованию БЦВМ для угловой ориентации и стабилизации объектов.

Мысль о том, что для решения этих задач может быть использована одна и та же БЦВМ, родилась не сразу, так как проблема многозадачной работы БЦВМ требовала еще своего решения и была впервые реализована в аппаратах ЦСКБ.

Анализ задачи повышения автономности работы КА ДЗЗ показал, что она может быть решена на основе использования БЦВМ, обладающей достаточными ресурсами, в частности, возможностью хранения каталога целей на период автономной работы, имеющей бортовой алгоритм планирования для решения задачи заблаговременной организации необходимых разворотов КА относительно центра масс с целью своевременного наведения оси СпА на каждую из запланированных целей. При этом наличие на борту «свежей» навигационной информации позволяло решать эту задачу с не достижимой ранее точностью. Задачи автономного управления КА при наличии неисправностей БА, распознаванию этих неисправностей, стратегии «аварийной» защиты, требующие логического анализа признаков работоспособности, также могут быть решены в той же БЦВМ путем алгоритмической обработки имеющейся на борту информации.

Идея создания полностью цифрового борта КА на базе центральной БЦВМ, ресурсы которой позволяли бы решить большинство задач управления в подсистемах КА, повысить точность работы каждой из подсистем за счет привлечения дополнительной информации, в том числе, от систем ориентации и навигации, родилась и была реализована в ЦСКБ впервые в тогдашнем СССР в начале 1970-х годов.

Для реализации этой передовой идеи необходимо было также впервые решить ряд сложных научно-технических задач:

1. Создать БЦВМ с обширным устройством ввода-вывода информации (УВВ), то есть такую часть вычислительной системы, с помощью которой обеспечивается информационный обмен между БЦВМ и БА КА. Одна из основных функций УВВ – прямое и обратное преобразование сигналов процессора в сигналы, воспринимаемые и выдаваемые БА. Таким образом, УВВ берут на себя роль основного элемента согласования работы БЦВМ с работой системы управления КА. До недавнего времени вопросы сопряжения БЦВМ с БА требовали разработки специальной аппаратуры УВВ. В настоящее время в связи с унификацией этих устройств положение изменилось, но во многих случаях все же сохраняется необходимость адаптации УВВ к составу БА системы управления КА. Сейчас в космической технике широко применяется последовательный мультиплексный канал информационного обмена по стандарту MILSTD 1553В.

2. Создать БА, способную обмениваться информацией по выбранным типам сигналов УВВ с БЦВМ.

3. Решить проблему многозадачной работы БПО, так как множество процессов управления надо было обслуживать асинхронно и параллельно.

4. Создать технологию проектирования многозадачного БПО, проектного распределения ресурсов БЦВМ между процессами.

5. Создать инструментальные средства и технологию отладки БПО, так как, учитывая отводимую в управлении КА роль БЦВМ, ошибки БПО могут иметь критический характер.

6. Создать стратегию безопасности и аварийной защиты БПО и КА, так как стало понятным, что реально возможный объем проведенной отладки и наземных испытаний не давал гарантии на отсутствие проявления скрытых ошибок БПО и отказов БА в полете.

7. Решить вопросы технологической защиты БПО в процессе его разработки.

8. Решить стратегию документирования БПО и процесса его разработки. Определить виды и содержание документов по БПО и БЦВМ на всех этапах разработки КА.

9. Создать коллектив разработчиков, разработать принципы организации работы этого коллектива с тем, чтобы имелась возможность создания качественного БПО в заданные сроки.

Эти задачи были успешно решены в ЦСКБ в начале 1970-х годов.

7.2. Первый цифровой бортовой комплекс управления с БЦВМ «Салют-3М» для космического аппарата «Янтарь-2К»

В НИИ Микроприборов в конце 1960-х годов прошлого столетия по требованиям ТЗ ЦСКБ была создана БЦВМ С-3М, обладавшая на тот момент выдающимися характеристиками.

Это была 16-разрядная БЦВМ, построенная на ИС и БИС собственного производства.

Эта БЦВМ оказалась настолько удачной, что в течение более чем 20 лет обеспечивала изделия ЦСКБ возрастающей сложности вычислительными и управляющими ресурсами.

Последний опыт ее применения в качестве центральной БЦВМ БКУ разгонного блока «Икар» в совместном российско-американском проекте по запуску спутников связи «Глобалстар» приходится на конец XX века.

Появившиеся в конце 1960-х годов первые ИС и БИС в этой машине использовались в бескорпусном варианте. При этом вся конструкция БЦВМ

была сделана герметичной, надувалась нейтральным газом и представляла как бы один большой корпус для тысяч объединенных микросхем. Это позволяло создать БЦВМ весьма малых габаритов и нужного ресурса, обладающую на момент создания передовыми характеристиками.

Программирование задач на ассемблере, оптимизированная под требования ТЗ ЦСКБ система команд, включающая команды побитового анализа, позволили создать очень эффективный программный код. Эффективность кода достигалась как во времени исполнения, так и в объеме занимаемой памяти.

Устройство ввода-вывода содержало до двух десятков портов – цифроаналоговых (ЦАП) и аналого-цифровых (АЦП), несколько десятков портов последовательного кода с кодированием информации по типу NRZ на прием и выдачу информации, порт параллельного кода, несколько десятков портов системы прерывания и ее эффективного расширения – так называемых индикаторов.

Кроме того, БЦВМ могла выдавать 256 релейных команд управления, два десятка импульсных команд управления.

Но все же основная особенность БЦВМ С-3М была связана со схемой ее резервирования.

БЦВМ резервирована по мажоритарному принципу, т.е. путем троирования с восстанавливающими (мажоритарными) органами не только по входу и выходу устройств, но и на многих промежуточных слоях.

Такая схема обеспечивала отказосбоекостойчивость БЦВМ. Основной чертой отказосбоекостойчивых систем является наличие средств, автоматически устанавливающих правильную информацию во введенных резервных устройствах и включающих их в работу.

Все это надо делать без прекращения нормального функционирования БЦВМ в реальном времени.

Каждый слой мажоритизирующих элементов БЦВМ С-3М решает эти задачи при выполнении каждой машинной операции – как при работе с памятью, так и при работе УВВ.

За отказосбоекостойчивость пришлось заплатить более чем трехкратным увеличением массы и энергопотребления БЦВМ, но зато БЦВМ выдерживала десятков канальных отказов в различных устройствах и ни разу ни на одном аппарате ЦСКБ не явилась причиной выхода его из строя.

Обеспечение отказосбоекостойчивости подобным образом делает этот механизм абсолютно прозрачным для программистов и позволяет им «не брать в голову» программные способы достижения отказосбоекостойчивости, что еще более повышает эффективность БПО.

С другой стороны, этот способ позволяет программистам уверенней и легче искать программные ошибки, так как очень быстро исчезает соблазн списывать проблемы и «особенности» в работе БЦВМ на ошибки в материальной части. При выборе принципов организации вычислительного процесса (ОВП) БЦВМ необходимо учитывать, что БЦВМ КА предназначена для решения фиксированного набора задач.

Время работы многих программ БПО существенно зависит от конкретных исходных данных, которые получаются на борту КА или передаются на борт КА с НКУ.

Таким образом, временная диаграмма работы БПО имеет случайные составляющие. Отличительной особенностью управляющих ЦВМ с точки зрения организации вычислительного процесса является то, что они взаимодействуют не с пользователями, а с физическими объектами.

Вторая особенность связана с невозможностью для управляющих БЦВМ выбирать произвольный темп работы, так как она должна вовремя реагировать на изменения в управляемых ею процессах, т.е. работать в реальном масштабе времени.

При работе в реальном масштабе времени суммарное время решения задачи плюс время ожидания начала решения из-за занятости процессора и время выдачи управляющих воздействий на соответствующую БА должно удовлетворять динамике того контура системы, в работе которого участвует данная программа БПО.

При превышении этого суммарного времени определенной величины увеличивается запаздывание в контуре системы управления, ухудшается качество процессов управления, а в некоторых случаях возможно невыполнение функциональной задачи, например, срыв слежения за астроориентиром.

Работа в реальном масштабе времени обеспечивается корректным выбором быстродействия БЦВМ и организацией вычислительного процесса таким образом, что наиболее «нетерпеливые» и высокодинамичные задачи, допускающие минимальную задержку в решении, «обслуживаются» процессором БЦВМ в первую очередь.

В то далекое время проблема многозадачности в БЦВМ решалась, как правило, путем создания жесткой тактовой системы управления исполнением сформированного пакета программ БПО. В этом случае при проектировании БПО немногочисленные программы управления, например, стабилизации движения, собирались в своеобразный пакет, последовательно и синхронно исполняемый на БЦВМ. При этом для обеспечения работы программ в любые случайные моменты времени необходимо резервировать

процессорное время БЦВМ, что, естественно, усложняет организацию процесса управления

Наличие большого количества асинхронных задач, в том числе, вызываемых по внешним относительно работы БПО событиям от многочисленной БА при комплексном использовании БЦВМ, практически не позволяло использовать такую организацию вычислительного процесса.

Для сложной многофункциональной системы управления КА более высокая гибкость приоритетной асинхронной ОВП и меньшая ее чувствительность к случайным или систематическим колебаниям времени исполнения программ является важным преимуществом. Это преимущество особенно важно при введении в состав БПО с НКУ дополнительных, так называемых «ремонтных», программ.

Переменчивость оперативного плана целевых работ, задаваемого Землей, затрудняла использование такой синхронной тактовой ОВП. Необходима была гибкая многозадачная ОВП, позволяющая обслуживать поток не только синхронных, но и асинхронных задач в реальном времени. Операционных систем (ОС), реализующих такие возможности, в 1970-е годы не было.

Это было время, когда не было операционных систем – ни ныне популярных QNX, ни Unix, ни Windows, да и самих персональных компьютеров еще не было.

Поэтому под задачи проектирования спутника «Янтарь-2К» в ЦСКБ в начале 1970-х годов была разработана собственная ОС, впервые реализующая как синхронное, так и асинхронное приоритетное многозадачное обслуживание решаемых задач КА. Эта ОС была достаточно компактна и, как оказалось впоследствии, весьма эффективна.

С течением времени эта ОС стала обеспечивать и вытесняющую многозадачность. Время переключения контекста задач ОС было относительно мало благодаря аппаратному упрятыванию БЦВМ контекста прерываемых задач в специальную зону памяти.

Разработанная ОС осуществляла переключение задач по программным запросам с относительными приоритетами и с абсолютными по аппаратным запросам. ОС позволяла управлять параллельным исполнением до 100 задач БПО. Постановка этой задачи В.С.Кандаловым, А.С.Клейном, А.И.Карпычевым, исследование и решение ее Я.А.Мостовым, Н.С.Никаноровой, В.П.Орловым позволило в дальнейшем успешно управлять исполнением многозадачного БПО ряда КА разработки ЦСКБ.

Отдельные принципы и алгоритмы этой ОС использовались в организациях-смежниках, связанных с ЦСКБ (в частности, в НПО «ЭЛАК»).

Технология разработки БПО для многозадачных комплексов реального времени, являющихся критичным элементом БКУ, в начале 1970-х годов отсутствовала, и в ЦСКБ пришлось ее создавать, опираясь на понимание того, что непосредственно программирование задач занимает незначительную долю в общей трудоемкости разработки подобного высоконадежного БПО, тогда как отладка в то время, наоборот, составляла преобладающую ее часть. Много сил для создания и совершенствования этой технологии приложили Я.А.Мостовой и Е.Ш.Шпильберг.

Технология разработки БПО с самого начала должна быть ориентирована на создание качественного программного продукта.

Основные принципы этой технологии:

1. Разработка БПО – это не самоцель. БПО принадлежит системе, рождается и живет вместе с ней.

2. Разработка БПО ведется в подразделениях разработчиков соответствующих систем. Наряду с этим имеется подразделение, отвечающее за общие вопросы разработки: ОВП и ОС, методологию отладки, топологию графика разработки, заказ инструментальных средств для отладки и т.п.

3. Проектирование БПО – итерационный процесс с рассмотрением БПО с разных сторон под разными углами зрения, в статике и динамике.

4. БПО структурируется на части, имеющие функциональное назначение и относительно небольшой размер.

Объем задачи (программы БПО) реального времени, поручаемый для разработки одному исполнителю, объективно ограничен сверху возможностью человека по безошибочной переработке большого объема информации. Поэтому большие программы структурируются, т.е. разбиваются на части. Размер этих программ, в среднем, не превышает нескольких сотен или тысяч операторов. Это упрощает процессы создания и эксплуатации больших программ и существенно повышает их надежность.

На структурирование БПО большое влияние оказывают соображения функциональной законченности каждой выделяемой части программы БПО, а также принятые способы и методы организации разработки БПО, определяющие границы ответственности за работу подсистем и БПО тех или иных подразделений – разработчиков КА.

В результате структурирования функциональные задачи системы управления решаются с помощью совокупности большого количества программ, работающих в реальном времени. Сборка ПО осуществляется в «пространстве и во времени», через ОС реального времени собственной разработки.

5. Отладка ПО проводится в два этапа: автономная и комплексная.

Основная цель автономной отладки – проверить и убедиться в соответ-

ствии внутренней логики программы логике алгоритма, добиться необходимой точности в расчетах, в том числе и в особых (критических) точках – в точках, где функция принимает граничные значения, нулевые значения, где изменяются знак функции и знак производной. Проверяется взаимодействие, последовательность работы блоков программы, для чего заранее подготавливаются отладочные исходные данные (в виде переменных, поступающих от других взаимодействующих программ) и необходимые инструкции по контролю и управлению программой.

На этапах автономной отладки осуществляется проверка программ по взаимодействию с программами и моделями бортовой аппаратуры, которые возвращаются в обратившуюся программу с передачей ей вычисленных параметров.

По результатам автономной отладки выпускается отчет. Отчетный документ – это документ, по которому программист может осуществить самоконтроль своей работы, руководитель – контролировать полноту и качество проведенной отладки.

Основными задачами комплексной отладки программ являются:

а) проверка работы всей системы бортовых программ в процессе решения функциональных задач;

б) проверка и корректировка взаимодействия программ по информации и передачам управления;

в) проверка правильности взаимодействия программ в реальном времени.

Для проведения комплексной отладки БПО разрабатывается «Программа комплексной отладки», специальные отладочные РП. Для составления этих документов разработчики программ готовят специальные исходные данные, содержащие перечень вариантов работы программ, при реализации которых проверяются все управляющие и информационные связи программ. Кроме того, выдается полный состав аварийных ситуаций БА, на которые реагируют бортовые программы.

По результатам комплексной отладки также выпускается отчет, по которому программист может осуществить самоконтроль своей работы, полностью проверки взаимодействия с другими программами БПО; во-вторых, отчетные материалы позволяют руководителю разработки контролировать полноту и качество проведенной комплексной отладки.

Критерии отлаженности на каждом из этапов сформулированы и отражены в нормативной документации, так же как цели и задачи каждого из этапов с установленным порядком документирования результатов.

То, что грамотные и ответственные разработчики БПО считали необходимым делать и делали для достижения качества разрабатываемого БПО, в

том числе и необходимые проектные документы, в организационной схеме ЦСКБ становилось обязательным. Это осуществлялось путем выпуска организационных документов, подтягивающих разработчиков различной подготовки и способностей к среднему технологическому уровню.

Организационно график разработки БПО содержал точки контроля выпуска обязательных для всех разработчиков технологических документов проектной стадии и стадии техпроекта. Это делало процесс разработки БПО наблюдаемым и управляемым, выявляя реально отстающих и вскрывая общие проблемы.

Особая роль в создании организационной схемы разработки БПО, доведения ее и совершенствования принадлежит Г.П.Аншакову.

Процесс проектирования БПО был разработан в ЦСКБ как итеративный по стадиям проектирования КА ДЗЗ. При этом проектирование БПО проводилось уже:

- на стадии предъявления требований;
- на стадии технических предложений;
- на стадии эскизного проекта;
- на стадии рабочего проекта.

Методика проектирования БПО для изделий с БЦВМ С-3М предусматривала структурное проектирование и проектирование во временной области, рассматривалась также диаграмма перехода состояний некоторых программных объектов.

В конечном итоге, работа БПО описывалась рядом диаграмм: структурной диаграммой, временной диаграммой и диаграммой состояний, приводимых в проектной документации, а затем в ЭТД. Правила построения этих диаграмм были оформлены в виде стандарта предприятия в начале 1970-х годов. Таким образом, принцип рассмотрения работы БПО с разных сторон, под различными углами, принцип инкрементного итеративного проектирования БПО был осознан и применен в ЦСКБ задолго до аналогичных работ Буча и появления языка UML. Нотация записи временных и структурных диаграмм в ЦСКБ, конечно, отличалась от UML и соответствовала предметной области работы БКУ КА ДЗЗ.

Для оригинальной системы команд БЦВМ С-3М отсутствовали компиляторы с имеющихся в то время языков высокого уровня (ЯВУ), поэтому было принято решение приступить к программированию задач, не дожидаясь появления ЯВУ, сосредоточив основное внимание на средствах автоматизации наиболее трудоемких этапов создания БПО – отладки.

Исходя из того, что БПО БЦВМ С-3М работает с двумя типами данных (внешними данными, приходящими от НКУ или БА, и внутренними дан-

ными межпрограммного обмена), было отмечено, что ряд специально составленных массивов данных, имитирующих работу НКУ, будучи введенными в БЦВМ, инициализирует в БПО определенный поток внутренних межпрограммных данных, поток передач управления, а также поток обменов информацией с БА.

Подыгрывая запросам БПО на обмен либо с реальной аппаратурой, либо с ее моделями, можно реализовать в отладочной среде, как сейчас принято говорить в языке объектного проектирования БПО UML, различные варианты использования системы управления и БПО. Регистрируя и анализируя в отладочной среде потоки данных, обменов и управления, можно делать вывод о наличии или отсутствии ошибок в БПО, для чего, конечно, необходимо знание эталонных правильных результатов.

При ясности общего принципа моделирования работы БКУ, для отладки БПО, для практического его применения необходимо было ответить на три вопроса:

1. В контуре моделирования для отладки БПО использовать реальную аппаратуру или для этих целей достаточно использовать ее модели – физические либо математические?

2. Исходя из каких принципов следует выбирать отладочные массивы, имитирующие данные НКУ и инициализирующие соответствующие варианты использования системы и внутренние потоки данных и передач управления?

3. Как остаться в реальном времени работы БПО при моделировании работы БКУ для целей отладки, учитывая достаточно большое время работы имитационной математической модели внешней относительно БПО среды при весьма ограниченном в то время быстродействии ЦВМ-модели?

Эти задачи были успешно решены В.С.Кандаловым, А.С.Клейном, Я.А.Мостовым, Е.Ш.Шпильбергом.

Параллельно с разработкой БПО была разработана цифровая имитационная модель внешней среды, состоящая из математических моделей движения центра масс КА и модели его движения относительно центра масс, а также математических моделей всех датчиков, исполнительных органов и других элементов систем, получающих или выдающих информацию на БЦВМ.

Этот программный комплекс взаимосвязанных моделей по объему не намного уступал объему отлаживаемого БПО и позволял в условиях имитации РМВ:

- моделировать для отладки БПО процессы управления, протекающие в системе с учетом работы реальных отлаживаемых программ системной БЦВМ;

- имитировать нештатные ситуации в БА путем внесения соответствующих поправок в имитационные модели БА;
- регистрировать результаты моделирования для анализа отлаженности БПО;
- повторять при необходимости моделирование с любой точки останова.

Программный комплекс моделей (ПКМ) исполнялся в отдельной ЦВМ моделей внешней среды, связанной с системной БЦВМ. Стенд, состоящий из этих двух машин, был назван наземным комплексом отладки (НКО) (рис.7.1).



Рисунок 7.1. Отладочный комплекс

Изготавливали эти стенды по ТЗ ЦСКБ НИИ «Микроприборов», а затем НПО «ЭЛАК».

Проблема с большим временем работы имитационной модели внешней среды была решена путем моделирования в НКО также и времени. Впервые в СССР для моделирования времени был использован «стар-стопный» режим работы системной БЦВМ и ЦВМ-модели. Большую роль в разработке, создании и эксплуатации НКО, а затем и поэтапном улучшении его характеристик сыграли А.В.Соллогуб, Ю.Ю.Полевик, А.Б.Лебедев.

Методология отладки БПО предусматривает при обнаружении ошибки повторения участка работы БПО, на котором проявилась ошибка. Это повторение должно проводиться как минимум два раза (для локализации ошибки и для контрольного прогона после ее устранения). Цифровая имитационная модель обеспечивает при этом абсолютную повторяемость результатов, чего нельзя сказать о физических моделях или реальной аппаратуре.

Поскольку на отладочных средствах моделируются весьма продолжительные участки полета, вопрос о создании методов приостановления с последующим продолжением моделирования полета стоял очень остро. Проблема была решена созданием системы запоминания/восстановления состояния БЦВМ и НКО путем накопления контрольных точек, от которых

возможно продолжение моделирования, возможно разветвление в зависимости от вариантов полета, повторение фрагментов полета после доработок программ БПО. Для обеспечения наглядности и обеспечения быстрого поиска необходимых контрольных точек вводится соглашение по именам контрольных точек.

Примененная технология с использованием контрольных точек позволила сократить непроизводительные затраты времени при реализации неизбежных повторов в случае проявления ошибок.

Одним из основных вопросов при программировании является выбор уровня языка программирования – язык высокого уровня (ЯВУ) или язык низкого уровня.

Анализ показал, что написание программ в ЯВУ проводится быстрее, чем на языке низкого уровня, однако этот процесс в общем технологическом цикле разработки БПО занимает не более 10% затрачиваемой трудоемкости, все остальные процессы проводятся не быстрее, а иногда даже с большими затратами времени и усилий, что, в свою очередь, предопределило выбор в пользу языка низкого уровня.

Программирование в языке ассемблера для БВС вызвано следующими причинами:

- а) проведение доработок в программах БПО при перетрансляции программ, написанных на языках высокого уровня, требует коррекции документации по всем программам, что очень трудоемко;
- б) коллективная разработка БПО требует единообразия в обозначениях (именах) глобальных переменных, что проще всего достигается централизованным описанием и трансляцией глобальных переменных;
- в) программная телеметрическая информация ввиду отсутствия средств общения с оператором (отсутствуют дисплей, клавиатура, мышь) идет с привязкой к истинным адресам. Анализ ТМ информации также осуществляется по выпущенной документации, что, в свою очередь, ограничивает ее коррекцию; кроме того, распределение памяти по программам позволяет более оперативно, чем при автоматизированном распределении памяти транслятором, распознавать и локализовать различные неисправности;

Использование языка низкого уровня при программировании задач БПО для БЦВМ «Салют-ЗМ» при определенных неудобствах программирования и несколько повышенным в связи с этим потоком первичных программных ошибок позволило ускорить поиск ошибок как в процессе отладки, так и в процессе эксплуатации БПО. Это, учитывая относительно большую длительность процесса отладки и получаемые при этом эффективные программы, сыграло, в общем, положительную роль.

7.3. Первые бортовые вычислительные сети для космических аппаратов

Начало восьмидесятых годов XX века ознаменовалось разработкой в ЦСКБ первой бортовой вычислительной сети для КА. Эта сеть состояла из двух БЦВМ, разработанных НПО «ЭЛАК» по ТЗ ЦСКБ, соединенных по схеме точка-точка. Одной из машин сети была центральная машина первого в СССР спутника оптоэлектронного наблюдения, а вторая машина была встроена в аппаратуру оптоэлектронного наблюдения «Сплав».

Использование этой сети позволило осуществлять наведение антенных устройств аппаратуры «Сплав» на спутник-ретранслятор, находящийся на геостационарной орбите. Исходные данные для наведения вырабатывались в центральной БЦВМ КА и передавались в БЦВМ аппаратуры «Сплав» для управления наведением антенн. Для этой работы в ЦСКБ также впервые на борту КА была решена задача определения относительного движения двух спутников с определением углового положения линии визирования

Полученный опыт работы в реальных бортовых сетях позволил ЦСКБ в следующем проекте перспективного КА использовать полноразмерную бортовую сеть из более чем двух десятков БЦВМ.

На начало 1980-х годов это был первый проект полноразмерной бортовой сети в СССР. Сеть строилась на базе стандарта MIL STD 1553 В. Все узлы и элементы этой сети были разработаны на отечественной элементной базе.

Такая сеть использовалась для распределенной обработки данных в трех центральных новых резервированных бортовых БЦВМ (17М126), разработанных НПО «Научный центр» по ТЗ ЦСКБ. Также эта сеть предназначалась для передачи данных между этой трехмашинной БВС бортового комплекса управления и периферийными БЦВМ, которые должны были быть встроены в бортовую аппаратуру КА.

В то время никто из разработчиков БА не использовал встроенную вычислительную технику и не имел опыта в разработке бортового ПО. Поэтому предложение ЦСКБ использовать у них в БА встроенную вычислительную технику, которая будет объединена в сеть с центральной БВС КА, было встречено разработчиками БА, мягко говоря, прохладно.

Лед в данном вопросе тронулся только тогда, когда ЦСКБ согласилось разработать ТЗ и централизовано заказать в том же НПО «Научный центр» для всех разработчиков БА единую встроенную периферийную бортовую вычислительную машину.

После долгих согласований была выбрана номенклатура входных и выходных сигналов обмена, устраивающая всю кооперацию, определены необходимые ресурсы процессора и памяти, и ЦСКБ выдало ТЗ на разработку

этой БЦВМ, которая получила название периферийный адаптер обмена (ПАО 17М223).

До наступления известных событий конца 1980-х годов и начала 1990-х НПО «Научный центр» успело поставить в ЦСКБ НКО с технологическими образцами трех машин БВС, объединенных в сеть, для отладки БПО и изготовить несколько десятков технологических образцов ПАО и НКО для них.

На НКО ЦСКБ успешно провело отладку БПО, которое было спроектировано и разработано во второй половине 1980-х годов. Таким образом, впервые в СССР сетевое БПО было разработано и отлажено в ЦСКБ. Однако «НПО НИЦ» не успел поставить штатные БВС 17М126 в ЦСКБ, и в начале 1990-х работы по этой бортовой сети были прекращены, также как и по КА, для которого предназначалась эта сеть. Несмотря на то что разработка бортовой сети и разработка бортового ПО для этой сети впервые в СССР была завершена в ЦСКБ, первая бортовая сеть полетела на КА, разработанным в НПО «Энергия».

Технологические образцы ПАО были изготовлены и поставлены большинству разработчиков БА, с которыми те провели соответствующие работы. В том числе, и по разработке программного обеспечения для них. В этом вопросе большую помощь им оказало ЦСКБ, причем не только консультациями, но и предоставлением технологии и централизованным заказом инструментальных средств.

В дальнейшем разработчики БА приобрели опыт работ с цифровой техникой, оценили ее преимущества и стали самостоятельно заказывать для своих разработок встроенные микропроцессорные устройства с выходом на бортовую вычислительную сеть КА. Эти встроенные вычислительные периферийные машины были уже, как правило, на импортной элементной базе.

Таким образом, ЦСКБ создал не только первый цифровой борт в начале 1970-х годов, но и выступил инициатором в создании первых бортовых вычислительных сетей в начале 1980-х годов. Эти сети совместно с сетевым ПО были отработаны на стенде наземного комплекса отладки в ЦСКБ, но не полетели вследствие свертывания работ по перспективному КА и его аппаратуре в 1990-е годы.

Сеть по протоколу – уже ГОСТ 26765.52-87 (1553В) – была создана и «полетела» в составе КА ЦСКБ с БЦВМ «Салют-5М» в качестве контроллера сети во второй половине 1990-х годов.

Опыт, полученный работниками НПО «Научный центр» в работах с ЦСКБ по БВС 17М126, ПАО, бортовой вычислительной сети, позволил им в рамках уже другой организации – «Субмикрон» – создать ряд бортовых ЦВМ, использующих принципы, полученные в совместной работе. При

этом, как и в работах с ЦСКБ, был сохранен комплексный подход к разработке бортовой вычислительной техники: разрабатывать не только вычислительные машины, но и инструментальные средства разработки БПО и бортовую ОС.

Периферийная БЦВМ ПАО 17М233, сделанная по ТЗ ЦСКБ, в изделиях ЦСКБ не применялась, но применялась в качестве отдельной БЦВМ в ряде разработок «НПО им. Лавочкина» и НПО «Энергия».

Таким образом, в 1980-е годы работы ЦСКБ над незавершенным по известным обстоятельствам проектом перспективного КА способствовали переходу кооперации на передовые информационные технологии, внедрению средств вычислительной техники в БА, созданию сетевых средств обмена информацией с центральной БВС.

7.4. Международное признание возможностей ЦСКБ

Использование БЦВМ «Салют-3М» в новых разработках завершилось участием ее в жизненно важном для ЦСКБ проекте. В конце 1990-х годов для выведения на рабочую орбиту спутников «Глобалстар» в ЦСКБ был разработан БВ «ИКАР» на базе одного из ранее созданных ЦСКБ КА.

БКУ БВ «ИКАР», так же как и БКУ спутника прототипа, был оснащен БЦВМ «Салют-3М», для которой в ЦСКБ было разработано БПО управления процессом выведения спутников «Глобалстар» на заданную орбиту.

Особенности подхода ЦСКБ при разработке БВ вытекали из его не ракетного, а спутникового происхождения. В результате имелась возможность вмешаться в управление БВ на пассивных участках его траектории, а также и возможность восстановления его работоспособности при потере ориентации вследствие каких либо нештатных ситуаций и т.п.

В процессе вывода спутников «Глобалстар» эти возможности в необходимой степени были использованы по просьбе заказчика. Активная работа с ЦСКБ по проекту «Глобалстар» началась после аварии украинской ракеты «Зенит», в результате которой погибли выводимые ею спутники «Глобалстар».

Авария ракеты «Зенит» произошла из-за ошибки в логике работы ее БПО. Можно себе представить, как тщательно и многократно проверялось заказчиком – иностранным разработчиком спутников «Глобалстар» – все, что связано с БЦВМ БВ «ИКАР» и его БПО!

К чести разработчиков БПО ЦСКБ, все эти проверки завершились успешно, и многочисленные комиссии заказчика констатировали, что разработка БПО в ЦСКБ соответствует международным стандартам качества. Последующие успешные запуски БВ «ИКАР» подтвердили этот вывод.

7.5. БВС «Салют-5» и «Салют-5М». Разработка бортового программного обеспечения для этих БВС

БЦВМ «Салют-3М» к началу 1980-х годов морально устарела и не обеспечивала возросших требований по памяти и быстродействию КА ЦСКБ, а также возможности УВВ по обмену информацией с БА.

К началу 1980-х годов в ЦСКБ было разработано ТЗ на новую бортовую машину, которая впоследствии была названа «Салют-5».

Вместе с машиной в НПО «ЭЛАК» были заказаны:

- наземный двухмашинный отладочный комплекс с ЦВМ БЭСМ-6 в качестве инструментальной ЦВМ и ЦВМ модели;
- средства автоматизации программирования.

Бортовую операционную систему реального времени для этой машины, учитывая положительный опыт предыдущей работы, разработали в ЦСКБ. Эта бортовая ОС впоследствии доказала свою эффективность, обслуживая в реальном времени в мультипрограммном режиме до 124 параллельных процессов по управлению бортовыми системами. В этой ОС был реализован ряд дополнительных защит вычислительного процесса:

- по превышению допустимого времени занятости процесса задачей;
- по «правильности» занесенных уставок времени;
- по использованию теста БЦВМ в фоновом режиме.

Отличительной особенностью данной БЦВМ было модульное построение УВВ, что позволяло сравнительно легко адаптировать БЦВМ к меняющимся потребностям в средствах обмена информацией с БА для различных КА. Это позволило в дальнейшем применить эту БЦВМ в работах НПО «Энергия».

Мощное УВВ позволило использовать эту БЦВМ для управления появившейся в то время в ЦСКБ на КА «Орлец» сложной робототехнической системой – капсульным автоматом. Управление этой робототехнической системой БВС «Салют-5» решала параллельно задачам угловой ориентации и стабилизации, навигации и т.п.

Для объектов, оснащенных БЦВМ «Салют-5», были существенно расширены возможности по коррекции зашитого в ПЗУ БПО программы, передаваемыми с НКУ по радиолинии и размещенными в ОЗУ.

Была разработана новая эффективная технология, позволяющая подменять фрагменты БПО, размещенные в ПЗУ, на фрагменты, размещенные и исполняемые в ОЗУ. В этой технологии отсутствовали ограничения, присущие аналогичной по назначению, но принципиально отличающейся по реализации технологии для БЦВМ «Салют-3М».

В БВС «Салют-5» был использован тот же принцип резервирования, что в БЦВМ «Салют-3М» – горячее троирование с мажоритарными восстанавливаемыми органами на многих слоях.

Данный способ резервирования делал БВС отказосбоеустойчивой, прозрачной для разработчиков БПО и не требовал расхода вычислительных ресурсов на обеспечение отказосбоеустойчивости. Все ресурсы БВС, таким образом, отдавались на решение задач БПО.

Высокие на момент создания характеристики БВС, заложенные в ТЗ ЦСКБ, привели к тому, что НПО «Энергия» применяла данную БВС (ее модификацию «Салют-5Б») также и в своих разработках на станции МИР в течение длительного времени.

Большую роль в разработке БВС «Салют-5» и освоении ее в КА ЦСКБ сыграли В.С.Кандалов, Я.А.Мостовой, А.С.Клейн, О.К.Елисеев, Ю.В.Чайкин, Н.С.Никанорова, В.П.Орлов как создатели ТЗ и кураторы ее разработки.

В середине 1990-х годов БВС «Салют-5» были модернизированы в БВС «Салют-5М». Структурная схема БВС «Салют-5М» приведена на рис. 7.3, фотография БВС «Салют-5М» – на рис. 7.2. Модернизации был подвергнут, прежде всего, вычислитель. Машину оснастили также модулем сетевого адаптера по стандарту ГОСТ 26765.52-87 (1553В). КА ЦСКБ, оснащенные БВС «Салют-5М», основной обмен между БА и БВС проводили по сетевому каналу. Наряду с этим была сохранена номенклатура сигналов УВВ, что позволяло использовать в составе КА как новую аппаратуру, приспособленную для работы в сети и оснащенную встроенными компьютерами, так и старую аппаратуру, не имеющую встроенного цифрового управления.



Рисунок 7.2. БЦВМ «Салют-5М»

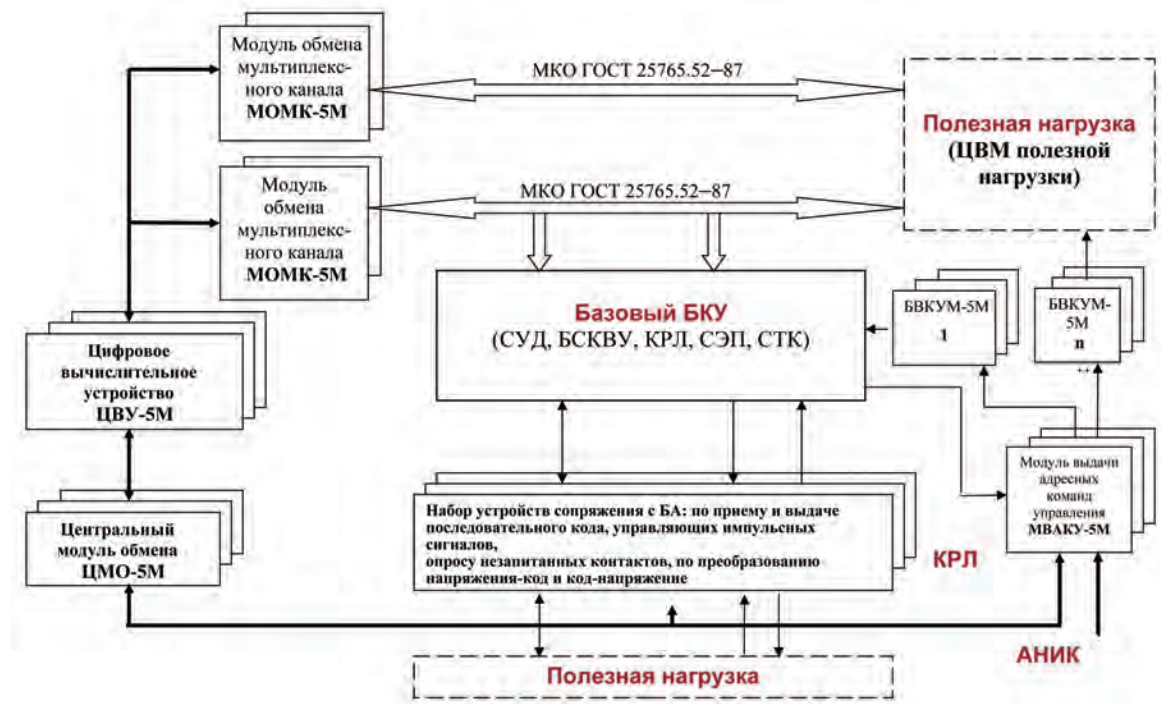


Рисунок 7.3. Структурная схема БВС «Салют-5М»

Контрольно-проверочная аппаратура БВС «Салют-5М» была построена на базе использования ЦВМ, что позволило упростить и автоматизировать наземные испытания БВС и частично КА в целом. НКО БВС «Салют-5М» и рабочее место на НКО представлены на рис. 7.4 и 7.5.



Рисунок 7.4. НКО «Салют-5М»



Рисунок 7.5. Рабочее место на НКО «Салют-5М»

На КА «Ресурс-ДК1» используется спутниковая система навигации (ГЛОНАСС и GPS), оптоволоконные датчики угловых скоростей и ряд других новых решений в построении БА. Встроенные в данную сложную БА периферийные ЦВМ успешно работают в сети совместно с БВС «Салют-5М». На рис. 7.6 представлена типовая структурная схема современного БПО КА ДЗЗ. Она включает в себя два крупных блока программ: общее бортовое программное обеспечение и специальное БПО.

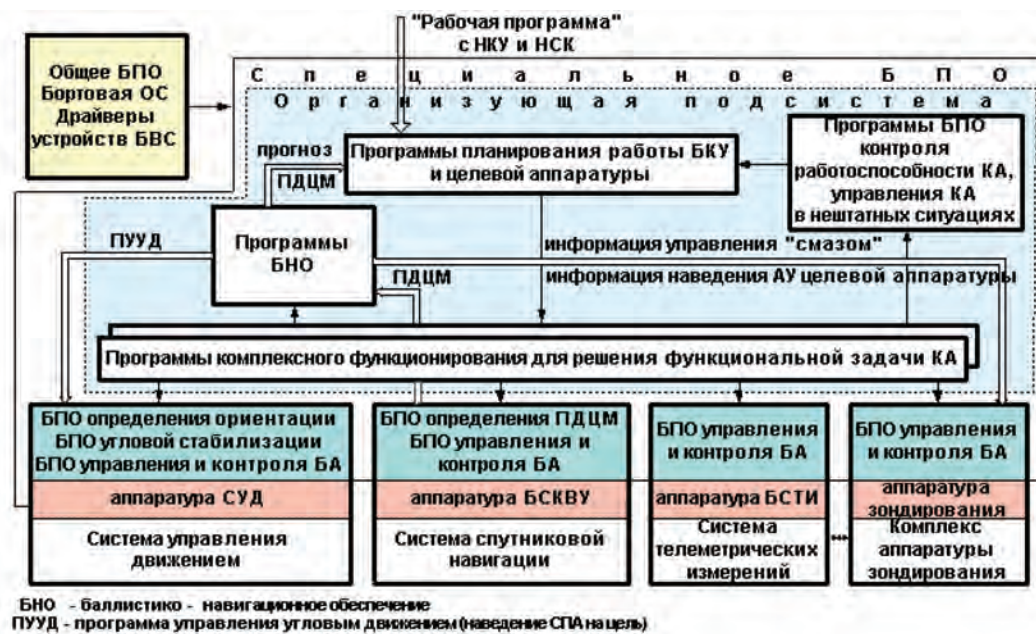


Рисунок 7.6. Структурная схема БПО

В состав общего БПО входят бортовая операционная система, а также драйверы устройств БВС (ввода-вывода данных, отсчета времени частных вычислительных процессов, диспетчеризации, мультипрограммного функционирования и т.п.). В целом, средства общего БПО предназначены для организации вычислительного процесса и функций взаимодействия с внешними системами – элементами БКУ и КА.

Процесс проектирования общего БПО определяется свойствами материальной части БВС (объем памяти ПЗУ и ОЗУ, производительностью или скоростью вычислительных операций и др.) и характером задач, выполняемых КА и БКУ, а, следовательно, функциями специального БПО БКУ.

Специальное БПО предназначено для реализации системных функций БКУ. Оно представляет собой совокупность блоков, функционально ориентированных на организацию взаимосвязанного функционирования определенной группы бортовой аппаратуры и реализацию соответствующих законов управления ими с целью выполнения функционально необходимых частных процессов, которые служат основой общего процесса управления функционированием КА по целевому назначению. Это функции организации требуемого взаимодействия систем БКУ (планирование задач, навигационно-баллистического обеспечения, контрольно-диагностического обеспечения, управления ориентацией КА, управление движением КА, управление целевой аппаратурой, управление энергообеспечением систем КА и т.п.).

Этапы развития БВС и БПО представлены в таблице 7.1, а их характеристики – на рис. 7.7.

Рисунок 7.7. Характеристические особенности БВС и БПО

Годы	Мультипрограммная работа в реальном времени	Макс время переключения программ, мс	Число межпрограммных связей		Объем памяти ПЗУ+ОЗУ, Кбайт	Объем памяти ОЗУ, Кбайт	Число витков для комплексной отладки	Относительное число вариантов комплексной отладки
			Управляющих	Информационных				
1983	До 600 программ	7	940	2379	64	6	8	1
1995	До 1200 программ	1	1030	2547	140	32	58	~7
2004	До 1200 программ	0,6	1340	2739	224	130	70	~9
2006	До 1200 программ	0,6	1700	3021	256	130	185	~23
2010	До 1200 программ	0,6	3428	3504	141096	75460	544	~68

Бортовые вычислительные средства	Основные характеристики	Характеристика БПО
Бортовая цифровая вычислительная машина. Создано 6 комплексов БПО («ЦСКБ–Прогресс») для 6 типов КА.	Специализированная система команд. Отказосбоеустойчивость обеспечивалась аппаратным мажорированием на многих уровнях вычислителя.	БПО решает в многозадачном режиме в реальном времени задачи управления в бортовых системах. БПО является системообразующим элементом БКУ – решает задачу комплексного функционирования бортовых систем, планирования работы КА.
Бортовая цифровая вычислительная система. Создано 3 комплекса БПО («ЦСКБ–Прогресс») для 3х типов КА.	Специализированная система команд. Обеспечивается возможность объединения нескольких машин в систему. Отказосбоеустойчивость обеспечивается аппаратным мажорированием на многих уровнях вычислителя и устройств ввода/вывода.	Объём БПО увеличился в 3 раза с соответствующим увеличением его структурной сложности. Иерархическая структура БПО. Гибкая асинхронная организация вычислительного процесса – БПО реализуется совокупность асинхронных процессов управления.
Бортовая цифровая вычислительная система с сетью периферийных вычислительных машин в бортовой аппаратуре. Создано 3 комплекса БПО («ЦСКБ–Прогресс»).	Используется высокоинтегрированная отечественная элементная база. Отказосбоеустойчивость обеспечивается аппаратно. Для обмена с периферийными машинами бортовой аппаратуры используется мультиплексный канал обмена по ГОСТ 26765.52-87.	Объём БПО увеличивается ещё в 2 раза. Дополнительные уровни иерархии в структуре БПО. Многозадачная бортовая операционная система реального времени разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс».

Таблица 7.1. Этапы развития БВС и БПО

7.6. Стратегия информационной безопасности при управлении космическими аппаратами с использованием БЦВМ

Использование БЦВМ и цифрового борта позволило реализовать при проектировании КА эффективную политику безопасности как постоянную систему взглядов, в соответствии с принятой стратегией информационной безопасности. В настоящем разделе вопросы информационной безопасности рассмотрены применительно к БКУ.

Стратегия информационной безопасности для КА ЦСКБ с цифровыми БКУ базировалась:

- на богатых возможностях, которые дает вычислительная техника для логического анализа на борту состояния систем КА и контроля состояния КА в целом;
- на возможности дистанционного доступа к работе БПО с целью коррекции не только его собственных ошибок, но и работы бортовых систем путем изменения алгоритма обработки информации с них;
- на рассмотрении при проектировании КА перечня возможных нештатных ситуаций с принятием по каждой из них метода распознавания и «защиты», в рамках которого принимались решения по обеспечению эксплуатации создаваемых КА;
- на изоляции отдельных процессов управления БКУ, в рамках имеющихся возможностей, с их взаимодействием только под контролем ОС, на ограничении доступа к БКУ, который реализуется только через НКУ;
- на обеспечении доступности и целостности информации БКУ путем использования избыточности средств измерения и самой информации.

В рамках этой стратегии техника обеспечения информационной безопасности базировалась, прежде всего:

1. На наличии перечня нештатных ситуаций, выход из которых был проработан на проектной стадии. Особенность для КА ЦСКБ с БЦВМ заключается в стратегии их в значительной степени автоматического обнаружения и парирования «защитой» на борту КА без вмешательства НКУ.

2. На наличии на борту КА иерархически построенной защиты с тремя базовыми сценариями. В сценарии парирования «тяжелых» или непредвиденных ситуаций предусмотрено запасное устойчивое состояние КА, в которое он переводится при наступлении этих ситуаций (состояние неориентированного полета либо – для некоторых КА – состояние ориентации панелями солнечных батарей на солнце).

3. На наличии в БПО «таблицы» предусмотренных нештатных ситуаций, входы в которую и предусмотренные управляющие выходы по одному из трех

упомянутых сценариев содержатся в БПО. Этот фрагмент БПО оформлен в виде совокупности программ управления в нештатных ситуациях.

4. На ситуационных планах управления КА при наличии нештатных ситуаций, которые отражались в эксплуатационной документации на КА в виде «инструкций» по управлению.

5. На встроенном контроле работоспособности КА и БПО, который осуществлялся на многих уровнях:

- аппаратными средствами БВС обобщенно с выходом на внутренние прерывания в случае обнаружения аппаратурой БВС нештатных ситуаций типа переполнения регистра результатов, «зависания» и т.п.;
- средствами ОС БВС обобщенно с выходом на программное прерывание в случае обнаружения нештатных ситуаций, типа превышения допустимого времени занятости процессора одной задачей определенного приоритета, занесения отрицательной уставки времени и т.п.;
- средствами БПО, осуществляющими функциональный контроль, типа выполнения заданной функции за заданное время и т.п. Эти средства БПО сосредоточены в специальных контрольных алгоритмах либо распределены по функциональным алгоритмам БПО.

6. На едва ли не самом важном элементе политики безопасности при управлении КА – возможности дистанционной коррекции по радиолинии зашитого в ПЗУ БЦВМ БПО в процессе штатной эксплуатации КА на орбите.

В ЦСКБ последовательно, по мере развития бортовой вычислительной техники, разрабатывались различные технологии такой коррекции. Причем первые варианты таких технологий были пионерскими, разработанными впервые в СССР. Возможность коррекции БПО в полете отличала автоматические аппараты ЦСКБ от КА других Главных конструкторов вплоть до 1990-х годов.

Эта коррекция работы программ, зашитых в ПЗУ, базировалась на технологии параллельного исполнения в ОЗУ, переданной по радиолинии корректирующей программы, подменяющей результат полученный программой, исполняемой из ПЗУ. Подмена проводится до использования в БКУ результата, полученного программой, исполняемой из ПЗУ, который не допустим для реализации, а предотвратить работу программы из ПЗУ не представляется возможным.

Последующая технология коррекции программ ПЗУ в полете базировалась на предусмотренной при проектировании БПО возможности обхода исполнения тех или иных участков программ в ПЗУ с заменой их на фрагменты исполняемых из ОЗУ программ, передаваемых на борт по радиолинии.

После появления в БВС Флэш-памяти в ЦСКБ была создана технология коррекции содержимого Флэш-памяти без прекращения штатного функционирования БЦВМ.

7. На контроле за работой БПО и КА типа «Аудита», который проводился путем записи и передачи на Землю в виде ТМИ всех событий на борту КА, а также дискретной записи состояний его внутренней среды. Период дискретизации позволяет восстановить все физические процессы, протекающие на борту КА. Для сбора ТМИ на борту КА имеется своя телеметрическая сеть сбора.

В соответствии с принципом академика Б.Н.Петрова имеется второй путь прохождения контрольной информации через обратный канал радиолинии, созданный первоначально для обеспечения достоверности передачи управляющей информации на борт КА путем «информационной обратной связи». В этот канал попадает информация из ОЗУ БВС. Сеть сбора информации в этом случае – штатная управленческая сеть БКУ, и она отличается от сети сбора телеметрической информации.

8. На наличии резервов аппаратуры, обеспечивающих выполнение целевой функции КА с заданной вероятностью. Для БА желательно использовать «поэлементное холодное резервирование» как обладающее наибольшей эффективностью с точки зрения вероятности безотказной работы.

Это не касается центральной БВС (или назначенной в качестве таковой в сети распределенных вычислительных средств), для которой было необходимо достижение отказосбоеустойчивости. При этом наличие резерва, подключаемого при отказах, является только необходимым, но не достаточным условием достижения отказосбоеустойчивости. Необходимо обеспечить информационную устойчивость – восстановление правильной необходимой информации в подключенных резервных устройствах. Все БВС, используемые ЦСКБ, обладали этим свойством в значительной мере за счет возможностей, заложенных при разработке БПО.

9. На наличии в контуре управления КА стенда, в котором работает реальное БПО, желательно с реальной БЦВМ или сетью реальных БЦВМ. Это БПО работает совместно с моделью внешней среды, что позволяло реализовать все варианты «использования системы» в штатных и нештатных ситуациях с имитацией работы также и НКУ.

Наличие такого стенда позволяет предварительно моделировать и отрабатывать все управленческие решения, перед тем как использовать их на реальном КА. Этот стенд может совпадать со стендом, используемым при отладке БПО. В этом случае предусматривалось отслеживание изменений БПО в составе БЦВМ стенда (сети БЦВМ) в течение всего времени эксплуатации КА.

Требование к модели внешней среды и модели БА и НКУ в этом случае, так же как при отладке БПО, – полностью моделировать прохождение потоков данных и управления в БПО для всех вариантов его использования, аналогично реальной системе. Моделирование (например, с целью определения достижимой точности управления) на данной модели не требуется. Для этого можно использовать другие модели.

Таким образом, при заказе количества и состава аппаратуры и ПО НКО необходимо учитывать использование его на стенде отработки управленческих решений при эксплуатации КА. В этом случае быстроедействие инструментальной машины должно быть максимально возможным. На базе этого стенда была разработана технология предварительной проверки на правильность подготовленной для закладки на борт каждой рабочей программы.

Такие проверки РП делались и делаются сейчас с привлечением стенда Генерального конструктора ЦСКБ в наиболее ответственных случаях нештатных ситуаций.

10. На использовании принципа изоляции процессов управления в БКУ, который позволял сохранить «непотопляемость системы» при нарушении целостности «информационного отсека», препятствуя распространению ошибочной информации.

Изоляция процессов в БКУ обеспечивалась фиксированным распределением памяти между задачами и средствами защиты памяти от нарушения выделенных границ в рамках имеющихся возможностей технических средств. Наряду с этим была решена задача взаимодействия между программами БПО по управлению и данным, которое осуществлялось строго и всегда под контролем ОС.

Следует отметить, что данные задачи, сейчас хорошо понятные широкому кругу специалистов, решались в ЦСКБ в начале семидесятых годов впервые, когда работающих мультипрограммных ОС реального времени с асинхронной организацией вычислительного процесса не было.

На более высоком уровне иерархии обеспечивалась изоляция БКУ и НКУ также с учетом необходимости реализации контролируемых и защищенных сеансов связи. Эта задача была решена средствами командной радиопередачи и средствами БПО.

Например, при создании КА «Ресурс-ДК1» была решена одна из таких задач информационной безопасности.

Итальянская аппаратура «Памела», установленная на этом КА, имела выход на сеть ГОСТ 26765.52-87 (1553В), по которой она управлялась со стороны БКУ и передавала полученную ею научную информацию для передачи на Землю. Наличие активной аппаратуры иностранного производства

в одной сети шинной топологии с аппаратурой СУД, целевой аппаратурой и т.п. могла потенциально создать проблему безопасности, так как работу в сети, в принципе, возможно было нарушить при отказах БА «Памела», качество разработки и изготовления которой нами не контролировалось. Задача была решена путем изоляции аппаратуры «Памела» на специально выделенной для нее сети. При этом в БВС «Салют-5М» для этого пришлось установить второй сетевой адаптер (второй модуль МОМК), специально выделенный под аппаратуру «Памела».

При разработке политики безопасности КА ЦСКБ следует отметить роль Г.П.Аншакова, Р.Н.Ахметова, Я.А.Мостового, В.А.Мочалова, В.Т.Пряхина, С.А.Кустова, Ю.В.Чайкина, А.Л.Беньковича, Е.А.Болотова, С.К.Григорьева, А.С.Клейна, В.П.Орлова, Н.С.Никаноровой, Д.В.Пономарева, первого разработчика программы управления в нештатных ситуациях Р11 – А.Д.Бурлакова.

Рассмотренные вопросы реализованной в ЦСКБ политики информационной безопасности для КА имеют общенаучное и общетехническое значение и могут быть применены для любой сложной технической системы, использующей в своем составе ЦВМ или сеть ЦВМ.



Кувейт (Ирак).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»

Херес-де-ла-Фронтера (Испания).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



Глава 8

Системы электропитания космических аппаратов

8.1. Общие положения

Анализ развития космической техники от первого спутника Земли до наибольшего на сегодняшний день сооружения в космосе, созданного человеком, международной космической станции (МКС), показывает, что, в зависимости от решаемых задач, космические аппараты используют и нуждаются в различных видах энергии:

- механической для перемещения в пространстве,
- электрической для питания бортовой аппаратуры,
- тепловой для обеспечения условий эксплуатации.

Учитывая свойство энергии трансформироваться из одного вида в другой, разнообразие первичных источников энергии и преобразователей в требуемый вид энергии, следует сказать, что современный космический аппарат – это комплекс энергетических устройств, которые можно структурировать по различным признакам. Одно из предложений по такой классификации приведено на рис. 8.1.

В своих разработках ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» с момента начала разработки и изготовления космической техники по сегодняшний день рассматривал к применению и использует в настоящее время широкий спектр энергетических устройств.

Коротко об основных направлениях.

Сжатые газы использовались на изделиях типа «Зенит» как рабочее тело в двигательных установках ориентации КА. Сегодня, в основном, сжатые газы используются для наддува баков компонентов топлива двигательных установок, герметизации щели пленочного тракта после отделения спускаемой капсулы, наддува баллонов пеленга.

Пружинистые механизмы используются для разворачивания солнечных батарей, антенн, в толкателях различного назначения.

Маховики в свое время рассматривались в качестве буферных накопителей энергии для высокоточных систем, но практического применения в этом качестве не нашли, однако они нашли хорошее применение в гироскопах системы управления движением КА.

Направление источников энергии, использующих химические реакции веществ, можно разделить на источники генерации тепловой энергии и на источники электрохимической генерации электроэнергии.

В свою очередь, тепловая энергия может преобразоваться в механическую энергию движения КА (импульс тяги для перемещения КА в пространстве или изменении своего пространственного положения относительно центра масс) или преобразовываться в электрическую тем или иным способом. Как известно, первое направление широко используется на многих типах КА в виде пороховых ДУ, жидкостно-реактивных ДУ, пирочехах, пиротолкателях, обеспечивающих механическое перемещение центра масс КА или его составных частей относительно друг друга.

Применение тепловой энергии для ее преобразования в электрическую с использованием турбогенераторов, двигателей Стирлинга, термопреобразователей не нашло пока в космосе достойного применения, несмотря на обширные исследования, проводимые, в том числе, в ЦСКБ, а также в СГАУ.

Второе направление прямого преобразования химических реакций в электроэнергию представлено широким спектром гальванических элементов, аккумуляторных батарей и некоторыми типами топливных элементов или электрохимических генераторов.

В 1970-е годы в ЦСКБ рассматривалась возможность использования топливных элементов (H_2+O_2) для КА типа «Янтарь».

Несмотря на приемлемые энергетические параметры электрохимического генератора на кислородно-водородной паре, решить проблему компактного хранения потребного количества кислорода и водорода в течение более 30 суток не удалось, и чаша весов склонилась в пользу солнечных батарей и буферных аккумуляторных накопителей энергии. Основные типы химических источников тока (ХИТ) и солнечных батарей будут рассмотрены ниже.



Рисунок 8.1. Виды источников энергии, использование которых возможно для трансформации первичной энергии в требуемые для КА

Собственно, по этому пути пошли практически все разработчики КА.

В части использования ядерных источников энергии можно сказать, что ЦСКБ тоже отдало дань моде, рассматривая для своих КА ДЗЗ возможность применения изотопных генераторов, ядерных реакторов с термоэмиссионным преобразованием энергии, ядерных реакторов с турбомашинным преобразованием тепловой энергии. Следует отметить, что в семидесятые годы анализ возможности использования различных энергоустановок на стадии технического предложения был обязателен, что поддерживало высокий профессиональный уровень сотрудников ЦСКБ.

Создание энергоустановок на базе термоядерных устройств или с использованием аннигиляции материи находится в области теоретических исследований и гипотез, но общение сотрудников ЦСКБ с такими выдающимися учеными, как А.П.Александров, Н.Н.Пономарев-Степной, Г.М.Грязнов, В.И.Сербин, показывало престижность работы в космической отрасли, вызывало гордость за предприятие.

Весомый вклад в развитие бортовой энергетики для КА нашей разработки внесли А.В.Чечин, В.М.Якунин, В.Н.Катков, А.Д.Сторож, В.Г.Шевельков, В.А.Яхин, В.В.Морев, А.С.Гуртов и другие.

В области использования энергии из внешней среды специалисты ЦСКБ остановились на применении фотопреобразователей, собранных в батареи на плоских панелях. Возможности использования других способов забора энергии из внешней среды остались на уровне дискуссий и рассуждений. Хотя по использованию концентраторов солнечной энергии было проведено несколько НИР и серьезных проработок конструктивного использования таких ЭУ.

Из всех известных видов энергии электрическая энергия наиболее универсальна. По сравнению с другими видами энергии, она имеет ряд преимуществ:

- электрическая энергия легко преобразуется в другие виды энергии;
- КПД электрических установок значительно выше КПД установок, работающих на других видах энергии;
- электрическую энергию легко передавать по проводам к потребителю;
- электрическая энергия легко распределяется между потребителями.

Обеспечение автономного полета космического аппарата (КА) невозможно без применения электрической энергии. Электрическая энергия вырабатывается системой электропитания и используется для приведения в действие всех приборов, оборудования и механизмов.

Система электропитания (СЭП) относится к числу важнейших систем, обеспечивающих надежную работоспособность космических аппаратов.

Основными требованиями, предъявляемыми к СЭП, являются:

- необходимый запас энергии для выполнения всей программы полета;
- надежная работа, в том числе, при нештатных ситуациях;
- способность работать в любом положении в пространстве и в условиях невесомости;
- стабильность выходных параметров;
- высокая устойчивость к изменениям потребляемой мощности и помехам, возникающим при работе бортовой аппаратуры;
- минимальная масса и габариты.

Электрическая энергия, необходимая для выполнения программы полета, должна вырабатываться непосредственно на борту космического аппарата. Надежность системы электропитания обеспечивается как высокой надежностью всех элементов, входящих в состав СЭП, так и их резервированием или дублированием.

Невесомость, возникающая в процессе движения КА вокруг Земли, оказывает существенное влияние на жидкости и газы, заставляя использовать источники, не содержащие жидкости в свободном состоянии. Это обеспечивает также работоспособность аппаратуры при изменении положения в пространстве при наземной подготовке КА.

Как правило, системы электроснабжения КА являются системами постоянного тока. Это определено тем, что большинство первичных и вторичных источников, которые могут использоваться в космическом пространстве, являются источниками постоянного тока. В настоящее время для электропитания отдельных приборов КА, которые требуют однофазного или многофазного переменного тока, применяются специальные электронные преобразователи.

Первичный источник (рис. 8.2) преобразует какую-либо энергию (химическую, световую и т.д.) в электрическую и должен обеспечить работу потребителей во время полета.

Потребление электрической энергии в процессе штатной работы космического аппарата неравномерно. Для парирования пиков нагрузки и спадов мощности первичного источника на практике используют вторичные (буферные) источники.

Буферный источник характеризуется тем, что суммарная производимая им энергия равна нулю. Он заряжается во время малой нагрузки от сети и отдает энергию в сеть во время пиковой нагрузки. Обычно в качестве буферного источника используют аккумуляторные батареи, а также конденсаторы. При необходимости согласования характеристик аккумуляторной батареи с первичным источником и с сетью используют преобразователи

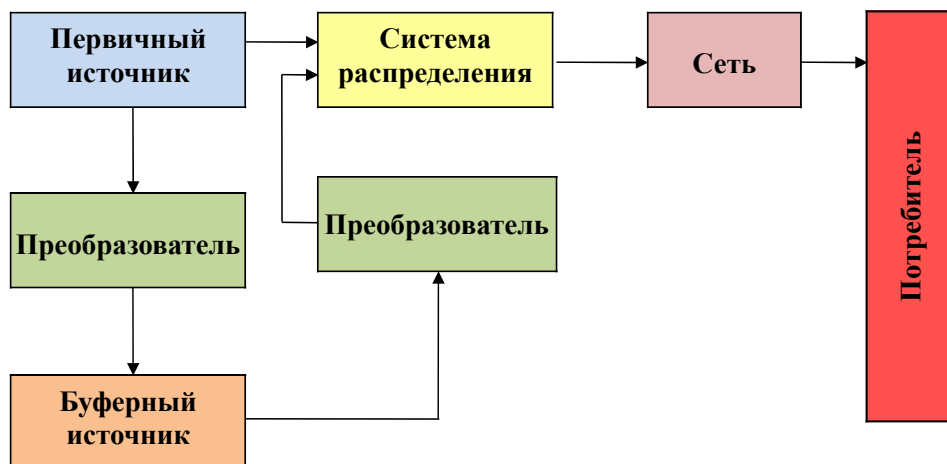


Рисунок 8.2. Типовая структура системы электроснабжения КА

(рис. 8.2). В первом случае это зарядное устройство, во втором – стабилизатор напряжения, обеспечивающий стабильность напряжения в сети при изменении напряжения аккумулятора.

Произведенная электрическая энергия должна быть доставлена потребителю в нужном количестве и в нужное время с необходимым качеством. Эти задачи решаются системой трансляции команд и распределения питания (СТКРП), а также электрической сетью. Система трансляции команд и распределения питания подключает потребитель к соответствующему источнику, обеспечивает резервирование (если это необходимо) и выключает автоматически или по разовым командам, выдаваемым с наземного комплекса управления, если потребитель неисправен. Техническая реализация этих процессов осуществляется с помощью коммутационной и защитной аппаратуры.

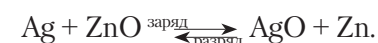
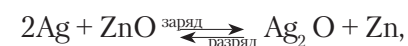
Доставка электроэнергии потребителю происходит через электрическую сеть, которая должна быть минимальна по массе, но в то же время иметь малые потери электроэнергии и обеспечивать надежное соединение потребителя и источника. Так как на КА используется низковольтная аппаратура, то бортовая кабельная сеть по причине протекания в ней относительно больших токов имеет значительную массу.

8.2. Системы электропитания первого поколения

В 60-е годы прошлого столетия Централизованным специализированным конструкторским бюро проводилась разработка КА на малый срок эксплуатации (до 15 суток). В системах электропитания таких КА, как «Зенит», «Бион», «Фотон», «Ресурс-Ф1» и др., в качестве первичного источника энергии применялись химические источники тока, как правило, на основе серебряно-цинковых (СЦ) аккумуляторов.

Серебряно-цинковые аккумуляторы относятся к классу щелочных аккумуляторов с отрицательным цинковым электродом. Положительным электродом является окись серебра. Электролитом служит водный раствор химически чистого едкого калия.

Токообразующая реакция в серебряно-цинковом аккумуляторе может быть представлена следующими уравнениями:



При заряде аккумуляторов положительные серебряные электроды окисляются до полуокиси (Ag_2O) и частично до окиси (AgO), на отрицательных – происходит восстановление окиси цинка (ZnO) до металлического цинка (Zn).

При разряде указанные электрохимические процессы идут в обратном направлении [10]. Помимо основных реакций при работе и хранении серебряно-цинковых аккумуляторов, возможно протекание ряда побочных реакций.

Одна из побочных реакций – саморастворение металлического цинка (коррозия), сопровождающееся выделением газообразного водорода. Выделение водорода увеличивается с ростом температуры, а именно:

- при температуре 0°C выделяется 0,13 мл в сутки с одного ампер-часа емкости аккумулятора;
- при температуре 20°C – (0,3 – 0,4) мл;
- при температуре 40°C – 2 мл.

СЦ-аккумуляторы обладают замечательным свойством: у них очень малое (порядка 0,05 Ом) внутреннее сопротивление и, как следствие, стабильная (пологая) вольтамперная характеристика (ВАХ) в широком диапазоне токовых нагрузок. Это свойство позволило использовать серебряно-цинковые аккумуляторы наряду с основной функцией в качестве стабилизаторов выходного напряжения СЭП.

Другими достоинствами серебряно-цинковых аккумуляторов являются:

- высокая плотность энергии – до 130 Вт·ч/кг;
- возможность разряда большими токами (до 30 А);
- отсутствие выделения и поглощения газов в процессе токообразующей реакции;
- возможность изготовления аккумуляторов в герметичном исполнении;
- незначительное тепловыделение (до 10 Вт).

Подтвержденная при многолетней эксплуатации КА высокая надежность СЦ-батарей обеспечивается строгим соблюдением технологических процессов на всех стадиях изготовления и подготовки батарей к эксплуатации. Подготовка СЦ-батарей для КА осуществляется на зарядно-аккумуляторных станциях (ЗАС).

Основная причина, по которой серебряно-цинковые аккумуляторные батареи (СЦАБ) нашли практическое применение в космической технике, – это их легкий вес, по сравнению со свинцовыми и другими типами АБ, освоенными на то время в СССР.

К недостаткам серебряно-цинковых аккумуляторов относятся малый срок службы (до 180 суток) и высокая стоимость, а также наличие двух стадий протекания химической реакции токообразования. По этой причине ВАХ СЦАБ имеет участок, где происходит скачкообразное изменение напряжения как при заряде, так и при разряде (рис. 8.3, 8.4).

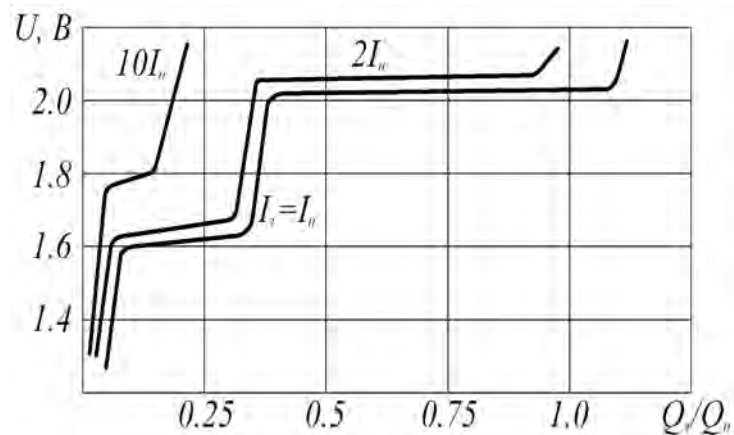


Рисунок 8.3. Зарядные характеристики при различных токах заряда

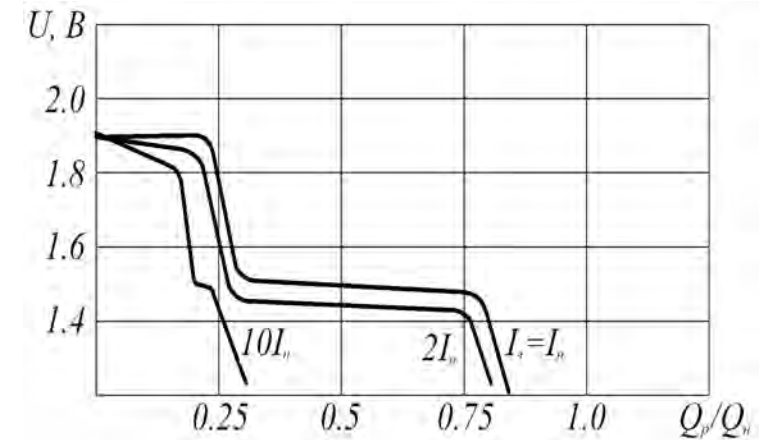


Рисунок 8.4. Разрядные характеристики при различных токах разряда

В составе блоков ХИТ серебряно-цинковые аккумуляторы соединяются последовательно.

Предприятием-разработчиком химических источников тока на базе серебряно-цинковых аккумуляторов для КА, изготавливаемых в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», до настоящего времени является ОАО «НПП «Квант», г. Москва. ХИТ на базе серебряно-цинковых аккумуляторов, применяемые в составе СЭП КА «Бион» и «Фотон», работают только в режиме разряда. Количество блоков ХИТ выбирается в зависимости от величины емкости, потребляемой бортовой аппаратурой (БА), и допустимого тока разряда каждого ХИТ. Структурная схема СЭП первого поколения приведена на рис. 8.5.

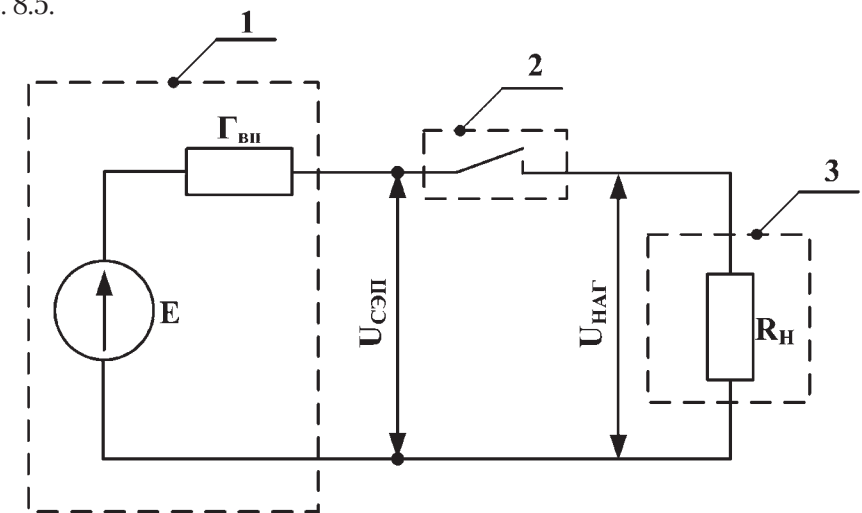


Рисунок 8.5. Упрощенная структурная схема СЭП первого поколения

Система электропитания первого поколения отличается простотой и высокой надежностью. Она, как правило, состоит из блока ХИТ 1 и коммутационной аппаратуры 2. Потребители 3 включаются к блоку ХИТ 1 параллельно. Стабилизатором выходного напряжения СЭП является блок ХИТ 1, так как СЦАБ имеют, как было сказано выше, вольтамперную характеристику, удовлетворяющую требованиям по допустимому диапазону изменения выходного напряжения СЭП при заданных токах нагрузки. Срок активного существования КА определяется суммарной начальной емкостью блока ХИТ. Для контроля напряжения ХИТ и токов их разряда применяются датчики напряжения и тока прибора контроля сети (ПКС). Для обеспечения надежности СЭП в ее составе применяются резервные батареи, которые подключаются вместо основных при их глубоком разряде по сигналу датчика минимального напряжения.

По конструктивно-компоновочной схеме КА «Бион» и «Фотон» ХИТ устанавливаются в герметичных отсеках. Для обеспечения технологического плана подготовки данных КА к запуску химические источники тока должны устанавливаться на начальном цикле работ. С целью сокращения цикла подготовки данных космических аппаратов были применены серебряно-цинковые батареи, поставляемые в сухозаряженном исполнении (без электролита), т.е. с электродами из окиси серебра, сформированными на заводе-изготовителе. После заливки электролита эти батареи готовы к эксплуатационному разряду без проведения заряда.

Понятие емкости аккумуляторной батареи (аккумулятора) введено в электротехнике для оценки потенциальной энергии АБ. Измерение ее в ампер-часах (А·ч) позволяет достаточно удобно определить время работы АБ в режиме разряда при известных значениях тока и напряжения нагрузки. Размерность емкости АБ в системе СИ есть кулон (Кл), т.е. размерность электрического заряда. В то же время известно, что классическая аккумуляторная батарея заряда на электродах не накапливает. Так как емкость батареи равна емкости одного аккумулятора батареи, то фактически это означает следующее: если по паспорту аккумуляторная батарея имеет номинальную емкость, равную 60 А·ч, то активная часть одного из электродов аккумулятора содержит n валентных электронов с суммарным зарядом $Q_{\text{сум}}$, причем:

$$Q_{\text{сум}} = 3600 \cdot 60 = 2160000 \text{ Кл,}$$

где 3600 – количество секунд в 1 часе,
60 – номинальная емкость АБ в А·ч.

Следовательно, емкость аккумулятора данной аккумуляторной батареи в системе СИ составляет 2,16 МКл. Однако на практике пользоваться такими величинами крайне сложно.

Емкость сухозаряженных серебряно-цинковых батарей КА «Зенит», «Бион» и «Фотон» в процессе их постоянной модернизации специалистами ГНПП «Квант» и ОАО «Электроисточник» при участии специалистов ЦСКБ (В.А.Яхина, А.М.Черновой, В.В.Морева и др.) была доведена с 70 до 165 А·ч без увеличения габаритов и массы блоков. За все время производства и эксплуатации изделий «Зенит», «Бион», «Фотон» было изготовлено более 780 систем электропитания 1-го поколения, которые выполнили свою задачу без замечаний, что убедительно подтверждает высокую надежность подобных СЭП. Тем не менее, успешно применяемая система электропитания являлась узким местом, сдерживающим проектирование новых космических аппаратов с длительным сроком активного существования.

На многих КА разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» для электропитания автономных систем применялись автономные химические источники тока (АХИТ). В качестве АХИТ на КА типа «Зенит», КС «Ресурс» применялись серебряно-цинковые батареи – сначала наливные, заливаемые электролитом и заряжаемые на зарядной аккумуляторной станции непосредственно перед эксплуатацией, а в последующем – сухозаряженные, требующие только заливки электролита.

АХИТ на базе СЦ-батарей имеют ограниченный срок хранения в заряженном состоянии, поэтому с увеличением сроков существования КА с 15 до 30 суток и более потребовались для электропитания автономных систем и АХИТ с большим сроком хранения. В качестве таких АХИТ были разработаны и применены батареи:

- на базе ртутно-цинковых элементов (11МО43, 17МО39), имеющих срок сохранности от 2,5 до 5 лет. Батарея 11МО43 применялась в качестве источника электропитания потенциометров обратной связи приводов БС изделий типа «Янтарь», но с увеличением срока штатной работы КА до 5 лет по весогабаритным характеристикам их применение стало нецелесообразным, и они были заменены на электронные источники питания. Батарея 17МО39 была разработана для электропитания средств поиска малогабаритной капсулы (УМСК) и впоследствии заменена на более перспективную литиевую батарею 14МО1;
- на базе серебряно-кадмиевых аккумуляторов (батареи 27СКГ-3, 27СКГ-6, 27СКГ-12), имеющих срок сохранности от 100 суток до года, в зависимости от режима работы в составе КА;
- на базе никель-кадмиевых аккумуляторов (26НKM-1, 26НKM-5, 24НKM-7А) постоянной готовности, имеющих срок сохранности до 11 лет;
- на базе литиевых тионил-хлоридных аккумуляторов (батарея 14МО1, предназначенная для электропитания средств поиска малогабаритной капсулы;

8ТХЛИА-250, а также автономных систем КА «Бион» и «Фотон»; 9ER20PSB-12, используемая для электропитания систем разгонного блока «Волга»), имеющих срок сохранности от 100 суток до 3 лет в залитом электролитом состоянии.

В настоящее время рассматривается вопрос по обеспечению электропитания автономных систем с помощью литий-ионных аккумуляторных батарей, имеющих высокие удельные характеристики, большой срок сохранности, а главное, позволяющих восполнять емкость батареи в случае ее израсходования в процессе подготовки КА к штатной работе.

Из воспоминаний Александра Васильевича Чечина, бывшего первого заместителя генерального конструктора ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», кандидата технических наук, автора более 50 изобретений:

«Следует отметить, что недостатки СЭП первого поколения были очевидны, и для разработки космических аппаратов с длительным сроком активного существования требовались системы электропитания совершенно другого типа. Во-первых, к этому времени уже широко использовались в технике серебряно-цинковые аккумуляторные батареи, применение которых на космических аппаратах сулило существенно продлить ресурс СЭП и КА в целом. В качестве первичного источника тока напрашивалось применение энергии Солнца, преобразуемой фотопреобразователями (ФП) солнечной батареи (СБ) в электрическую энергию. Однако для практического применения на КА разработки нашего предприятия подобных систем электропитания требовалось проведение предварительных теоретических проработок и экспериментальных проверок функционирования ФП в условиях воздействия факторов космического пространства.

Поэтому на одном из первых спутников Земли «Зенит-2», изготовленных заводом «Прогресс», на которых применялась СЭП первого поколения с использованием серебряно-цинковых химических источников тока, была установлена дополнительная экспериментальная система электропитания, содержащая в своем составе солнечную батарею. Такая система электропитания была разработана в ОКБ-1 и называлась «Луч». Механическая часть системы электропитания включала в себя силовую штангу, вертикально установленную на спускаемом аппарате спутника «Зенит-2», где имела достаточную свободную зону под обтекателем ракеты-носителя. На штанге по обе ее стороны компоновались две складываемые плоские панели солнечной батареи. Система «Луч» включала в себя также и электроприводную часть для ориентации солнечной батареи на Солнце.

Система «Луч» предназначалась и была успешно использована для изучения всего широкого спектра вопросов, связанных с будущим применением на борту космических аппаратов систем электропитания второго поколения».

8.3. Системы электропитания второго поколения

В конце 1960-х годов появилась необходимость создания КА со сроками работы 30 суток и более. На таких КА применять в составе СЭП в качестве первичного источника тока блоки ХИТ было нецелесообразно, так как в этом случае пришлось бы резко увеличивать количество блоков ХИТ для обеспечения питания БА в течение относительно длительного срока эксплуатации, а значит, и вес СЭП.

Для обеспечения электрической энергией систем КА при длительных сроках эксплуатации в составе СЭП в качестве первичного источника энергии применяются батареи солнечные (БС).

Преобразование энергии Солнца в электрическую энергию осуществляется с помощью полупроводниковых преобразователей. В качестве генерирующих фотопреобразователей (ФП) в составе солнечных батарей многих типов КА применялись кремниевые ФП разработки ОАО «НПП «Квант», г. Москва.

Батареи солнечные КА представляют собой сложные электромеханические устройства, обеспечивающие электрическое соединение ФП, их размещение на единой несущей основе, прочность и устойчивость всей конструкции, возможность раскрытия и ориентации в условиях космоса, а при необходимости и отделение СБ от КА.

Солнечное излучение как первичный источник энергии обладает рядом специфических особенностей, которые необходимо учитывать при определении рациональных путей и способов использования этого источника. Можно выделить несколько характеристик Солнца в том месте пространства, где проходит траектория полета КА.

Наибольший практический интерес для разработчиков СЭП КА представляют энергетические характеристики. Энергетические характеристики – это зависимость плотности потока солнечного излучения от длины волны и расстояния до Солнца на поверхность, перпендикулярную потоку солнечного света (рис. 8.6).

Основная часть энергии Солнца (более 75 %) приходится на короткую часть спектра – синюю и ультрафиолетовую (0,25-1,0 мкм). Другая (красная и инфракрасная) часть солнечного спектра (1,0-4,0 мкм), обладая малой энергией фотонов, не способна создавать фототок в ФП, но ведет к нагреву солнечных батарей, поэтому от нее стараются избавиться. На первых солнечных батареях, применяемых в качестве первичного источника в составе СЭП серийных КА, использовалось защитное покрытие синего цвета, не пропускающее красную и инфракрасную части спектра.

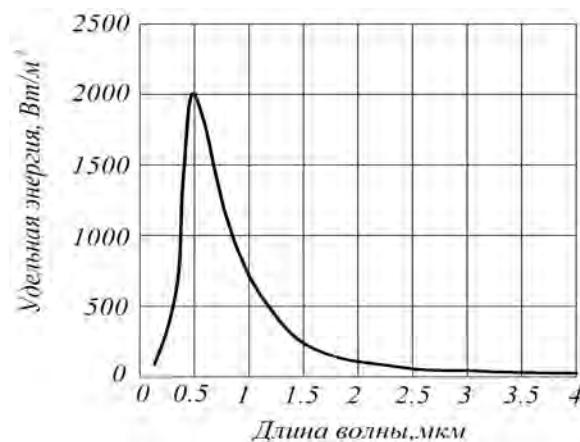


Рисунок 8.6. Спектральная характеристика солнечного излучения

В настоящее время кремниевые фотопреобразователи делаются прозрачными для этой части спектра солнечного света, по крайней мере, для красной части спектра, чтобы уменьшить нагрев ФП [62].

Необходимо отметить, что солнечное излучение – это единственный внешний первичный источник, энергия которого может быть непосредственно преобразована во все полезные виды энергии.

В качестве преобразователя световой энергии в электрическую наибольшее распространение получили преобразователи на основе рп-перехода, изготавливаемые из кремния. Фотоэлектрический преобразователь представляет собой плоскую пластину прямоугольной формы. В основе ФП лежит рп-переход, образуемый соответствующими полупроводниковыми пластинами.

На рис. 8.7 показаны теоретическая (1) и реальная (2) вольтамперные характеристики кремниевое ФП.

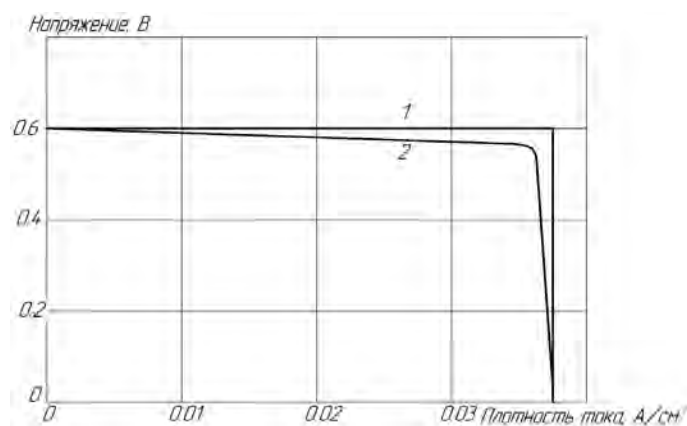


Рисунок 8.7 – Вольтамперные характеристики кремниевое ФП

Применительно к системе электропитания КА вместо термина «батарея солнечная» практичнее пользоваться термином «батарея фотоэлектрическая», поскольку термин «батарея солнечная» ближе к классу конструкций и механизмов. В дальнейшем по тексту будет использован в основном термин «батарея фотоэлектрическая» (БФ).

Для питания БА на освещенных участках орбиты используется энергия, получаемая от БФ, а на теневых участках орбиты и при недостатке мощности БФ на световых участках орбиты в составе СЭП используются вторичные источники энергии. Заряд вторичных источников энергии осуществляется от БФ на освещенных участках орбиты.

В качестве вторичного источника энергии на КА второго поколения, разрабатываемых в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», применены серебряно-цинковые аккумуляторные батареи. Благодаря достоинствам СЦ-батарей, приведенным выше, в составе данных СЭП используется простая контрольно-регулирующая аппаратура, отключающая заряд аккумуляторных батарей от БФ по напряжению. Подключение заряда осуществляется либо по временной уставке, либо по заданной величине разрядной емкости, контролируемой счетчиками ампер-часов (САЧ). В настоящее время аналогичные СЭП устанавливаются на КА «Фотон-М», «Бион-М» и др. [32].

На рис. 8.8 представлена БФ на основе кремниевых ФП.

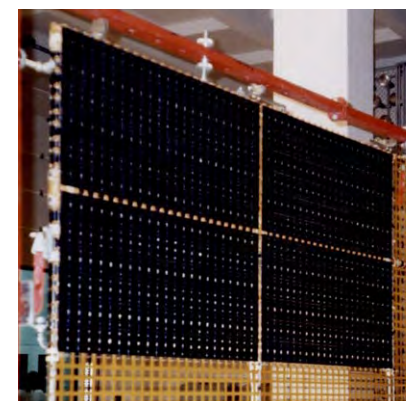


Рисунок 8.8. Батарея фотоэлектрическая на основе кремниевых ФП

Аккумуляторная батарея на основе серебряно-цинковых элементов представлена на рис. 8.9.



Рисунок 8.9. Блок на основе серебряно-цинковых аккумуляторов

Для обеспечения необходимой энергией на теневых участках орбиты аккумуляторные батареи в составе СЭП подключаются параллельно и работают в буферном режиме:

- АБ разряжаются на теневых участках орбиты или при мощности нагрузки выше мощности БФ на световых участках орбиты;
- АБ заряжаются на световых участках орбиты при мощности БФ выше мощности нагрузки.

При работе АБ в буферном режиме ее напряжение изменяется от значения, характерного для разряда АБ, до значения, характерного для их заряда.

Серебряно-цинковые аккумуляторные батареи (СЦАБ) боятся как перезаряда, так и переразряда, поэтому в СЭП предусматривается соответствующая защита по предотвращению этих режимов путем отключения АБ от заряда или уменьшения токов разряда.

Для обеспечения зарядно-разрядных режимов СЦАБ в составе СЭП применяются приборы автоматики:

- блок контроля источников питания (БКИП);
- счетчик ампер-часов (САЧ);
- блок коммутации системы электропитания (БКСЭП).

БКИП предназначен для контроля:

- напряжения АБ и выдачи в БКСЭП управляющих сигналов (УС) при определенных (пороговых) значениях напряжения для проведения операций по управлению режимами заряда и разряда АБ;
- телеметрического контроля напряжения на выходе СЭП.

САЧ предназначен для контроля:

- глубины разряда АБ и выдачи УС в БКСЭП при определенной глубине разряда АБ для проведения операций по управлению режимами заряда и разряда АБ;
- телеметрического контроля глубины разряда АБ.

БКСЭП предназначен:

- для образования шин питания и обеспечения их электрической связи с источниками тока;
- для обеспечения нормальной работы АБ в зарядно-разрядных режимах;
- для обеспечения связей СЭП с СТКРП и выполнения операций по внутренней логике СЭП и командам КИС (командно-измерительной системы);
- для организации телеметрического контроля токов БФ, нагрузки;
- для выдачи сигналов в БВС о состоянии СЭП.

Предприятием – разработчиком приборов БКИП, САЧ является ЦНИИРТК, г. Санкт-Петербург.

Прибор БКСЭП разрабатывается ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Управление зарядно-разрядными режимами АБ осуществляется по внутренней логике работы СЭП.

Отключение АБ от заряда (от БФ) происходит по сигналу прибора БКИП при достижении напряжения на выходе АБ порогового значения или по разовой команде.

Подключение АБ на заряд (к БФ) осуществляется:

- по временному признаку (по сигналу реле времени прибора БКСЭП через определенное время после отключения АБ от заряда);
- по сигналу прибора САЧ при определенной глубине разряда АБ;
- по сигналу прибора БКИП при достижении напряжения на выходе АБ порогового значения;
- по разовой команде.

Подключение АБ на заряд по одному из перечисленных признаков применяется с целью повышения надежности СЭП.

С целью исключения взаимовлияния БА и обеспечения требуемого качества электропитания система электропитания второго поколения выполнена с образованием двух шин питания. К одной шине, как правило, подключаются системы с большими импульсными токами потребления, не требующие высокой стабильности напряжения питания, а к другой шине – потребители, требующие высокого качества электропитания.

На рис. 8.10 приведена структурная схема СЭП второго поколения.

В разработке, экспериментальной отработке, испытаниях, при подготовке и штатной эксплуатации данных систем электропитания активное участие принимали А.В.Чечин, В.М.Якунин, В.Ф.Акимов, В.И.Пушкин, А.Д.Сторож, В.А.Яхин, В.С.Томина, А.С.Гуртов, С.И.Миненко, Н.И.Рябова, В.С.Молчанов, Н.Г.Бударева, Н.Г.Половнева, С.Н.Морозов и многие другие специалисты отдела разработки СЭП.

Для обеспечения высокой надежности электропитания в СЭП могут применяться резервные источники тока. На КА «Ресурс-Ф1» и ряде других в качестве резервных источников тока применяются резервные батареи на базе СЦ-аккумуляторов повышенной емкости. На КА типа «Бион-М» и «Фотон-М» в качестве резервных источников тока применены литиевые батареи однократного разряда.

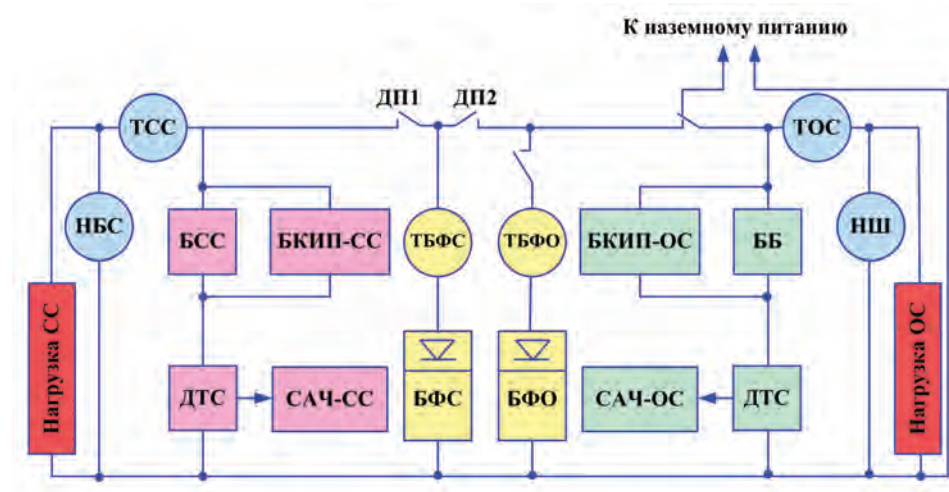


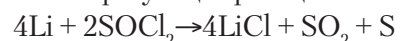
Рисунок 8.10. Структурная схема СЭП второго поколения

Литиевые химические источники тока обладают наибольшей теоретической удельной энергией среди известных электрохимических систем. Например, батарея на основе гальванических пар литий-фторуглерод имеет удельную теоретическую энергию, равную 2435 Вт·час/кг. Однако практическая удельная энергия литиевых химических источников тока, как и других типов ХИТ, значительно меньше теоретической, поскольку массы конструкции батареи, электролита и сепаратора существенно снижают этот показатель.

В космической технике используются литиевые батареи на основе гальванических пар с литиевым анодом-литий-тионилхлорид (SOCl_2). Практическая удельная энергия этих ХИТ достигает до 400 Вт·час/кг.

Литий относится к щелочным металлам и обладает высочайшей химической активностью. Поэтому все работы с ним проводят в специальных боксах с сухой инертной атмосферой (аргон, углекислый газ).

Токообразующая реакция имеет следующий вид:



Электролиты для работы с литиевым электродом должны готовиться

на основе специально подобранных материалов с повышенной химической стабильностью, не вступающих в химическую реакцию с материалами электродов.

Элементы литиевых батарей изготавливаются как в залитом заряженном исполнении, так и в «сухом» состоянии. Залитые литиевые батареи имеют ограниченные сроки хранения. Не залитые батареи лишены этого недостатка, но требуют специального оборудования для заправки элементов электролитом.

В разработке, отработке, эксплуатации литиевых батарей и в создании оборудования для их заправки и проверки активно участвовали А.Д.Сторож, В.И.Пушкин, А.С.Гуртов, И.З.Кочетков, О.Л.Филатова, В.М.Дмитриев, В.А.Яхин и др.

Рассмотренные системы электропитания нашли практическое применение на многих КА разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и подтвердили свою высокую надежность в эксплуатации. За все время штатной эксплуатации серийных более 190 космических аппаратов не было зафиксировано ни одного случая отказа СЭП второго поколения.

Из воспоминаний Александра Васильевича Чечина:

«Наверно я выражу мнение многих специалистов нашего предприятия, что, при всех достоинствах СЭП второго поколения с точки зрения ее надежности функционирования, всегда очень остро стоял вопрос разработки систем раскрытия панелей солнечной батареи, включающей в себя такие сложные электромеханические элементы, как пирозамки раскрытия, электроприводные устройства для разворота БС в исходное положение и ориентации ее в дальнейшем на Солнце. И всегда, при выводе КА на орбиту с такими системами электропитания, одним из первых важных вопросов получаемой телеметрической информации был вопрос: раскрылись ли СБ? Следует особо отметить, что почти все другие головные конструкторские бюро, разрабатывающие подобные космические аппараты, имели случаи нераскрытия СБ.

Поскольку все СБ в раскрытом положении представляют собой плоские конструкции, то при компоновке СБ под обтекателем ракеты-носителя приходится их выполнять в виде довольно сложных пространственных узлов, трансформируемых после вывода КА на орбиту в плоскость. И это, естественно, усложняет вопрос обеспечения надежности СЭП. Одной из попыток более надежно решить эти проблемы были опытные работы в ЦСКБ по созданию сворачиваемых в рулон СБ. В свое время даже был изготовлен полномасштабный действующий образец. Однако появление дублированных пирозамков нового поколения, приемлемых по массе и габаритам, позволило все-таки окончательно остановиться на раскрываемых СБ, состоящих из

плоских панелей. Практика эксплуатации большого количества КА показала, что такой выбор, сделанный ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», был абсолютно оправданный и правильный».

8.4. Системы электропитания третьего поколения

Система электропитания современных космических аппаратов значительно отличается от систем электропитания первого и второго поколений, разработанных ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и успешно эксплуатируемых с начала 1970-х годов. Существенное влияние на изменение облика СЭП оказало требование по увеличению срока активного существования вновь разрабатываемых КА до трех и более лет.

Действительно, для СЭП со сроком активного существования более одного года в качестве буферных аккумуляторных батарей не могут быть использованы серебряно-цинковые аккумуляторные батареи из-за их малого циклического ресурса работы. Уязвимым местом СЦАБ является сепаратор, который при длительной работе или засоряется, образуя проводящие мостики, или разрушается механически. Из-за этого СЦ-батареи имеют ограниченное количество зарядно-разрядных циклов. Поэтому в СЭП КА с длительными сроками эксплуатации применяют другие типы аккумуляторных батарей на базе никель-кадмиевых герметичных аккумуляторов или никель-водородных аккумуляторов. Напряжение данных типов аккумуляторных батарей изменяется в широких пределах в процессе их заряда и разряда. Батареи требуют индивидуальных средств контроля и управления зарядом и разрядом, имеют значительное тепловыделение и саморазряд.

В процессе длительной эксплуатации в условиях космического пространства также изменяются и параметры фотопреобразователей батареи фотоэлектрической (БФ) в результате их постепенной деградации от воздействия факторов космического пространства. Это также предъявляет совершенно иные требования в части выбора как проектных параметров БФ, так и логики управления режимом ее работы в составе СЭП КА.

Системы электропитания третьего поколения КА обязательно содержат в своем составе комплекс автоматики и стабилизации напряжения (в дальнейшем по тексту КАС) или иной аналогичный электронный прибор. Основной задачей КАС является стабилизация выходного напряжения СЭП, а также управление режимами работы БФ и АБ [38].

В конце 1980-х и начале 1990-х годов, когда в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» началось проектирование новых космических аппаратов со сроком активного существования более двух лет, в качестве вторичных источников питания можно было рассматривать только никель-кадмиевые или

никель-водородные аккумуляторные батареи. Другие типы аккумуляторных батарей по своим техническим характеристикам не обеспечивали выполнения жестких требований, предъявляемых к системам электропитания КА разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Никель-кадмиевые аккумуляторы обладают энергетической плотностью 25-40 Вт·ч/кг и относятся к классу щелочных АБ. В качестве электролита, как правило, в них используется щелочной раствор КОН. Они имеют большой ресурс (несколько тысяч зарядно-разрядных циклов), компактны и сравнительно просты в обращении. Отдельные разновидности никель-кадмиевых аккумуляторных батарей (НКАБ) могут разряжаться большими токами, соответствующими значению плотности тока до 5 кА/м², возможно изготовление полностью герметизированных вариантов, допускающих работу в любом положении. Все эти преимущества позволяют использовать НКАБ в космической технике.

К числу недостатков НКАБ следует отнести то, что во время длительной работы электроды «стареют», и их характеристики ухудшаются. Кроме того, у НКАБ ярко выражен «эффект памяти» [10].

На одном из КА, разработка которого велась в 1980-е годы, были применены НКАБ, разработанные в НИИАИ «Источник» (г. Санкт-Петербург) на базе аккумуляторов НКГ-90СА, фотоэлектрические батареи с арсенид-галлиевыми ФП, разработанными в НПП «Квант», автоматика регулирования и контроля, разработанная в ХЗЭА (г. Харьков). Система электропитания данного КА прошла полный цикл наземной экспериментальной отработки, в процессе которой были выявлены ее достоинства и недостатки.

К тому моменту, когда ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» приступил к проектированию совершенно новых космических аппаратов с длительным сроком активного существования, в Советском Союзе уже были разработаны для промышленного использования никель-водородные аккумуляторные батареи (НВАБ) для космических аппаратов с длительными сроками работы на геостационарных орбитах. Передовые позиции по разработке и изготовлению НВАБ, используемых в космической технике, занимало предприятие «Сатурн» (г. Краснодар). Специалисты нашего предприятия по СЭП отдали предпочтение никель-водородным аккумуляторным батареям и, как показала практика, не ошиблись.

По техническому заданию, разработанному специалистами отдела 501, в 1997 году начались интенсивные работы по модернизации и адаптации НВАБ для КА «Ресурс-ДК1», а спустя еще два года приступили к разработке НВАБ для вновь разрабатываемых КА с улучшенными характеристиками.

В никель-водородных аккумуляторах используется положительный

электрод от никель-кадмиевых аккумуляторов (гидроокись трехвалентного никеля NiOOH), отличающийся хорошей обратимостью. Отрицательным электродом служит водородный электрод на основе платинового катализатора.

Токообразующая реакция в аккумуляторе имеет вид:



Данная химическая реакция обратимая, а также окислительно-восстановительная. При заряде выделяется водород, который накапливается под давлением; при разряде водород расходуется, и давление его уменьшается.

Было обнаружено, что водород, даже под давлением, лишь очень медленно взаимодействует с заряженным окисноникелевым электродом, поэтому не требуется принятия специальных мер для пространственного разделения водорода и окисноникелевого электрода, т.е. весь электродный блок может быть помещен в стальной баллон, внутри которого водород накапливается.

Стальные баллоны тяжелы, и их масса заметно снижает удельные характеристики НВАБ. Для облегчения доступа и отвода водорода применяется не свободный жидкий, а матричный электролит; 30%-ный раствор КОН находится в порах асбестовой или другой пористой матрицы-электролитонесителя, а также в порах электродов.

Особенностью водородного электрода является то, что он работает при переменном давлении газа – в начале разряда оно максимально, а в конце минимально.

Никель-водородный аккумулятор допускает перезаряд без опасности выхода из строя. После окончания заряда положительного окисно-никелевого электрода на нем начинается анодный процесс выделения кислорода. Через газовые поры в матрице кислород легко поступает на водородный электрод и там каталитически соединяется с водородом с образованием воды. Единственным результатом такого перезаряда является значительное выделение тепла. Давление водорода достигает некоторого стационарного значения и дальше в результате взаимодействия водорода и кислорода не возрастает.

Никель-водородный аккумулятор – один из немногих химических источников тока, которые при эксплуатации в составе батарей не боятся перезаряда и переплюсовки. Ограничителем емкости при разряде делают положительный электрод; при его полном разряде в баллоне остается некоторое остаточное давление водорода. При перезаряде положительного

электрода на нем начинается катодное выделение водорода и происходит переплюсовка аккумулятора. Количество образующегося на катоде водорода соответствует водороду, вступающему в реакцию на аноде; таким образом, давление газа дальше не меняется. Выделение водорода на окисноникелевом электроде не вызывает его порчи.

Указанные свойства никель-водородных аккумуляторов – нечувствительность к перезаряду и переразряду – имеют большое значение для использования их в системах электропитания космических аппаратов, так как упрощают эксплуатацию аккумуляторных батарей и делают их безопасной.

На КА «Ресурс-ДК1», а также других аппаратах с большим сроком активного существования разработки нашего предприятия применены аккумуляторные батареи типа 28НВ-70; цифра 28 означает количество аккумуляторов, а цифра 70 – номинальную емкость.

Среднее напряжение разряда у этих АБ равно 1,24-1,27 В, а конечное напряжение заряда составляет 1,56-1,59 В. Удельная энергия достигает до 70 Вт·ч/кг. Удобным для эксплуатации аккумуляторных батарей является то, что посредством измерения давления газа в баллоне легко определить степень заряженности аккумулятора.

Основными преимуществами НВАБ являются герметичность, простота и надежность в эксплуатации, высокий ресурс и срок службы при относительно высоких удельных характеристиках. К числу недостатков следует отнести относительно высокий саморазряд – до 5 % в сутки [39].

У истоков разработки СЭП третьего поколения стояли А.В.Чечин, В.Ф.Акимов, В.И.Пушкин, В.Г.Шевельков, Б.В.Ларюхин, А.Н.Филатов, А.С.Гуртов, С.И.Миненко, В.Н.Фомакин, В.С.Томина и многие другие специалисты. Модернизацией и эксплуатацией СЭП третьего поколения для перспективных космических аппаратов вместе с кадровыми сотрудниками отдела разработки СЭП занимаются и молодые специалисты.

В ближайшей перспективе никель-водородные аккумуляторные батареи, используемые в космической технике, постепенно будут вытесняться литий-ионными аккумуляторными батареями (ЛИАБ). Последние привлекательны тем, что имеют высокие удельные характеристики, а следовательно, малые габариты и массу. Энергетическая плотность ЛИАБ достигает практически до 400 Вт·ч/л или 180-200 Вт·ч/кг. Существенное увеличение энергетической плотности достигается за счет использования в качестве одного из электродов соединения лития, являющегося активным восстановителем – щелочным металлом. При этом во внутренней цепи ЛИАБ электрический ток образуется за счет направленного движения ионов лития, имеющих весьма «малые» размеры. Поэтому в качестве

сепаратора достаточно использовать тончайший слой специального твердого материала, равномерно заполняющего пространство между электродами. Сепаратором, как правило, служит тонкая пластмассовая пластинка с микроскопическими отверстиями. В соответствии со своим названием эта пластинка разделяет положительный и отрицательный электроды, но свободно пропускает ионы лития.

В качестве активного материала положительного электрода используются оксиды кобальта (кобальтиды). Литерованный кобальтид имеет потенциал около 4 В относительно литиевого электрода, поэтому рабочее напряжение литий-ионного аккумулятора имеет значение 3 В и выше. При разряде литий-ионного аккумулятора происходит уменьшение количества ионов лития в отрицательном электроде и накопление их в положительном электроде. При заряде аккумулятора процессы идут в обратном направлении. Следовательно, во всей системе отсутствует металлический (нульвалентный) литий, а процессы разряда и заряда сводятся к переносу ионов лития с одного электрода на другой. Поэтому принцип работы ЛИАБ напоминает принцип работы конденсаторной батареи; этим они существенно отличаются от классических аккумуляторных батарей и в идеале не имеют ограничений по циклическому ресурсу. Отсутствие в ЛИАБ металлического лития позволило создать аккумуляторные батареи, безопасные в работе и по своим техническим характеристикам весьма привлекательные для использования в космической технике.

В ЛИАБ отрицательный электрод изготавливается из углеродных материалов, в том числе, из чистого графита, а в качестве катодных материалов все чаще применяются материалы на основе смешанных оксидов или фосфатов, что значительно улучшает их технические характеристики и безопасность эксплуатации. Эти и другие специфические особенности ЛИАБ позволяют располагать электроды очень близко друг к другу. Для этого на медную или алюминиевую фольгу наносят тонкий слой активной массы электродов, т.е. формируют электроды, затем накладывают их друг на друга, размещая между ними сепаратор, после этого собирают элемент в виде многослойной цилиндрической конструкции. По специальной технологии вводят вовнутрь аккумулятора электролит, в качестве которого чаще всего используется тионил хлорида. Благодаря использованию сложнейшей нанотехнологии удается получить сплошные электроды большой площади, следовательно, и большой емкости. Далее варьируя сочетанием последовательно и параллельно соединенных элементов, получают аккумуляторные батареи с заданными параметрами [40].

Литий-ионные аккумуляторные батареи имеют достаточно пологие

вольтамперные характеристики как при заряде, так и при разряде. Недостатком ЛИАБ является то, что они очень чувствительны к перезарядам и переразрядам, из-за чего они должны иметь специальную автоматику для контроля и ограничения уровней заряда и разряда [47]. В настоящее время практическое использование ЛИАБ в СЭП планируется на малых космических аппаратах и, скорее всего, в перспективе все КА разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» будут оснащены ими.

Для проведения летной квалификации этих аккумуляторных батарей в условиях космического пространства на низких околоземных орбитах на КА «Бион-М», запуск которого планируется в 2012 году, будет установлена экспериментальная система на базе ЛИАБ [19].

Альтернативными вторичными источниками тока являются электромашинные преобразователи, использующие кинетическую энергию вращающихся масс, – маховичные накопители.

В рамках выполнения научно-исследовательских работ (НИР) специалистами ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и смежных предприятий были разработаны и испытаны опытные образцы таких накопителей энергии. Однако они не нашли широкого применения в разработках предприятия из-за технологических проблем обеспечения надежности при больших скоростях вращения больших значений масс (подшипники, материалы якоря и др.). Кроме того, большие вращающие моменты маховиков существенно влияют на стабилизацию космического аппарата.

Коэффициент полезного действия (КПД) существующих систем электропитания весьма низкий, прежде всего, из-за низкого КПД фотопреобразователей БФ.

Коэффициент полезного действия монокристаллических кремниевых ФП не превышает 13,5 % (185 Вт/м²). Относительно малое значение удельной мощности ФП, как было отмечено выше, объясняется тем, что кремниевые ФП эффективно преобразуют солнечную энергию в электрическую только в узком диапазоне спектра солнечного света.

Для повышения эффективности использования энергии солнечных батарей на низкоорбитальных КА дистанционного зондирования Земли, разрабатываемых в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», широко применяются приводы солнечных батарей, которые позволяют изменять положение нормали к плоскости ФЭП на Солнце. Для обеспечения низких скоростей вращения панелей БС, больших крутящих и удерживающих моментов, большого ресурса работы в условиях космического пространства были разработаны приводы на основе волновых зубчатых передач. Управление приводами осуществляется по сигналам бортового комплекса управления в зависимости

от положения КА на орбите.

Следует отметить, что кремниевые ФП сыграли огромную роль в космической технике и широко использовались в БФ КА разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Это связано с тем, что долгое время кремниевые ФП оставались единственным источником получения электрической энергии на КА. Кремний – более доступный и освоенный в производстве материал, он широко распространен в природе, и запасы исходного сырья для создания ФП на его основе практически неограниченны. Технология изготовления кремниевых ФП хорошо отработана и непрерывно совершенствуется. Существует реальная перспектива снижения стоимости кремниевых ФП и повышения их КПД за счет внедрения нанотехнологий.

На многих космических аппаратах применяются кремниевые фотопреобразователи, разработанные и изготавливаемые в НПП «Квант» и ОАО «Сатурн». Штатная эксплуатация КА «Ресурс-ДК1» и других КА подтвердила высокую надежность БФ на базе кремниевых ФП, а деградация фотоэлементов оказалась намного меньше, чем прогнозировалась. Эти успехи были достигнуты за счет применения специалистами ОАО «Сатурн» особой технологии изготовления ФП и сборки БФ [72]. В ходе проектирования указанных КА проводились работы по совершенствованию конструкции батареи солнечной, в том числе, была успешно освоена технология изготовления БС на углепластиковых каркасах с применением высокопрочных струн для закрепления ФП. В разработку новых конструкций БС большой вклад внесло ОАО «Пластик» (г. Сызрань, Самарская область).

К числу недостатков БФ на базе кремниевых ФП относится, как было отмечено выше, их низкая удельная мощность и, как следствие, большая площадь БФ. Так, для КА «Ресурс-ДК1» площадь БФ составляет 36 м². Поэтому дальнейшее повышение энерговооруженности КА сдерживалось из-за использования в них БФ с кремниевыми ФП.

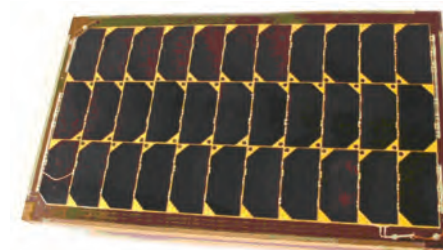
В настоящее время кремниевые ФП постепенно вытесняются многопереходными (гетероструктурными) арсенид-галлиевыми ФП. Коэффициент полезного действия указанных ФП составляет 25-30 %. Повышение удельных характеристик трехкаскадных арсенид-галлиевых ФП достигается путем использования в ФП трех типов материалов (германий-мышьяк-арсенид). Конструктивно ФП состоит из трех тончайших (5-6 мкм) слоев, нанесенных на германиевую подложку с использованием нанотехнологии и прозрачных для определенного диапазона изменения длины волны световой энергии. Каждый слой преобразует солнечную энергию в электрическую в определенном для него диапазоне спектра света. Использование гетероструктуры в ФП позволяет в два раза уменьшить требуемую площадь БФ.

Единственным недостатком БФ на базе арсенид-галлиевых ФП является их высокая себестоимость (в три раза дороже по сравнению с кремниевыми ФП той же площади). Однако, учитывая уменьшение требуемой площади БФ в два раза в случае использования арсенид-галлиевых ФП, их применение на КА экономически оправдано.

Фрагмент БФ на основе арсенид-галлиевых ФП представлен на рис. 8.11.

Еще одно направление повышения эффективности использования энергии Солнца в СЭП – применение концентраторов солнечного света. В рамках выполнения научно-исследовательских работ (НИР) специалистами ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и смежных предприятий были разработаны и испытаны различные виды концентраторов (доконцентраторов) на базе фоконов, линз Френеля, параболических зеркал и других.

Рисунок 8.11. БФ на основе арсенид-галлиевых ФП



Применительно к СЭП использование концентраторов энергии Солнца позволяет сократить площадь фотопреобразователей, а следовательно, и стоимость солнечных батарей. Площадь же солнечной батареи при этом не уменьшается, а для эффективной работы концентраторов требуется высокая точность ориентации солнечных батарей с концентраторами на Солнце, что, как правило, невозможно реализовать на практике в условиях постоянного изменения положения КА (особенно низкоорбитальных КА ДЗЗ) относительно Солнца.

Поиском альтернативных источников первичной энергии Солнца в СЭП также широко занимались и продолжают заниматься специалисты ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». К таким источникам энергии относятся радиоизотопные и ядерные энергоустановки, топливные элементы, твердотельные химические батареи и другие. Радиоизотопные источники с прямым преобразованием тепловой энергии в электрическую не нашли применения

в разработках ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» из-за их ограниченной мощности и низкого КПД (на уровне 2%). Системы электропитания и обеспечения теплового режима с использованием таких источников энергии нашли применение на КА для исследований в дальнем космосе. В настоящее время ведутся работы в рамках НИР по преобразованию тепловой энергии, выделяемой в процессе распада радиоизотопов, в электрическую энергию с использованием термоакустических генераторов. Теоретический КПД такого преобразования может достигать значений от 30 до 60 %.

Применение в СЭП низкоорбитальных КА ядерных энергоустановок требует реализации специального комплекса мероприятий по обеспечению безопасности в случае возникновения неисправностей в КА, что для определенного уровня мощности СЭП также нецелесообразно.

Для обеспечения высоких требований по качеству электропитания БА на современных КА в составе СЭП, как отмечалось выше, применяются электронные стабилизаторы напряжения. Принцип работы стабилизатора напряжения и его конструктивное исполнение выбираются с учетом динамики изменения токов нагрузки, БФ и АБ в соответствии с их вольтамперными характеристиками.

Поскольку напряжение и ток БФ постоянно изменяются в зависимости от освещенности панелей БФ, режимов работы АБ и потребляемой БА мощности, то стабилизация напряжения на выходных шинах СЭП – сложная техническая задача.

В СЭП КА широкое применение нашли стабилизаторы напряжения, а также зарядные и разрядные устройства, работающие в режиме широтно-импульсной модуляции (ШИМ) силовых ключевых транзисторов. Самое простое объяснение принципа работы данного стабилизатора напряжения сводится к следующему. На выходных шинах СЭП устанавливается СЛ-фильтр, причем емкость этого фильтра достаточно большая, чтобы существенно ослабить колебания выходного напряжения. Конденсаторы фильтра постоянно заряжаются от внешнего источника мощности (на световом участке орбиты КА внешним источником является фотоэлектрическая батарея) и одновременно разряжаются на нагрузку. Выбирается номинальное значение выходного напряжения СЭП, например, равное 28,5 В. Этот номинал одновременно является опорным напряжением для осуществления стабилизации выходного напряжения. При появлении разности между фактическим напряжением СЭП и опорным напряжением формируется сигнал обратной связи, который поступает в ШИМ-генератор. Импульсы мощности, формируемые ШИМ-генератором и используемые для заряда конденсаторов фильтра в зависимости от величины и знака сигнала обратной

связи, характеризуются длительностью, амплитудой и частотой следования. Между двумя импульсами имеется пауза, при этом период времени, определяемый как сумма длительности импульса мощности и паузы, остается постоянным. При правильной настройке стабилизатора напряжения обнуление сигнала обратной связи происходит, не вызывая заметных колебаний выходного напряжения СЭП. Для улучшения характеристик стабилизатора напряжения между шиной БФ и выходными шинами стабилизатора напряжения также устанавливается емкостный фильтр. По такому же принципу работает стабилизатор напряжения, когда внешним источником питания служат аккумуляторные батареи.

Основными принципами работы и управления СЭП являются [41]:

- автономное функционирование при штатной работе по внутренней логике, при этом допускается задание с НКУ минимального объема разовых команд для коррекции режимов работы СЭП;
- стабилизация выходного напряжения СЭП;
- обеспечение защиты АБ от перезаряда и переразряда;
- обеспечение включения, отключения, проверок при проведении испытаний и подготовке КА к штатной работе.

При этом организация согласованной работы БФ и АБ, автономное функционирование СЭП, стабилизация напряжения на выходных соединителях СЭП, информационный обмен с БВС и НКУ осуществляется КАС.

С целью формирования внутренней логики управления СЭП с использованием НВ АБ в КАС предусмотрены:

- пороговый контроль напряжения на выходе СЭП с формированием сигнала «ДМН» (датчик минимального напряжения СЭП) при снижении напряжения до уровня 25 В на время более 1 с;
- пороговый контроль напряжения каждой АБ с формированием сигнала «ДМНБ» (датчик минимального напряжения батареи) для отключения АБ при глубоком разряде;
- пороговый контроль напряжения аккумуляторов каждой АБ с формированием сигнала «ДМНА» (датчик минимального напряжения аккумулятора);
- формирование сигналов «СДНБ» (срабатывание датчика нижнего давления АБ) и «СДВБ» (срабатывание датчика верхнего уровня) для управления режимом работы АБ при заряде;
- формирование сигнала «СДТБ» (срабатывание датчика температуры батареи) для отключения АБ от заряда при превышении температуры АБ 38°С и сформированном на данный момент времени «СДНБ».

На рис. 8.12 приведена принципиальная схема СЭП КА «Ресурс-ДК1»,

включающая в себя БФ, пять АБ и КАС.

Комплекс автоматики и стабилизации напряжения, в свою очередь, состоит из стабилизатора напряжения и автоматики (СНА), зарядных устройств (ЗУ) и разрядных устройств (РУ), образующих зарядно-разрядные устройства (ЗРУ). Количество ЗРУ равно количеству АБ, поэтому СЭП имеет пять подсистем, образованных путем последовательного соединения каждой АБ с соответствующим зарядно-разрядным устройством.

Все подсистемы включены на единую шину питания параллельно между собой.

На рис. 8.13 представлена фотография комплекса автоматики и стабилизации напряжения КА «Ресурс-ДК1» (один СНА и пять ЗРУ).



космического аппарата «Ресурс-ДК1»

Рисунок 8.12. Принципиальная блок-схема СЭП КА «Ресурс-ДК1»

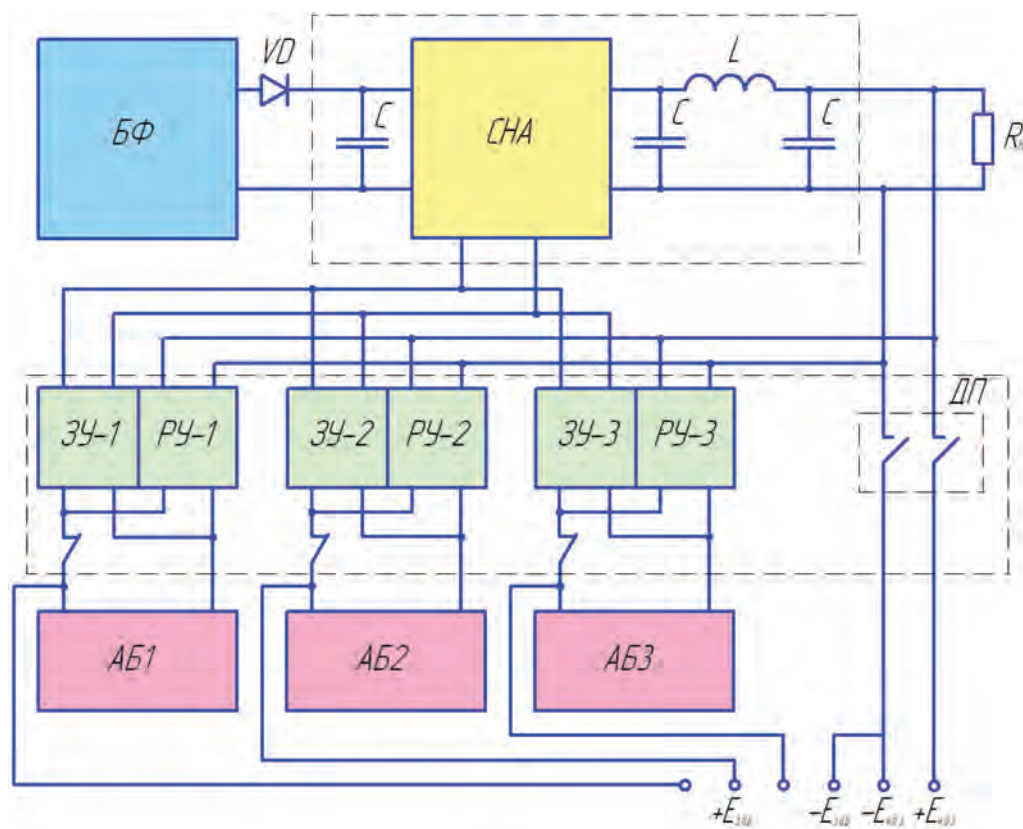


Рисунок 8.13. Комплекс автоматики и стабилизации напряжения

Основными функциями, выполняемыми КАС, являются:

- подключение генераторов БФ на единую шину питания нагрузки;
- проведение заряда и разряда каждой АБ через свой регулятор ЗРУ;
- параллельное подключение подсистем на единую шину питания;
- обеспечение коммутации цепей наземного источника питания (НИП) по «плюсу» и «минусу» по соответствующим командам из наземного испытательного комплекса (НИК);
- обеспечение высокой надежности путем дублирования всех элементов коммутации и управления;
- обеспечение контроля заряженности по формированию сигнала «СДВБ» каждой АБ по технологическим цепям, подключаемым к наземному испытательному оборудованию (НИО) КА;
- обеспечение заряда АБ в составе КА на стартовом комплексе.

Последняя функция по обеспечению заряда и разряда АБ, находящихся на борту КА, средствами ЗРУ из состава НИО была оригинально решена за счет подключения шины «минус» ЗРУ НИО к «минусовым» цепям подключения НИП, а шины «плюс» ЗРУ – непосредственно к АБ.

Данное техническое решение выполнено на уровне изобретения и защищено патентом РФ [12]. Его внедрение на КА разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» позволило уменьшить массу СЭП, исключить возможность короткого замыкания при подготовке к штатной эксплуатации КА, повысить надежность СЭП. Зарядно-разрядный цикл НВ АБ в СЭП КА «Ресурс-ДК» происходит в соответствии со следующей логикой.

На освещенном участке орбиты после выхода из теневого участка аккумуляторные батареи включаются в режим заряда. Ток заряда АБ в зависимости от освещенности панелей БФ изменяется от нуля до 15 А. При увеличении давления при заряде в аккумуляторе, в котором установлен сигнальный

датчик, до заданного уровня (примерно 60-65 А·ч) формируется сигнал «СДНБ». Этот сигнал носит информационный характер, поскольку по нему не происходит изменения состояния АБ. При наличии мощности БФ продолжается заряд АБ до тех пор, пока не формируется сигнал «СДВБ». Уровень заряженности АБ, при котором происходит формирование сигнала «СДВБ», составляет примерно 65-70 А·ч. Этот сигнал является управляющим, так как после его формирования соответствующая АБ переводится в режим подзаряда током 1 А для компенсации саморазряда аккумуляторов. Режим подзаряда АБ выключается после снятия сигнала «СДНБ» в режиме разряда АБ.

При заряде АБ происходит тепловыделение, пропорциональное мощности электрических потерь на внутреннем сопротивлении последовательно соединенных аккумуляторов. Часть этого тепла поглощается эндотермической химической реакцией токообразования в аккумуляторах. При разряде АБ происходит экзотермическая химическая реакция токообразования, поэтому при штатной работе тепловыделение в режиме разряда АБ при прочих равных условиях больше, чем тепловыделение в режиме заряда АБ. Данное утверждение верно только в узком диапазоне температур АБ. Опыт эксплуатации КА «Ресурс-ДК1» показал, что при длительном функционировании АБ при повышенных температурах теплоносителя (25-32°C) тепловыделение АБ в конце заряда значительно превышает тепловыделение при разряде, и чем больше степень заряженности АБ и ее температура, тем больше тепловыделение.

Аккумуляторные батареи устанавливаются на термоплаты и охлаждаются жидким теплоносителем. С целью снижения ресурса средств обеспечения теплового режима (СОТР) при испытаниях на КА «Ресурс-ДК1» и др. используется оригинальная технология охлаждения АБ, выполненная на уровне изобретения и защищенная патентом РФ [13]. Новизной данной технологии является то, что в термоплатах, предназначенных для охлаждения АБ, выполнены технологические гидромагистраль (каналы), позволяющие обеспечивать тепловой режим АБ при испытаниях от наземных средств обеспечения теплового режима. В конечном итоге, это позволяет повысить надежность СОТР и КА, в целом, в процессе штатной эксплуатации.

На рис. 8.14 представлена установка НВАБ на изделии.

Аппаратная защита от глубокого разряда каждой АБ осуществляется за счет формирования датчиком минимального напряжения АБ сигнала «ДМНБ» с последующим отключением данной батареи от разряда на период восстановления напряжения до заданной величины. Необходимость защиты АБ от переразряда возникает крайне редко и является аварийным

режимом [52]. Система электропитания также защищена от перегрузок. Так, при несанкционированной просадке выходного напряжения СЭП до 25 В и ниже формируется сигнал «Аварийная нагрузка», по которому космический аппарат переводится специальным алгоритмом СЭП через БВС в режим неориентированного полета (НП). В этом режиме происходит отключение от шины питания ряда приборов, тем самым обеспечивается значительное уменьшение тока потребления от СЭП. Переход в этот режим возможен также при глубоком разряде всех аккумуляторных батарей из-за нарушения энергобаланса.

Рисунок 8.14. Установка НВАБ на изделии



Подобная ситуация всего один раз возникала на КА «Ресурс-ДК1», но успешно была парирована и не привела к выходу из строя ни одного прибора.

Режим «Аварийная нагрузка» при глубоком разряде всех АБ может быть своевременно парирован специальным алгоритмом СЭП, который постоянно вычисляет суммарную глубину разряда всех АБ и сравнивает ее с допустимыми пороговыми значениями. Пороговых значений может быть несколько, но каждое из них используется для перевода КА или в режим ориентированного дежурного полета, когда вводится запрет на работу части приборов, или в режим неориентированного полета, когда отключаются от питания практически все приборы. Современные космические аппараты разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» оснащены специальными алгоритмами, позволяющими предупредить или замедлить процесс глубокого разряда АБ СЭП. Конфигурация и логика функционирования СЭП и КА, в целом, при возникновении глубокого разряда АБ защищены патентом РФ [65]. Новизной является то, что при внезапном выходе одной АБ из строя алгоритм автоматически учитывает этот факт и переводит КА в другой режим при менее глубоком разряде АБ, тем самым повышая живучесть СЭП, в частности, и КА, в целом.

Разработку, автономную и комплексную отладку бортового программного обеспечения (БПО), осуществляющего контроль и управление СЭП, обеспечивали А.Б.Черкунов, С.А.Алиппа, А.Н.Лепилов, Л.В.Безбородова и др.

Особенностью НВАБ является то, что при их штатной работе более шести месяцев требуется проведение «лечебных» (формовочных) циклов. Дело в том, что при длительном циклировании АБ на глубину разряда, не превышающую 15% от номинальной емкости (номинальная емкость батареи 28НВ-70 равна 60 А·ч), может возникнуть разбаланс последовательно соединенных аккумуляторов в АБ по степени заряженности и напряжению, и чем дольше АБ функционирует в таком режиме, тем сильнее разбаланс. При этом происходит снижение располагаемой энергии в АБ, увеличивается тепловыделение и др.

Технология проведения формовочных циклов АБ была разработана совместно специалистами ОАО «Сатурн» и ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и защищена патентом РФ [14]. Преимуществом данной технологии проведения формовочного цикла АБ является то, что она не накладывает ограничений на функционирование КА, поскольку АБ разряжается на нагрузку, и ее энергия вся используется для питания БА.

Для выполнения формовочного цикла АБ требуется проведение следующих операций:

- оценка состояния АБ и определение его параметров, а именно, напряжение при заряде током 15 А, напряжение разомкнутой цепи (НРЦ), уровень срабатывания датчика давления, при котором формируется сигнал «СДНБ»;
- заряд АБ до формирования сигнала «СДВБ» и определение уровня срабатывания датчика давления по емкости;
- введение запрета заряда формуемой АБ и разряд АБ на нагрузку, которой является БА;
- проведение глубокого разряда АБ, критериями чего служат: срабатывание сигнального датчика минимального напряжения аккумулятора; уменьшение емкости АБ до 10 А·ч и ниже (допускается до 3-5 А·ч); снижение напряжения АБ приблизительно до $(n+1)$ В, где n – количество аккумуляторов;
- снятие запрета заряда АБ;
- проведение заряда АБ током нагрузки при штатной работе СЭП;
- оценка состояния СЭП после восполнения АБ (заряд АБ до срабатывания датчика давления с формированием сигнала «СДВБ»).

Практическая апробация данной методики прошла при неоднократном проведении формовочных циклов АБ СЭП КА «Ресурс-ДК1», широко при-

меняется в настоящее время и будет в дальнейшем применяться на других КА с НВАБ разработки нашего предприятия.

Для повышения надежности СЭП КА «Ресурс-ДК1» в КАС предусмотрена возможность подключения к одному ЗРУ двух АБ, в случае отказа одного из пяти ЗРУ. Для реализации этой задачи применено оригинальное техническое решение: для объединения плюсовых шин двух аккумуляторов предусмотрены аварийная шина и специальные разовые команды «ВКАС», «ОАБ_i», «ВАВЗБ_i», где i – номер АБ. При выдаче РК «ВКАС» всегда восстанавливается исходное состояние КАС; при выдаче РК «ОАБ_i» i -ая АБ отключается от своего ЗРУ, а ЗРУ _{i} подключается к аварийной шине. При выдаче РК «ВАВЗБ_i» ЗРУ _{i} отключается от аварийной шины, а АБ _{i} подключается к аварийной шине. Используя различные последовательности команд, можно к одному ЗРУ, как было сказано выше, подключить две АБ, соединенные между собой параллельно; к i -ой ЗРУ подключить j -ую АБ, отключив при этом от СЭП j -ое ЗРУ и i -ую АБ. Возможны и другие конфигурации СЭП.

Как показал опыт эксплуатации КА «Ресурс-ДК1», возможность изменения конфигурации СЭП в случае отказа одного ЗРУ позволяет существенно повысить живучесть СЭП, причем изменение конфигурации может быть использовано для различных целей, в том числе, и для снижения температуры АБ, поскольку при подключении двух АБ к одному ЗРУ токи заряда и токи разряда аккумуляторных батарей уменьшаются, при прочих равных условиях, в два раза, и, как следствие, тепловыделение каждой АБ существенно уменьшается.

Без преувеличения можно сказать, что на высоком техническом уровне была решена ОАО «НПП «Полос» совместно с нашим предприятием задача правильного выбора параметров БФ и поддержания комплексом автоматики и стабилизации напряжения оптимального режима функционирования БФ. При этом в рабочей точке ВАХ напряжение БФ выбирается для самой высокой степени деградации параметров БФ. Как правило, напряжение в оптимальной точке ВАХ, соответствующей отбору максимальной мощности недеградируемой БФ, выше на 15-20 В. Для обеспечения отбора максимальной мощности БФ при необходимости используется экстремальный регулятор мощности (ЭР). Экстремальный регулятор, принцип работы и устройство которого здесь не рассматриваются, автоматически изменяет напряжение в рабочей точке ВАХ и обеспечивает максимальный отбор мощности от БФ.

Опыт эксплуатации КА «Ресурс-ДК1» показал, что заложенная в СЭП логика управления режимом работы БФ весьма эффективна и практична для использования в управлении космическим аппаратом. Действительно,

при недостаточной освещенности ФП повышения величины освещенности можно добиться путем переключений панелей БС (ПБС) по углу тангажа. Однако подобные переключки крайне нежелательны, так как оказывают возмущения на КА, а также увеличивают ресурс работы приводов БС. При включенном ЭР необходимость выполнения переключек ПБС по углу тангажа с целью повышения освещенности, как правило, отпадает.

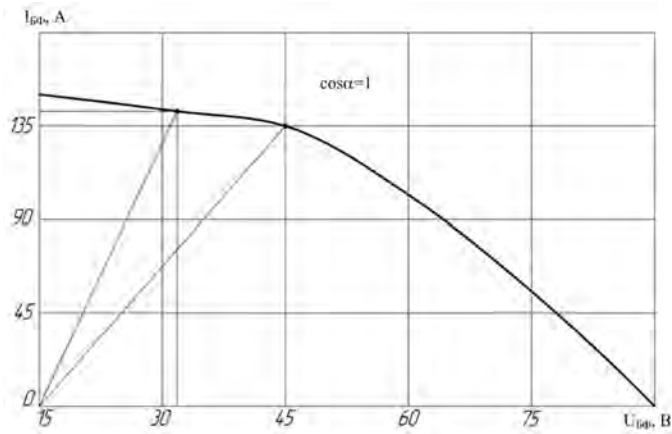


Рисунок 8.15. Вольт-амперная характеристика БФ КА «Ресурс-ДК1»

Экстремальный регулятор может быть использован при штатной эксплуатации и для других целей, например, для ускоренного заряда АБ и т.д.

Изменение режимов функционирования СЭП низкоорбитальных КА происходит очень динамично из-за наличия теневых участков орбиты. Так, на освещенном участке орбиты включены СНА, ЗУ ЗРУ, БФ и АБ в режиме заряда; на теневом участке орбиты – только РУ ЗРУ и АБ в режиме разряда. Постоянное чередование включений и отключений приборов исключает их чрезмерный нагрев, но повышается вероятность выхода из строя приборов при смене режимов работы.

На рис. 8.16 приведены графики изменения параметров СЭП во времени для СЭП КА «Ресурс-ДК1». Графические зависимости построены для случая функционирования КА, когда угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце составляет $\beta \approx 0$ град.

Ток БФ (параметр ТБФ) возрастает по мере увеличения текущего значения $\cos \alpha$ и, достигнув максимального значения (при $\cos \alpha = 1$), начинает плавно уменьшаться. Можно принять, что ток БФ при наличии потребления мощности БФ в полном объеме подчиняется синусоидальному закону. При некотором значении мощности БФ аккумуляторные батареи пере-

ходят в режим заряда. В случае если ток нагрузки (параметр ТН) остается неизменным, то токи заряда АБ (параметр ТЗАБ) по форме повторяют ток БФ. Когда ток АБ равняется 15 А, заряд АБ происходит в режиме токоограничения, т.е. ток заряда АБ остается постоянным, хотя мощность БФ продолжает возрастать. Поскольку вся мощность БФ не расходуется, то режим стабилизации напряжения БФ (параметр НБФ) на уровне 31 В не может быть обеспечен КАС. В соответствии с логикой функционирования СЭП рабочая точка ВАХ БФ скачкообразно переходит на спадающую часть, где генерируемая мощность полностью расходуется на питание БА, заряд АБ, собственное потребление КАС в соответствии с коэффициентами полезных действий приборов СНА, ЗУ ЗРУ и потерями в БКС.

Затем происходит срабатывание сигнального датчика «СДВБ» и перевод соответствующей АБ в режим подзаряда током 1 А. На рис. 8.17 видно, что срабатывание датчиков «СДВБ» произошло во всех пяти АБ (уникальный случай), причем при каждом срабатывании датчика «СДВБ» происходит скачкообразное изменение режима функционирования БФ (изменение напряжения и тока БФ). Пунктирной линией показано потенциально возможное изменение тока БФ при наличии соответствующей нагрузки. В данном случае очевидно, что мощность потребления значительно меньше мощности, вырабатываемой БФ.

Температура БФ (параметр Т211) меняется динамично, а диапазон ее изменения составляет от «минус» 93°C до «плюс» 80°C . Условия эксплуатации электрических проводов и соединителей выполняются.

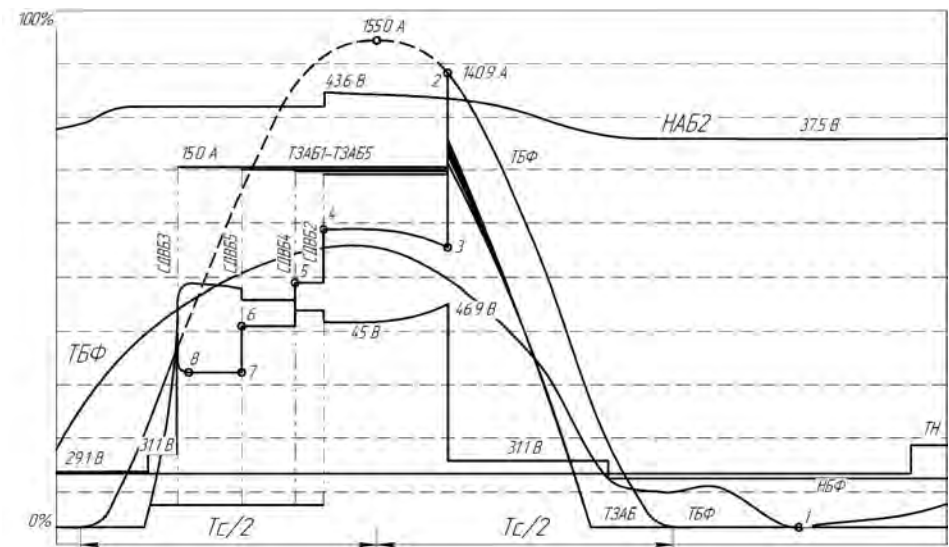


Рисунок 8.16. Зависимости параметров СЭП КА «Ресурс-ДК1» от времени

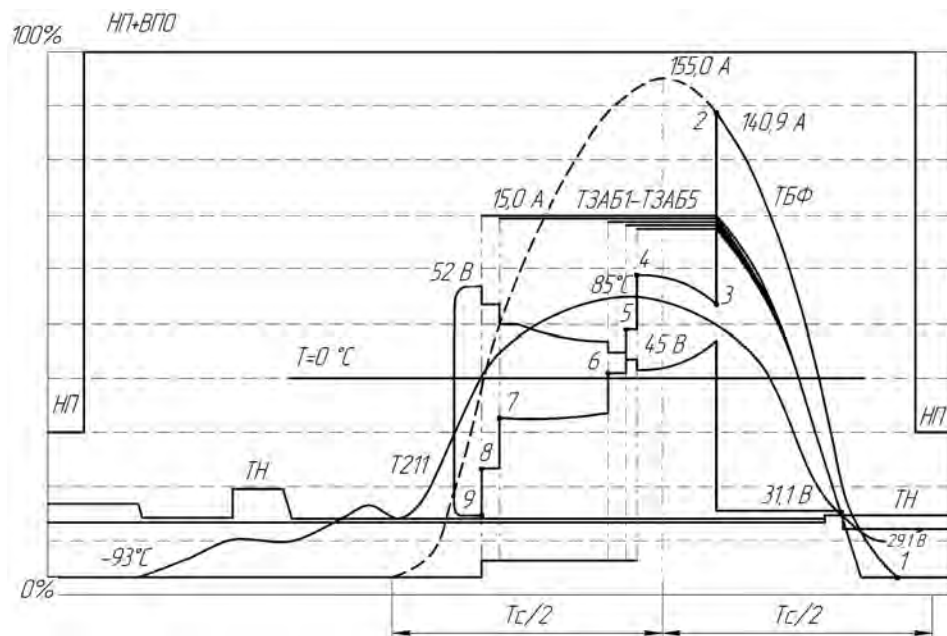


Рисунок 8.17. Зависимости параметров СЭП КА «Ресурс-ДК1» от времени

Напряжение аккумуляторной батареи (параметр НАБ2) при заряде с ростом тока АБ монотонно возрастает, поскольку возрастает омическое падение напряжения.

При достижении зарядного тока до 15 А зарядное напряжение продолжает расти (хотя омическое падение напряжения неизменное), что свидетельствует о наличии поляризационных потерь. После срабатывания сигнального датчика «СДВБ» напряжение АБ уменьшается скачкообразно, незначительно превышая значение напряжения разомкнутой цепи.

Практическая эксплуатация систем электропитания современных КА показала, что выбранная специалистами ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» концепция проектирования СЭП себя полностью оправдала, но позволила и определить пути дальнейшего повышения эффективности и живучести СЭП, а именно:

- обеспечение режима разряда (заряда) всех аккумуляторных батарей одинаковыми токами разряда (заряда);
- выбор оптимального режима функционирования БФ по критерию максимального отбора мощности;
- обеспечение автономного восполнения АБ после их полного разряда в случае аварийной ситуации.

Но эти решения находятся уже за рамками этой книги.

Из воспоминаний Александра Сергеевича Гуртова, начальника отдела разработки систем электропитания ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»:

«При проектировании СЭП третьего поколения, учитывая высокие требования по надежности системы и ее значительному усложнению для обеспечения задач по длительному функционированию в условиях космического пространства, использовался весь арсенал накопленных знаний при разработке систем первого и второго поколений, опыт создания аналогичных систем в других предприятия отрасли. Кроме традиционных методов резервирования отдельных элементов, в СЭП третьего поколения широко использовано функциональное резервирование на уровне подсистем, построенных по блочно-модульному принципу. В управлении и контроле СЭП широко использованы функции бортового программного обеспечения. Особое внимание было уделено экспериментальным работам на всех стадиях разработки как элементов, так и СЭП в целом.

Опыт эксплуатации СЭП третьего поколения в составе КА «Ресурс-ДК1» подтвердил высокую надежность системы, гибкость управления в различных условиях ее длительной работы, эффективность применения экстремального регулирования мощности солнечной батареи, специальных режимов поддержания состояния аккумуляторных батарей».

Мельбурн (Австралия).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аншаков Г.П. Бортовое навигационное обеспечение космических аппаратов дистанционного зондирования Земли «Ресурс-ДК» / Г.П. Аншаков, А.И. Мантуров, Я.А. Мостовой, В.И. Рублев, Ю.М. Усталов // XIII Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург. СПб.: Изд. ЦНИИ «Электроприбор», 2006. С. 187-193.
2. Ахметов Р.Н. Методы и средства управления космического аппарата зондирования Земли «Ресурс-ДК1» / Р.Н. Ахметов, Г.П. Аншаков, В.П. Макаров, А.И. Мантуров, Я.А. Мостовой // Сборник научных трудов XIII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. 2007. С. 3-13.
3. Аншаков Г.П. Бортовое навигационное обеспечение автоматического космического аппарата на базе спутниковых систем навигации / Г.П. Аншаков, А.И. Мантуров, Я.А. Мостовой // Научно-технический журнал «Гироскопия и навигация». 2007. №3 (58). С. 122-123.
4. Ахметов Р.Н. Некоторые результаты анализа эксплуатации системы спутниковой навигации на КА «Ресурс-ДК» / Р.Н. Ахметов, А.И. Мантуров, Я.А. Мостовой, В.И. Рублев, Ю.М. Усталов, Р.А. Дзесов // XV Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург. СПб.: Изд. ЦНИИ «Электроприбор». 2008. С. 318-323.
5. Ахметов Р.Н. Система спутниковой навигации КА «Ресурс-ДК1» / Р.Н. Ахметов, А.И. Мантуров, В.А. Мочалов, В.И. Рублев // Аэрокосмический курьер. 2009. №2. С. 42-43.
6. Биологические исследования на биоспутниках «Космос». М.: «Наука». 1979.
7. Бакланов А.И. Системы наблюдения и мониторинга: Учебное пособие / А.И. Бакланов. М.: Бином. Лаборатория знаний. 2009. 234 с.
8. Бебенин Г.Г. Системы управления полетом КА / Г.Г. Бебенин, Б.С. Скребушевский, Г.А. Соколов. М.: Машиностроение. 1978. 272 с.
9. Белов Ю.В. Главное дело жизни / Ю.В. Белов // Вестник ракетно-космического Центра № 32, 35, 37, 41, 42. Самара. 2007.
10. Багоцкий В.С. Химические источники тока / В.С. Багоцкий, А.М. Скундин. М.: «Энергоиздат». 1981. 360 с.
11. Гальпер А.М. «Памела» приоткрывает окно в мир тёмной материи / А.М. Гальпер, Ю.И. Стожков // Вестник Российской академии наук. 2010. №28. Т. 80. С. 694-697.
12. Гуртов А.С. Космический аппарат / А.С. Гуртов, А.Н. Филатов, В.Н. Фомакин, В.С. Томина и др. Патент РФ №2 2156211. Заявитель ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Дата подачи заявки на изобретение 15 июня 1999 года.
13. Гуртов А.С. Космический аппарат / А.С. Гуртов, А.Н. Филатов, В.Н. Фомакин, В.С. Томина. Патент РФ N22144889. Заявитель ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Дата подачи заявки на изобретение 26 октября 1998 года.
14. Гуртов А.С. Способ эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей / А.С. Гуртов, С.И. Миненко, В.Н. Фомакин, В.В. Галкин, Ю.М. Шевченко, И.В. Горбачева. Патент РФ N22399122. Заявитель ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и ОАО «Сатурн». Дата подачи заявки на изобретение 12 мая 2009 года.
15. Галкина А.С. Анализ точности формирования и реализации программ управления угловым движением КА / А.С. Галкина, А.И. Мантуров, В.И. Рублев, В.Е. Юрин // XVI Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2009. С. 224- 231.
16. Гетман М. Военный космос / Гетман М. Раскин А. М.: Фонд «Русские Витязи». 2008. 464 с.
17. Дружин В.Е. Аппаратура координатно-временного и навигационного обеспечения КА «Ресурс-ДК» / В.Е. Дружин, Д.Н. Федоров, Г.П. Аншаков, В.И. Огарков и др. // Аэрокосмический курьер. 2007. №1 (49). С. 83-85
18. Ерофеев В.В. Конструктор космической верфи / В.В. Ерофеев, Е.А. Чубачкин. Самара. 2009. 308 с.

19. Инженерная записка. Летный эксперимент по отработке литий-ионной батареи в составе системы электропитания изделия «Бион-М» № 1. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». 2008. 10 с.
20. Изделие «Янтарь-4КС1М». Техническое описание. Часть первая. Устройство и работа изделия. 1985. 136 с.
21. Изделие «Орлец-1». Техническое описание. Часть первая. Устройство и разработка изделия. 1986. 127 с.
22. Изделие «Орлец-2». Техническое описание. Часть первая. Устройство и разработка изделия. 1990. 138 с.
23. Изделие 46КС. Техническое описание. Часть первая. Устройство и работа изделия. 46КС ТО ч.1. Издание первое. 2004. 97 с.
24. Кирилин А.Н. Ракеты-носители и космические аппараты ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 8. С. 58-62.
25. Кирилин А.Н. Разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Г.Е. Фомин // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2006. №5. С. 83-86.
26. Кирилин А.Н. Развитие российской космической системы ДЗЗ / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов // Аэрокосмический курьер. 2007. №2. С. 57-61.
27. Кирилин А.Н. Основные итоги работы космического комплекса «Ресурс-ДК1» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.М. Федоров, С.И. Ефимов, О.Г. Федоренко // Материалы IV научн.-техн. конф. «Системы наблюдения, мониторинга, и дистанционного зондирования Земли»: МИ-ОРЭС им. А.С. Попова, Адлер. 15-21.09 2007. С. 11-16.
28. Кирилин А.Н. Основные результаты и планы ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» по созданию космических средств ДЗЗ социально-экономического назначения / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Г.П. Аншаков // Москва: Труды НПП ВНИИЭМ «Электромеханика» (материалы конференции по ДЗЗ, октябрь 2007). 2008. Т. 105. С. 82-91.
29. Кирилин А.Н. Направления и перспективы развития ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, С.И. Ткаченко // Доклад на конгрессе IFAC, 30.06.2006-2.07.2009. Самара. Россия. С. 11-12.

30. Козлов Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков и др. М.: Машиностроение. 1996. 448 с.
31. Козлов Д.И. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: компьютерные технологии / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, Я.А. Мостовой, А.В. Соллогуб. М.: Машиностроение. 1998. 368 с.
32. Космический комплекс «Бион-М». Пояснительная записка. Система электропитания. 12КС.0000-0 ПЗ-5 (Эскизный проект). ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». 2007. 55 с.
33. Космический аппарат «Янтарь-1КФТ». Технические условия. 1986. 44 с.
34. Космический аппарат «Янтарь-4КС1М». Технические условия. 1988. 39 с.
35. Космический комплекс «Ресурс-ДК». Пояснительная записка. Основные характеристики комплекса. Ресурс-ДК 0000-0 ПЗ-1 (эскизный проект). 1996. 168 с.
36. Космический аппарат «Ресурс-ДК1» №1. Технические условия. 46КС.0000-0 ТУ. 2004. 34 с.
37. Космический комплекс «Ресурс-П». Пояснительная записка. Основные тактико-технические характеристики космического комплекса. Ресурс-П.0000-0 ПЗ-1 (Дополнение к эскизному проекту). 2007. 142 с.
38. Космический аппарат «Ресурс-ДК1». Бортовой энергетический комплекс. (Эскизный проект). ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». 1997. 148 с.
39. Космический аппарат «Ресурс-П». Бортовая энергетическая установка. (Эскизный проект). ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». 2006. 193 с.
40. Космический комплекс «Бион-М» №1. Материалы по логике управления и контроля экспериментальной системы электропитания на базе литий-ионной батареи. 353П12КСМ-37001-1501. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». 2010. 16 с.
41. Космический аппарат «Ресурс-ДК1». Система электропитания, техническое описание. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». 2003. 68 с.

42. Космический комплекс «Янтарь-5К1». Управление космическим аппаратом. Куйбышев. 1980. 123 с.

43. Космический комплекс «Янтарь-4КС1М1». Автоматизированная система управления космического аппарата. Куйбышев. 1983. 124 с.

44. Куренков В.И. Модели и программное обеспечение для оценки среднесуточного времени освещения Солнцем радиаторов охлаждения космических аппаратов наблюдения / В.И. Куренков, Н.Р. Стратилатов, О.Г. Федоренко, Л.Б. Шилов // 9-я Междунар. конф. «Авиация и космонавтика». Тезисы докладов. М.: МАИ, 2010. С. 120-121.

45. Куренков В.И. Выбор мест установки внешних элементов космических аппаратов наблюдения на основе моделирования целевого функционирования / В.И. Куренков, Н.Р. Стратилатов, О.Г. Федоренко, Л.Б. Шилов // Материалы XXXV академических чтений по космонавтике. Москва. Январь 2011. С. 65-66.

46. Лукьященко В. Концепция развития системы ДЗЗ / В. Лукьященко, Ю. Носенко, В. Саульский, В. Селин // Аэрокосмический курьер. 2007. №2. С. 54-56.

47. Лаврус В.С. Источники энергии. / В.С. Лаврус // Наука и техника. 1997. № 25. с. 17-28.

48. Микрин Е.А. Бортовой комплекс управления космического аппарата и проектирование их программного обеспечения / Е.А. Микрин // М.: Издательство МПУ им. Н.Э. Баумана. 2003. 336с.

49. Научно-технический отчет (экспресс-отчет). Обработка летных данных по НА БИОКОНТ. М.: ФГУП ЦНИИмаш. 2007. 40 с.

50. Научно-технический отчет о работе научной аппаратуры и выполнении программы биологических экспериментов в полете КА «Фотон-М» №3. ГИЦ РФ ИМБП РАН. Москва. 2008. 172 с.

51. Отчет по результатам летных испытаний КА «Фотон-М» №3, 353П-34КС-32335-1103. ГИЦ РФ ИМБП РАН. Самары. 2007. 157 с.

52. Обеспечивающий модуль космического аппарата. Система электропитания. Материалы по логике управления. ГИЦ РФ ИМБП РАН. М.: 2002. 80 с.

53. Отчет. Результаты эксперимента с улитками в полете КА «Фотон-М» №3 (эксперимент «Рецептор-ФЗ»). ГИЦ РФ ИМБП РАН. М.: 2008. 51 с.

54. Отчет. Результаты эксперимента с ящерицами в полете КА «Фотон-М» №3 (эксперимент «Геккон-ФЗ»). ГИЦ РФ ИМБП РАН. Москва. 2008. 46 с.

55. Отчет. Результаты эксперимента с тритонами в полете КА «Фотон-М» №3 (эксперимент «Регенерация-ФЗ»). ГИЦ РФ ИМБП РАН. Москва. 2008. 24 с.

56. Отчет. Результаты эксперимента с микроорганизмами в полете КА «Фотон-М» №3 (эксперимент «Плазмида-ФЗ»). ГИЦ РФ ИМБП РАН. Москва. 2008. 10 с.

57. Основные положения и исходные данные на разработку КА «Бион-М». Космический комплекс «Бион-М». 353П-12КСМ-32718-1103. ГИЦ РФ ИМБП РАН. Самары. 2008. 133 с.

58. Пешехонов В.Г. Autonomous Attitude Reference System for Remote Sensing Satellites / В.Г. Пешехонов, Г.П. Аншаков, Б.Е. Ландау, Л.П. Несенчук // Proceedings of the IFAC Workshop «Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control System». <http://lib.physcon.ru/?item=1871>. Samara. SSC of RAS. 2009.

59. Пояснительная записка. Космический комплекс «ОКА-Т-МКС». Основные характеристики обслуживаемого космического аппарата технологического назначения ОКА-Т 52КС.0000-0 ПЗ-11. ГИЦ РФ ИМБП РАН. Самары. 2009. 162 с.

60. Пояснительная записка. Космический комплекс «ОКА-Т-МКС». Основные технические характеристики служебного модуля, конструкция и компоновка. 52КС.0000-0 ПЗ-5. РКК Энергия им. С.П. Королева. 2007. 69 с.

61. Перов А.И. ГЛОНАСС: принципы построения и Функционирования / А.И. Перов, В.Н. Харисов и др. М.: Радиотехника. 2010. 800 с.
62. Подшивалов С.А. Энергетические установки космических аппаратов / С.А. Подшивалов и другие. М.: Энергоиздат, 1981. 223 с.
63. Раушенбах Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. М.: Наука. 1974. 598 с.
64. Ракетно-космический комплекс «Зенит-6». Система управления и электропитания спутника. Куйбышев. 1975. 239 с.
65. Рублев В.И. Методика апостериорной оценки точностных характеристик системы спутниковой навигации КА дистанционного зондирования Земли / В.И. Рублев, Ю.В. Ткаченко // Тр. XII Всероссийского науч.-техн. семинара по управлению движением и навигацией ЛА. Самара: СГАУ. 2005. С. 14-117.
66. Серова Л.В. Невесомость и приспособительные возможности млекопитающих / Л.В. Серова. ГНЦ РФ ИМБН. Москва. 1996.
67. Сборник научно-технических статей по ракетно-космической тематике. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара. 1999. 299 с.
68. Сборник научно-технических статей по ракетно-космической тематике. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара. 2001. 283 с.
69. Скидмор М. Отчет. Предварительные результаты научных экспериментов, полученные исследователями НАСА в полете КА «Фотон-М» №2 / М. Скидмор. 2005. 45 с.
70. Справочник по космической технике. Изд. 2-е переработанное и дополненное. Под редакцией А.В. Соколова. М.: Воениздат. 1977. 430 с.
71. Сборник. Первые результаты работы КА «Фотон-М» №3. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара. 2007. С. 32-37.
72. Солнечные батареи ОАО «Сатурн» в космических программах. / <http://www.Saturn.kuban.ru/2/html>.
73. Соллогуб А.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли / А.В. Соллогуб, Г.П. Аншаков, В.В. Данилов М.: Машиностроение. 1993. 368 с.
74. Техническое задание. Космический комплекс «Бион». Разработка конструкции и компоновки. ФП-5343-16 ТЗ. КФ ЦКБМ. 1973. 51 с.
75. Технический проект. Космический комплекс «Бион». Разработка космического аппарата. 12КС.0000-0 ПЗ-1. КФ ЦКБМ. 1979. 115 с.
76. Филатов А.Н. Космический аппарат. Патент РФ №22164881 / А.Н. Филатов, В.Н. Фомакин, В.С. Томина, А.Б. Черкунов. Заявитель ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Дата подачи заявки на изобретение 15 декабря 1999 года.
77. Фомин Г.Е. Фото из Космоса: Первые шаги / Г.Е. Фомин // Вестник ракетно-космического Центра № 26, 28, 29, 30. Самара. 2009.
78. Шебшаевич Б.В. Сетевые спутниковые навигационные системы / Б.В. Шебшаевич и др. М.: Радио и связь. 1993. 414 с.
79. Шебшаевич Б.В. Интегрированная навигационная система и основные тенденции развития спутникового координатно-временного обеспечения космических аппаратов / Б.В. Шебшаевич, А.Е. Тюляков, В.Е. Дружин, Д.Н. Федоров, Г.П. Аншаков, В.И. Огарков // Труды института прикладной астрономии РАН. Вып. 13. С.-Петербург. 2005. С. 148-159.



Барселона (Испания).
Фото с КА «Ресурс-ДК1»

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

- АВУ – астровизирующее устройство
 АИК – автоматизированный испытательный комплекс
 АО – агрегатный отсек
 АСУ – автоматизированная система управления
 АФУ – антенно-фидерное устройство
 БА – бортовая аппаратура
 БВС – бортовая вычислительная система
 БВ – блок выведения
 Бел ОМО – Белорусское оптико-механическое объединение
 БКС – бортовая кабельная сеть
 БКУ – бортовой комплекс управления
 БНО – баллистико-навигационное обеспечение
 БОКЗ – блок определения координат звезд
 БПО – бортовое программное обеспечение
 БСКВУ – бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство,
 БСТИ – бортовая система телеметрических измерений
 БУ – блок управления
 БУП – блок управления приводом
 БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина
 БШВ – бортовая шкала времени
 ВРЛ – высокоскоростная радиолиния
 ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс» – Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ–Прогресс»
 ГНСС – глобальная навигационная спутниковая система
 ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли
 ИД – исходные данные
 ЗУЦИ – запоминающее устройство целевой информации
 ИОК – информация оперативного контроля
 КА – космический аппарат
 КД – конструкторская документация
 КИС – командно-измерительная система
 КК – космический комплекс
 КМЗ – Красногорский механический завод
 КПТРЛ – командно-программная траекторная радиолиния
 КУ – команда управления
 КФ ЦКБЭМ – Куйбышевский филиал Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения
 ЛКИ – летно-конструкторские испытания
 МКО – мультиплексный канал обмена
 МКС – международная космическая станция
 НА – научная аппаратура
 НИП – наземный измерительный пункт
 НИИ ПП – НИИ прецизионного приборостроения
 НИ – навигационная информация
 НК ПОИ – наземный комплекс приема и обработки информации
 НК ПОР – наземный комплекс приема, обработки и распространения информации
 НКУ – наземный комплекс управления
 НКО – наземный комплекс отладки
 НС – навигационный спутник
 ОЗУ – оперативное запоминающее устройство
 ОКБ-1 – опытное конструкторское бюро, руководимое С.П. Королевым
 ОЭП – оптико-электронный преобразователь
 ПДЦМ – параметры движения центра масс
 ПЗУ – постоянное запоминающее устройство,
 ПМО – программно-математическое обеспечение
 ПО – приборный отсек
 ППБС – перекладка панелей батареи солнечной,
 ППК – программный поворот по крену,
 ПТДУ – пороховая тормозная двигательная установка,
 ПУУД – программа управления угловым движением,
 ПхО – переходной отсек,
 РВВ – радиовертикаль-высотомер,
 РК – разовая команда,
 РМВ – реальный масштаб времени,
 РН – ракета-носитель,
 РП – рабочая программа,
 РПЗУ – репрограммируемое постоянное запоминающее устройство,
 СА – спускаемый аппарат,
 SGK – силовой гироскопический комплекс,
 СИО – система исполнительных органов,
 СК – спускаемая капсула,
 СКМ – сброс кинетического момента,
 СОТР – система обеспечения теплового режима,
 СпА – специальная аппаратура,
 СППИ – система приема и преобразования информации,
 ССН – система спутниковой навигации,
 СТК – система телеметрического контроля,
 СТКРП – система трансляции команд и распределения питания,
 СТР – система терморегулирования,
 СУД – система управления движением,
 СУ – система управления,
 СЭП – система электропитания,
 ТЗ – техническое задание,
 ТМИ – телеметрическая информация,
 ТО – торовый отсек,
 УРД – управляющие реактивные двигатели,
 ХИТ – химический источник тока,
 ЦА – целевая аппаратура,
 ЦСКБ – Центральное специализированное конструкторское бюро,
 ЦУП – центр управления полетом,
 ЭТД – эксплуатационно-техническая документация.



Авторы книги



КИРИЛИН

Александр Николаевич
генеральный директор
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»,
профессор,
доктор технических наук



АНШАКОВ

Геннадий Петрович
заместитель
генерального конструктора
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»,
член-корреспондент РАН,
профессор,
доктор технических наук



АХМЕТОВ

Равиль Нурғалиевич
первый заместитель
генерального директора,
генеральный конструктор
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»,
начальник ЦСКБ,
кандидат технических наук



СТОРОЖ

Александр Дмитриевич
первый заместитель
генерального конструктора
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

Самара (Россия), ипподром.
Фото с КА «Ресурс-ДК1»



ОАО «Нордеа Банк». Генеральная лицензия Банка России № 3016.

Нордеа Банк **Nordea**

Нордеа Банк входит в состав европейской Банковской Группы Nordea и работает на российском рынке с 1994 года. Нордеа Банк входит в Топ-20 банков в России*, имеет максимальный на российском банковском рынке рейтинг надежности международного агентства Fitch Rating.

Нордеа Банк предлагает полный комплекс банковских услуг для корпоративных клиентов и частных лиц:

- ипотека
- автокредиты
- вклады
- потребительские кредиты и другие продукты банка

* – по данным журнала Forbes №3 (март) 2011



Единая справочная служба для регионов

8 (800) 200-34-77
www.nordea.ru

Государственный научно-производственный
ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс»

А.Н.Кирилин, Г.П.Аншаков, Р.Н.Ахметов, Д.А.Сторож

Космическое аппаратостроение:
научно-технические исследования
и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

Подписано в печать 18.07.2011

Формат 70х 100/16

Гарнитура Peterburg

Усл. печ. л. 20,8 (уточнить)

Тираж 2000 экз.

Заказ № 1/0505

Издательство «Волга Дизайн»

Самара, пр. Г. Митирева, 11

Арт-директор Елена Золотых

Дизайн Алексей Губарев

Выпускающий редактор Татьяна Парамонова

Корректура Галина Ильясова

При содействии ОАО «Нордеа Банк»

Отпечатано в типографии ООО «Издательский дом «Агни»

Россия, Самара, ул. Мичурина, 23



Самара (Россия). Монумент Р-7.
Фото с КА «Ресурс-ДК1»