

УДК 629.783.01(47)

**Научно-технические
разработки космических
аппаратов
КБ «Южное» им. М. К. Янгеля**

С. Н. Конюхов

КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 20.04.95

В статье отражены условия, обеспечившие возможность возникновения и дальнейшего успешного развития в КБ «Южное», явившимся одним из ведущих предприятий-разработчиков боевых ракетных комплексов стратегического назначения, нового направления деятельности: создания ракет-носителей и космических аппаратов (КА). Представлен краткий перечень КА, разработанных КБ «Южное», и дан обзор программ космических исследований, осуществленных в период с 1962 по 1995 гг. с использованием этих аппаратов. Приведены этапы работы КБ по созданию КА и дано краткое описание характеристик и конструктивных особенностей этих аппаратов. Значительное внимание уделено вопросам создания и совершенствования комплексов обеспечивающей аппаратуры КА. В статье показан вклад КБ «Южное» в решение научно-технических проблем создания нескольких поколений КА и отражена его роль в изучении и использовании космического пространства по программам «Космос» и «Интеркосмос», а затем в рамках государственной космической программы Украины.

Широкомасштабное исследование околоземного пространства, начатое в 1960-е годы в СССР, явилось следствием опережающего развития боевой ракетной техники стратегического назначения, на основе которой были созданы первые ракеты-носители, открывшие перспективы и для создания космических летательных аппаратов различного назначения. К этому времени многие академические институты страны были в значительной мере подготовлены в научном плане к постановке и проведению экспериментальных и прикладных исследований в космосе. Одновременно военно-политическая обстановка в мире диктовала необходимость создания и использования космических средств в интересах обороны. Конструкторское бюро «Южное», как одно из головных предприятий страны по созданию боевых ракетных комплексов стратегического назначения, опиравшееся на гигантскую по своим масштабам разветвленную кооперацию организаций различных отраслей науки и промышленности, и прежде всего мощную экспериментально-

производственную базу ПО «Южный машиностроительный завод», оказалось, таким образом, в положении лидера, способного использовать накопленный потенциал не только в направлении создания ракет-носителей, но и разработки космических аппаратов (КА).

Первым опытом КБ «Южное» на последующем длительном пути своей космической деятельности было создание и запуск 16 марта 1962 г. КА ДС-2, положившего начало реализации долгосрочной комплексной программы космических исследований «Космос». В ходе орбитального полета КА «Космос-1» не только подтверждена правильность технических решений, принятых при создании аппарата, но и осуществлено исследование прохождения радиоволн в верхних слоях атмосферы с помощью четырехчастотного радиопередатчика «Маяк», результатом которых явилось обнаружение и определение спектра крупномасштабных неоднородных образований в ионосфере и углов рефракций радиоволн.

1. ОБЛАСТЬ НАУЧНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ ПРОГРАММ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ, ПРОВЕДЕНИИХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КА РАЗРАБОТКИ КБ «ЮЖНОЕ»

В реализации общеюзной комплексной космической программы фундаментальных и прикладных исследований космические аппараты разработки КБ «Южное» занимают особое место. По существу, большая часть задач программы космических исследований в околоземном космосе, начиная с 1960-х годов вплоть до настоящего времени, была решена с помощью автоматических космических аппаратов и ракет-носителей, созданных КБ «Южное» и ПО «Южный машиностроительный завод» и их кооперацией. Ниже приведены направления исследований и перечень космических аппаратов, созданных для проведения экспериментов по этим направлениям.

Исследования Галактики, включающие:

- изучение фундаментальных основ строения микро- и макромира («Космос-135», «Космос-163», «Космос-225»);
- изучение космических лучей и реликтового излучения («Космос-135», «Космос-163», «Космос-225», «Интеркосмос-1», «Интеркосмос-9», «Интеркосмос-17»);
- попытки выявления антивещества («Космос-31», «Космос-51»);
- проверку положений теории относительности («Космос-97», «Космос-145»);
- изучение метеоритных потоков и метеорного вещества («Космос-31», «Космос-51», «Космос-108», «Космос-135», «Космос-163», «Космос-196», «Интеркосмос-14»);
- изучение звезд и туманностей («Космос-31», «Космос-51», «Космос-215», «Космос-262», «Космос-335», «Космос-461»).

Исследования Солнца, включающие:

- изучение сейсмологии Солнца и определение его внутреннего строения («Космос-158», «Космос-196», «Интеркосмос-11», «Интеркосмос-16»);
- изучение мощных динамических процессов, происходящих на Солнце, с целью создания теории и методов их прогнозирования («Космос-166», «Космос-230», «Интеркосмос-1», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-7»);
- исследование процессов переноса энергии из недр Солнца к его поверхности («Космос-142», «Космос-259», «Интеркосмос-1», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-7»);
- изучение характеристик солнечного корпускулярного излучения и воздействия солнечных

частиц на магнитосферу Земли («Интеркосмос-1», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-7», «Интеркосмос-14», «Интеркосмос-16»);

- изучение взаимосвязи экологических проблем с воздействием излучения Солнца на Землю («Космос-262», «Интеркосмос-16»).

Исследование планеты Земля и околоземного космического пространства, в том числе:

- изучение радиационной обстановки и радиационных поясов Земли («Космос-17», «Космос-53», «Космос-70», «Космос-137», «Космос-219»);
- изучение магнитного поля («Космос-26», «Космос-49», «Космос-321», «Космос-356»);
- исследование атмосферы («Космос-108», «Космос-196», «Космос-261», «Космос-348», «Интеркосмос-2», «Интеркосмос-8», «Ореол-1», «Ореол-2», «Ореол-3»);
- исследование радиационного баланса Земли и метеорологических объектов («Космос-149», «Космос-320»);
- исследование атмосферной системы «Океан—атмосфера» в целях разработки методов прогноза погоды и климата («Космос-1076», «Космос-1151», «Космос-1500», «Космос-1602», «Океан»);
- изучение ионосферы, магнитосферы и околоземной плазмы («Космос-142», «Космос-259», «Космос-261», «Космос-348», «Космос-379», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-5», «Интеркосмос-9», «Интеркосмос-10», «Интеркосмос-12», «Интеркосмос-13», «Интеркосмос-14», «Интеркосмос-18», «Интеркосмос-19», «Интеркосмос-24», «Интеркосмос-25», «Ореол-1», «Ореол-2», «Ореол-3»);
- изучение распространения радиоволн («Космос-17», «Космос-53», «Космос-70», «Космос-142», «Ионозонд-Э»);
- изучение возможности выявления природных ресурсов Земли из космоса («Интеркосмос-20», «Интеркосмос-21»).

Реализация прикладных космических программ в интересах народного хозяйства и экологического мониторинга с использованием космических аппаратов разработок КБ «Южное» осуществляется с 1979 г. на основе запусков космических аппаратов серии НХ (народнохозяйственных) и серии «Океан». За истекшее время было запущено 11 КА: 6 аппаратов серии НХ («Космос-1072», «Космос-1151», «Космос-1500», «Космос-1602», «Космос-1769», «Космос-1869») и 5 космических аппаратов серии «Океан», запущенных в 1988, 1989, 1991 и 1994 гг. Данные, полученные указанными космиче-

скими аппаратами, использовались и используются для решения следующих задач.

1. Планирование и осуществление хозяйственной деятельности:

- оценка и прогноз состояния сельскохозяйственных культур, пастбищ, лесов, почв, внутренних водоемов и снежного покрова;
- оперативное слежение за ледовым покровом в полярных областях в целях обеспечения судоходства;
- контроль и прогноз развития циклонов и ураганов, обеспечение безопасности судовождения и хозяйственной деятельности в тайфуноопасных районах;
- долгосрочный прогноз погоды и климата.

2. Выявление природных ресурсов:

- изучение и картирование геологических структур с целью выявления перспективных для нахождения полезных ископаемых районов;
- исследование и контроль биопродуктивности океана и континентального шельфа, обнаружение зон рыболовного промысла.

3. Экологический мониторинг:

- контроль загрязнения атмосферы, почв, вод, растительности в целях комплексной оценки экологического состояния регионов и территорий;
- оперативный контроль состояния объектов и территорий, потенциально опасных в экологическом отношении;
- демонстрация возможностей автоматизированного сбора информации из опасных и труднодоступных районов.

**2. ЭТАПНОСТЬ РАЗРАБОТОК,
ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ УНИФИКАЦИИ
И КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ КА**

К началу 1960-х годов в стране уже имелся определенный опыт проведения исследований с использованием космических летательных аппаратов. Однако информация, полученная с помощью первых отечественных искусственных спутников Земли (ИСЗ) и автоматических летательных станций, давала очень отрывочные представления о свойствах космической среды, поскольку эксперименты на этих аппаратах в основном проводились с целью обеспечения готовящегося первого в мире полета человека в космическое пространство. Отсутствие сравнительно простых ИСЗ, предназначенных для проведения разнообразных экспериментов, равно как и ракеты, менее сложной и более дешевой по сравнению с использовавшейся в то время ракетой

P-7 разработки организации С. П. Королева, препятствовало организации систематического и планомерного изучения и освоения космического пространства.

Вместе с тем первые удачи в космосе стимулировали обширный поток заявок институтов Академии наук СССР и отраслевых организаций на создание конструкторским бюро «Южное» космических аппаратов и оснащение их аппаратурой различного целевого назначения.

На первом этапе (1962—1965 гг.) характер разработки и производства КА еще не принял сколько-нибудь очерченной схемы системного подхода к их созданию, и поэтому этот этап может быть квалифицирован как этап создания уникальных космических аппаратов одиночного применения для решения узкоспециализированных задач в космосе. В этот период были созданы и выведены на орбиты несколько типов космических аппаратов. Уже упоминавшийся спутник ДС-2 («Космос-1»), ДС-П1 («Космос-6»), ДС-К8 («Космос-8»), ДС-А1 («Космос-11»), ДС-МГ («Космос-26»), ДС-МТ («Космос-31»), ДС-МО («Космос-149»).

Анализ совокупности целевых задач исследования космического пространства, сформированных уже в первых программах фундаментальных и прикладных научных исследований на период 1966—1975 гг., с учетом намеченного высокого темпа их реализации, показал, что практика разработки одиночных КА под ту или иную задачу уже не может лежать в основе реализации космических программ. Прежде всего, это было дорого, но, главное — невозможно было в сжатые сроки организовать производство большого количества разрозненных типов космических аппаратов. Нужно было искать новые пути подхода к созданию КА. И такой путь был найден.

Впервые в мировой практике КБ «Южное» выдвинуло принцип унификации платформ КА как основы для оснащения их комплексом исследовательской аппаратуры. Наряду с ускорением разработки КА в КБ «Южное» это решило проблему организации их серийного изготовления в ПО «Южный машиностроительный завод». В свою очередь, такой подход дал возможность Академии наук СССР развернуть широкий фронт научных исследований.

В основу унификации был положен принцип создания конструкции платформы КА и его обеспечивающей аппаратуры, учитывающий требования не одного, а целого класса различных экспериментов. Реализация этих требований путем разработки конструкции и аппаратуры обеспечивающих систем КА, состоящих из двух частей: постоянной — общей для всех создаваемых КА и переменной,

вводимой в их состав для реализации специфических требований отдельных экспериментов, позволяет обеспечить их «независимость» от каждого конкретного эксперимента и состава исследовательской аппаратуры.

Общей постоянной частью конструкции являлся корпус КА и фермы, находящиеся в отсеке обеспечивающей аппаратуры, а также единый малогабаритный комплекс обеспечивающих систем, в состав которого входили:

- бортовая аппаратура командной радиолинии;
- радиотелеметрическая система с запоминающим устройством;
- система радиоконтроля параметров орбиты;
- аппаратура бортового единого времени;
- система терморегулирования;
- комплект датчиков контроля состояния параметров конструкции, среды и аппаратуры КА.

В общей сложности в течение 1965—1994 гг. КБ «Южное» создало 6 разновидностей базовых унифицированных космических платформ:

ДС-У1, ДС-У2, ДС-У3, АУОС-З, АУОС-СМ — для решения научных задач;

НХ — для решения народнохозяйственных задач.

Космические аппараты, создаваемые на базе платформы типа ДС-У, имели вес до 500 кг (для круговой орбиты высотой 320 км и наклонением 49°) и до 210 кг (для эллиптической орбиты с высотой перигея 220 км и высотой апогея 2000 км с тем же наклонением орбиты) и были рассчитаны на запуск ракетой-носителем «Космос».

Базовые платформы спутников серии ДС-У имели отличительные особенности:

ДС-У1 — спутник, не ориентированный в пространстве, со сроком активного существования до 1 месяца; система энергоснабжения построена на базе химических батарей;

ДС-У2 — спутник, не ориентированный в пространстве, со сроком активного существования 3 месяца; система энергоснабжения построена на базе фотоэлектрических батарей и химических источников тока;

ДС-У3 — спутник, ориентированный на Солнце с точностью 2° со сроком активного существования 3 месяца и системой энергоснабжения, аналогичной спутнику ДС-У2.

Необходимость создания спутников серии ДС-У на основе трех платформ была обусловлена противоречивостью требований, предъявляемых на этом этапе космических исследований к конструкции и комплексу обеспечивающей аппаратуры спутника со стороны устанавливаемой в нем аппаратуры для проведения экспериментов. Переменной частью

конструкции явился каркас солнечной батареи, входящий в состав двух из трех платформ, а переменной частью обеспечивающей аппаратуры — аппаратура и устройства системы электроснабжения. Вместе с тем, несмотря на использование в составе КА переменной части конструкции и обеспечивающей аппаратуры, оказалось возможным в максимальной мере сохранить для этих трех платформ высокую степень унификации за счет применения большей постоянной по составу части элементов конструкции и приборов обеспечивающей аппаратуры КА.

В 1965—1976 гг. на базе трех модификаций унифицированных платформ ДС-У1, ДС-У2, ДС-У3 были созданы и выведены на орбиты 46 научных космических аппаратов 31 наименования. Многие из этих КА с целью улучшения их функциональных возможностей были дополнительно оснащены устройствами и системами успокоения КА, закрутки вокруг продольной оси или ориентации по вектору напряженности магнитного поля Земли. Эффективность использования унифицированных КА явилась основным фактором, благодаря которому именно они были приняты в качестве базовых для развития международного сотрудничества в области космических исследований. На их основе было создано и запущено 16 КА по международным программам и программе «Интеркосмос».

Усложнение в последующий период научных задач космических исследований и смещение акцента прикладных задач в сторону изучения подстилающей поверхности Земли поставило на повестку дня вопрос о разработке усовершенствованного класса КА. В 1976 г. КБ «Южное» создается новая унифицированная космическая платформа (автоматическая универсальная орбитальная станция с ориентацией на Землю (АУОС-З)). Этот КА был рассчитан на запуск ракетой-носителем «Интеркосмос» с последующим переходом на ракету-носитель «Циклон».

Дальнейшее совершенствование принципа унификации, используемого при создании этой и последующих унифицированных космических платформ, уже основывалось на разработках и эксплуатации серий, предшествующих унифицированным КА. На основе базовой платформы АУОС-З были созданы и выведены на орбиту 9 целевых КА, в том числе 7 по программам международного сотрудничества серии «Интеркосмос».

Одновременно с созданием унифицированной платформы АУОС-З в КБ «Южное» была начата разработка унифицированной гелиофизической станции (ГФС) с системой ориентации на Солнце. В силу ряда обстоятельств эта разработка была приостановлена. Лишь через 15 лет в 1993 г. КБ

«Южное» в кооперации с НПО «Хартрон» была создана уже на новых технических принципах автоматическая универсальная орбитальная станция с точной (< 5') системой ориентации на Солнце — АУОС-СМ. Первый целевой запуск КА АУОС-СМ-КИ на базе платформы АУОС-СМ по научной программе «Коронас-И» осуществлен в октябре 1993 г. с космодрома Плесецк.

Особое место в ряду унифицированных космических платформ, разработанных КБ «Южное», занимает платформа типа НХ, рожденная в короткие сроки на основе конверсионного использования одного из специализированных аппаратов, ранее созданного в интересах оборонных ведомств страны.

Анализ состава исследовательских задач природопользовательского характера, наработанных к тому времени в Институте космических исследований, в ряде украинских академических институтов, а также в структуре гидрометеослужбы страны, показал целесообразность поиска быстрых путей создания платформы, уже увязанной с недорогой по тому времени ракетой-носителем «Циклон», с тем, чтобы форсировать отработку средств и методов зондирования Земли из космоса и выйти на создание эксплуатационной системы дистанционного зондирования Земли. То обстоятельство, что такая платформа находилась в серийном производстве в ПО «Южный машиностроительный завод» и была надежно обеспечена союзной кооперацией, явилось основой для выбора ее в качестве базовой при создании космической системы природопользования и экологического контроля «Океан». Эта система находится в эксплуатации с 1988 г. по настоящее время.

Конструктивные особенности спутников различных модификаций, разработанных КБ «Южное», видны из рис. 1—9.

3. БОРТОВЫЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ

Бортовой комплекс управления как функциональная подсистема автоматизированной системы управления КА является центральным звеном бортового аппаратурного комплекса и обеспечивает совместно с наземным комплексом управления доведение до бортовых систем КА и реализацию принятых на Земле решений по управлению полетом. В соответствии с характером решаемых задач в составе бортового комплекса управления можно выделить систему управления движением КА, прежде всего движением КА вокруг его центра масс (управления ориентацией и стабилизации КА), и систему управления работой бортовой аппаратуры КА, а также средства обмена информацией между бор-

товым и наземным комплексами управления, обеспечивающие замыкание контура автоматизированной системы управления полетом КА.

Исторически, начиная с первых неориентируемых (ДС-У1, ДС-У2), а затем и ориентируемых КА (ДС-У3), бортовые комплексы управления разрабатывались как совокупность автономных слабо связанных систем, каждая из которых обеспечивала решение одной или, в лучшем случае, нескольких функциональных задач комплекса. При этом каждая из этих систем (командно-измерительная, радиотелеметрическая и система управления ориентацией и стабилизации для ориентируемых КА (развивались практически независимо одна от другой в направлении совершенствования специфичных для каждой из них (точность, пропускная способность, помехозащищенность, количество формируемых команд и контролируемых телеметрических параметров и т. п.) и общетехнических характеристик (вес, габариты, потребляемая мощность, надежность).

На КА серии ДС-У1, ДС-У2 и ДС-У3 функции командно-измерительной системы реализовывались совместно аппаратурой командной радиолинии БКРЛ-Б, которая обеспечивала формирование 20 команд (в том числе 4 команд для управления научной аппаратурой спутника), и беззапросной системой радиоконтроля орбиты «Краб», основанной на использовании эффекта Доплера и обеспечивающей совместно с наземной станцией измерение радиальной составляющей скорости КА.

В качестве радиотелеметрической для этих аппаратов была использована система «Трал-П2». Эта система обеспечивала сбор и передачу на Землю в аналоговом виде телеметрической информации по 48 потенциометрическим и 44 сигнальным каналам. В составе системы использовалось запоминающее устройство, регистрировавшее телеметрические сигналы по 16 каналам.

Для КА серии АУОС-З совершенствование командно-измерительной и радиотелеметрической систем осуществлялось в жестких рамках, налагаемых номенклатурой существующего оснащения наземного командно-измерительного комплекса теми или иными типами приемо-передающих станций. Существующие станции практически однозначно определяли радиочастотные параметры этих систем (частотный диапазон, структура сигналов, методы кодирования информации, пропускная способность), поэтому фактически чаще всего по мере развития космической техники модернизировались не системы в целом, а преимущественно низкочастотная часть соответствующей бортовой радиотехнической аппаратуры.

Для примененной в составе КА АУОС-З аппара-

туры командно-программно-траекторной радиолинии «Коралл-Аб» важнейшими направлениями совершенствования технических характеристик явились:

- повышение количества радиокоманд немедленного исполнения до 120, в том числе до 60 — для управления научной аппаратурой;
- введение в состав аппаратуры программно-временного устройства и дешифратора программных команд, что позволило обеспечить управление полетом вне пределов зон радиовидимости наземных пунктов управления. При этом объем памяти, отводимой для хранения временных программ управления, составил 512 байт (128 32-разрядных слов программы). Дешифратор программных команд аппаратуры «Коралл-Аб» обеспечивал формирование и выдачу 30 многоадресных команд (в том числе 24 — в научную аппаратуру) и 21 команды в рамках жесткого цикла управления (в том числе 10 команд — в научную аппаратуру). Дискретность выдачи многоадресных команд составляла 16 с, а длительность временного интервала, в течение которого управление работой бортовых систем КА может осуществляться с использованием одной и той же однократно заложенной временной программы, достигала 6 суток.

Установленная на КА АУОС-З бортовая аппаратура радиотелеметрической системы БР-91Ц-5 уже использовала цифровой метод передачи информации на наземный пункт приема. Кроме того, ее внедрение обеспечило увеличение количества контролируемых каналов до 256, из них до 100 цифровых 8-разрядных каналов (для сбора и передачи информации научной аппаратуры выделялось до 120 функциональных и до 80 цифровых телеметрических каналов). Емкость бортового запоминающего устройства обеспечивала хранение информации, получаемой по всем каналам до 24 ч (при минимальной частоте опроса). При этом, как и для системы «Трал-П2», опрос контролируемых параметров осуществлялся по циклической схеме с жестким, устанавливаемым путем кроссировки на этапе изготовления распределением информационных возможностей системы (частот опроса) по параметрам.

По мере внедрения бортовых цифровых вычислительных машин актуальным требованием к командно-измерительным системам становится обеспечение обмена между этими машинами и наземным комплексом управления массивами цифровой информации. С Земли на борт КА могут передаваться массивы уставок различного назначения и массивы коррекции бортового программно-алгоритмического

обеспечения, а с КА на Землю — массивы отчетной информации о состоянии вычислительного процессы в бортовой машине, о состоянии и процессах функционирования бортовых систем, «обслуживаемых» этой машиной. Впервые эта задача была решена при создании КА подсистемы «Океан-О».

Используемая в его составе аппаратура командно-измерительной системы «Куб-Контур» позволила увеличить количество формируемых радиокоманд немедленного исполнения до 512 (в том числе для нужд научной аппаратуры — до 150), емкость программно-временного устройства — до 2 кбайт (256 64-разрядных слов программы). Дешифратор программных команд аппаратуры «Куб-Контур» обеспечивает выдачу до 180 многоадресных команд (из них до 120 используются в интересах научной аппаратуры). Формирование циклов управления аппаратурой этого КА осуществляется бортовая цифровая вычислительная машина на основе уставок, передаваемых с Земли через командно-измерительную систему; всего формируется четыре различных по временной диаграмме цикла управления (аппаратура «Коралл-Аб» позволяла сформировать единственную диаграмму цикла управления), из них три используются для организации сеансов работы научной аппаратуры. В процессе формирования циклов управления бортовая машина обеспечивает формирование 90 команд, 30 из которых используются для научной аппаратуры. Дискретность выдачи многоадресных команд была доведена до 1 с, а длительность временного интервала, в течение которого управление работой бортовых систем КА может осуществляться с использованием одной и той же, однократно заложенной временной программы, достигла 25 суток. Кроме того, аппаратура «Куб-Контур» позволила по сравнению с применявшейся ранее системой «Краб» повысить точность измерения текущих навигационных параметров КА и расширить состав измерений, что обеспечило существенное повышение точности определения параметров орбиты КА.

Для КА подсистемы «Океан-О» впервые в практике КБ «Южное» была применена радиотелеметрическая система БИТС-2 с адресной схемой опроса, обеспечивающей гибкое перераспределение пропускной способности между отдельными параметрами и, тем самым, адаптацию программы телеметрий к режимам функционирования бортового оборудования КА и к возникновению нештатных ситуаций в бортовых системах.

Описанная выше децентрализованная распределенная архитектура бортового комплекса управления обладает рядом важных преимуществ:

- возможностью параллельной разработки, модернизации и автономной экспериментальной

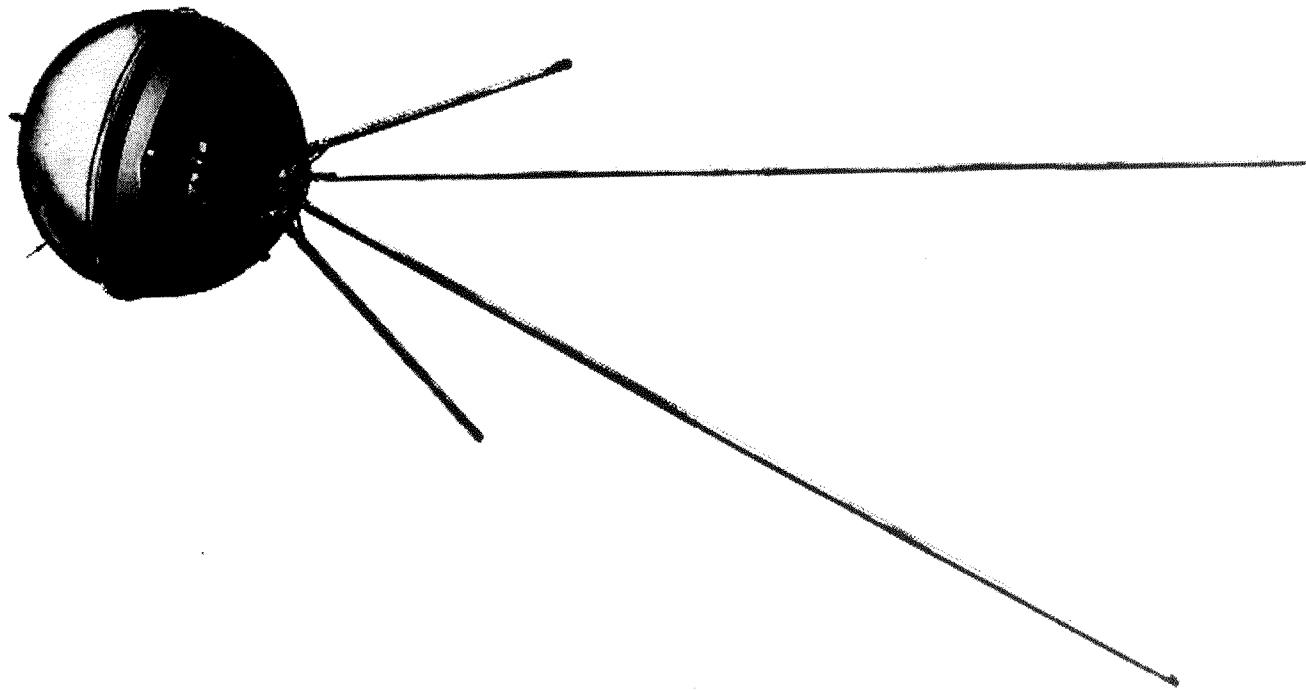


Рис. 1. КА ДС-2

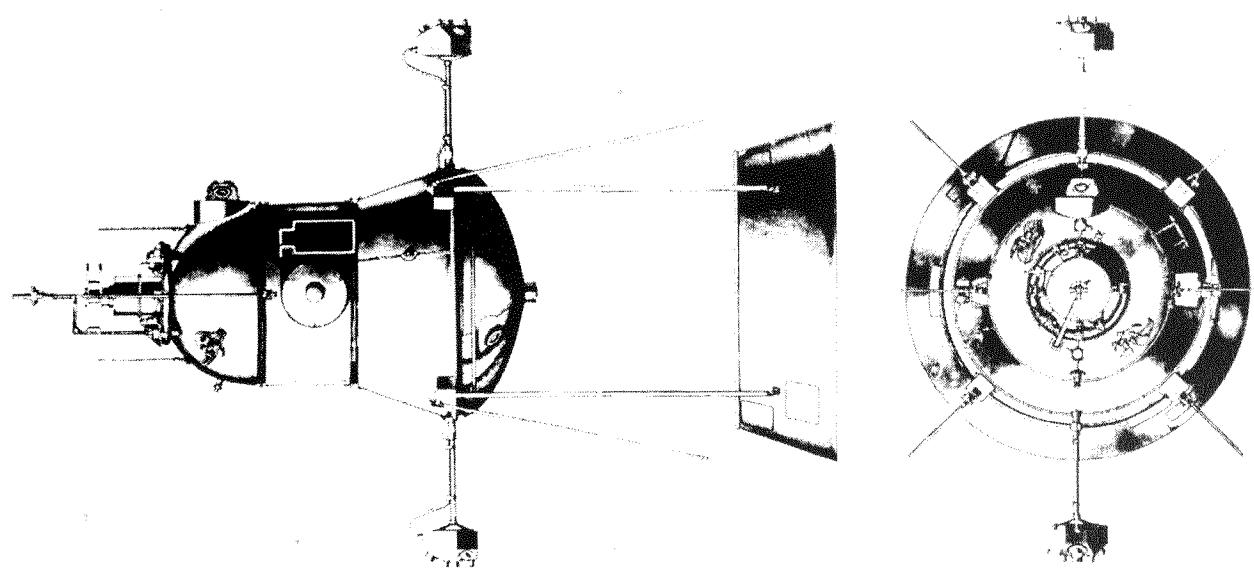


Рис. 2. КА ДС-МО

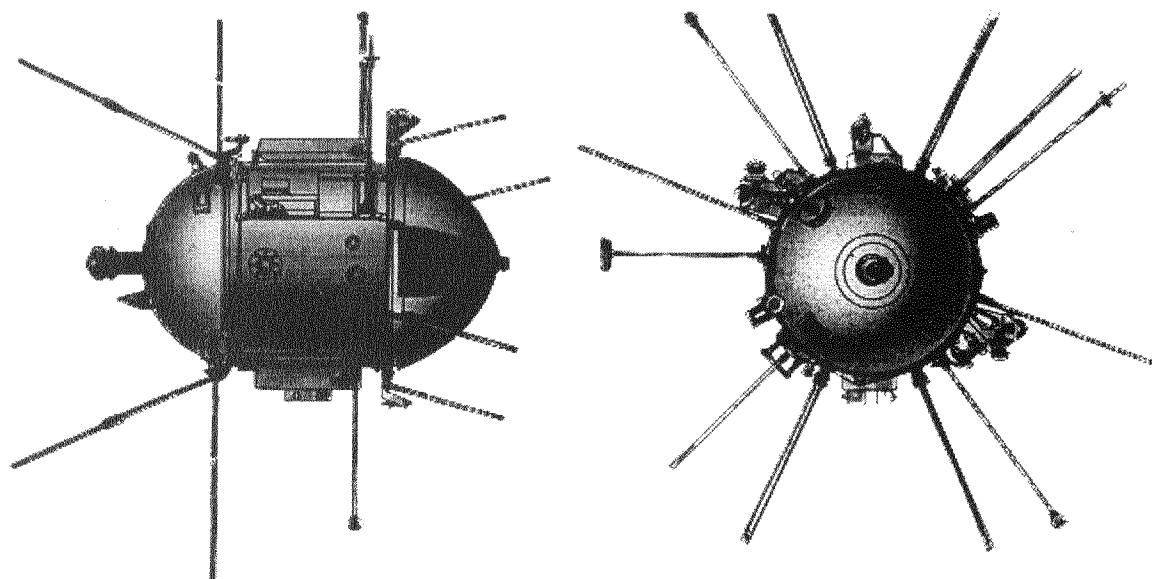


Рис. 3. КА ДС-У1

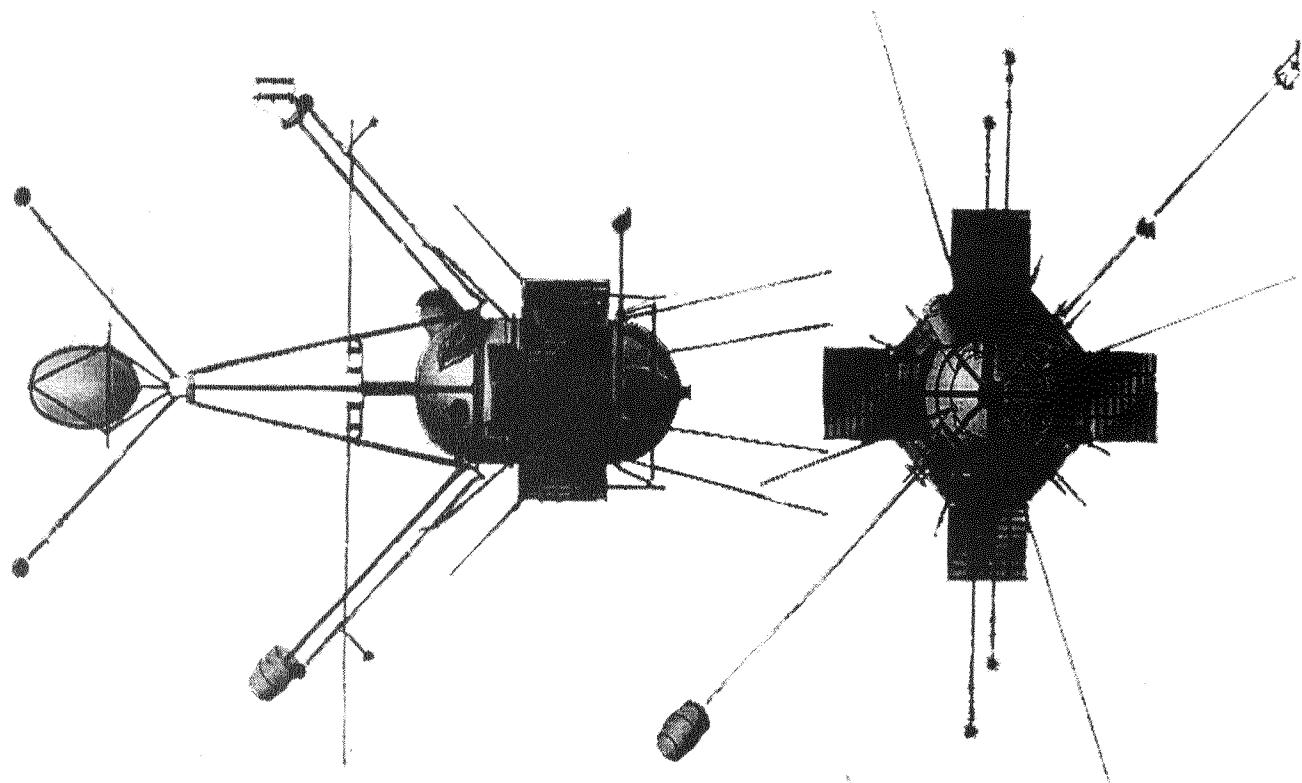


Рис. 4. КА ДС-У2

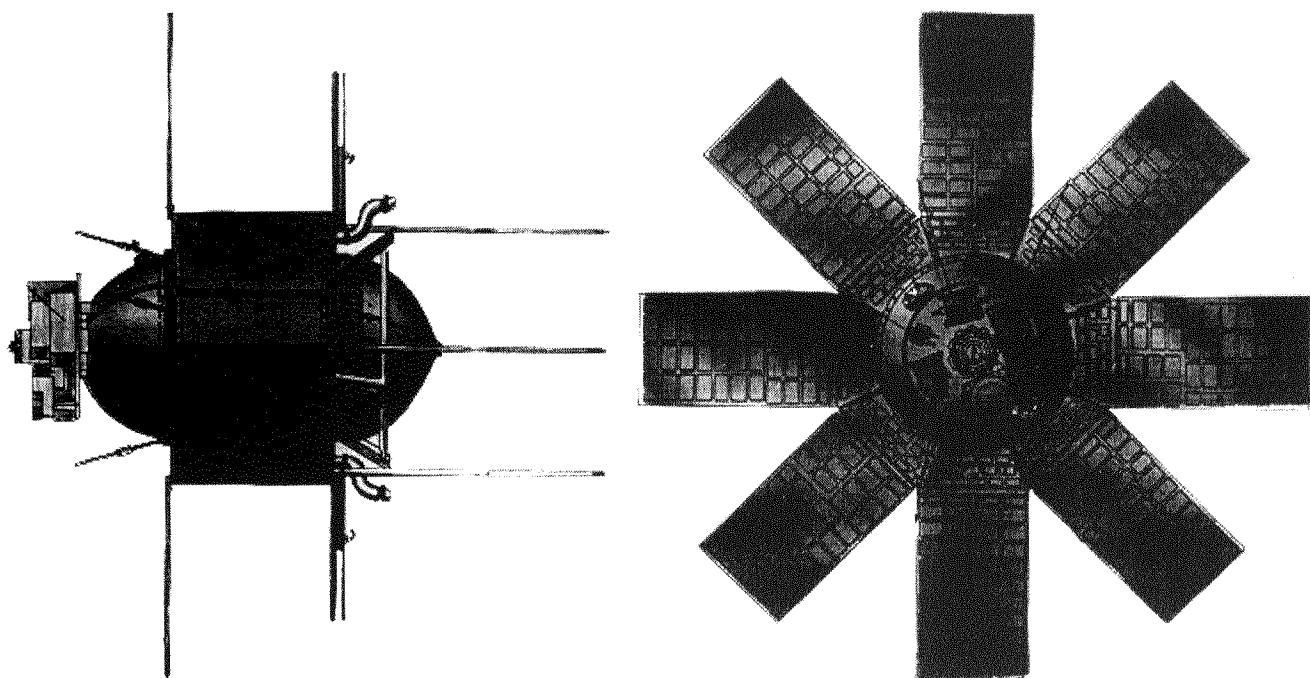


Рис. 5. КА ДС-У3

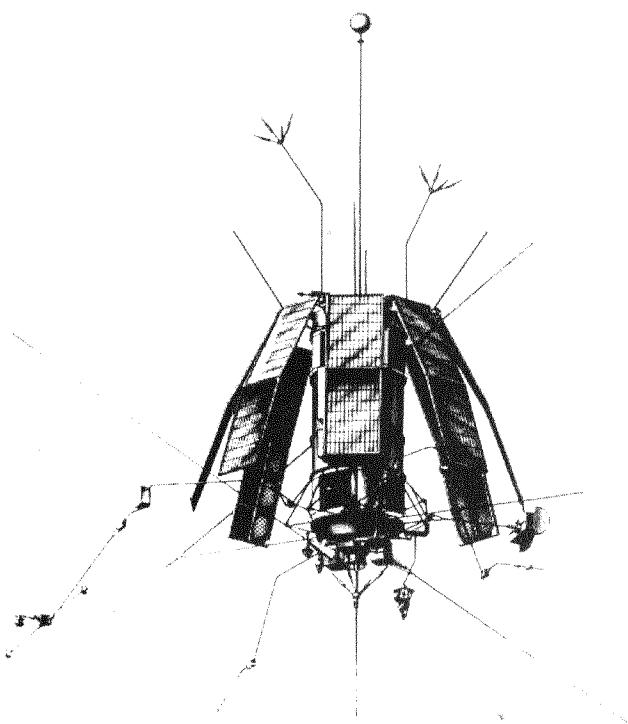


Рис. 6. КА АYOC-3

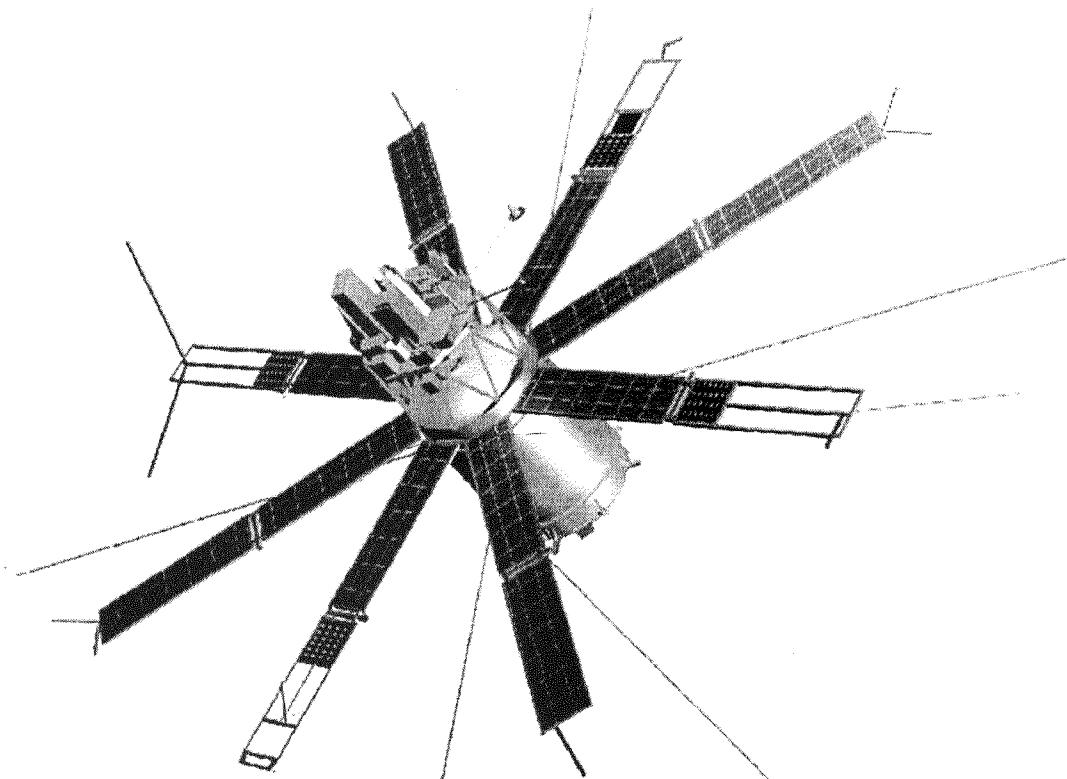


Рис. 7. КА АYOC-СМ

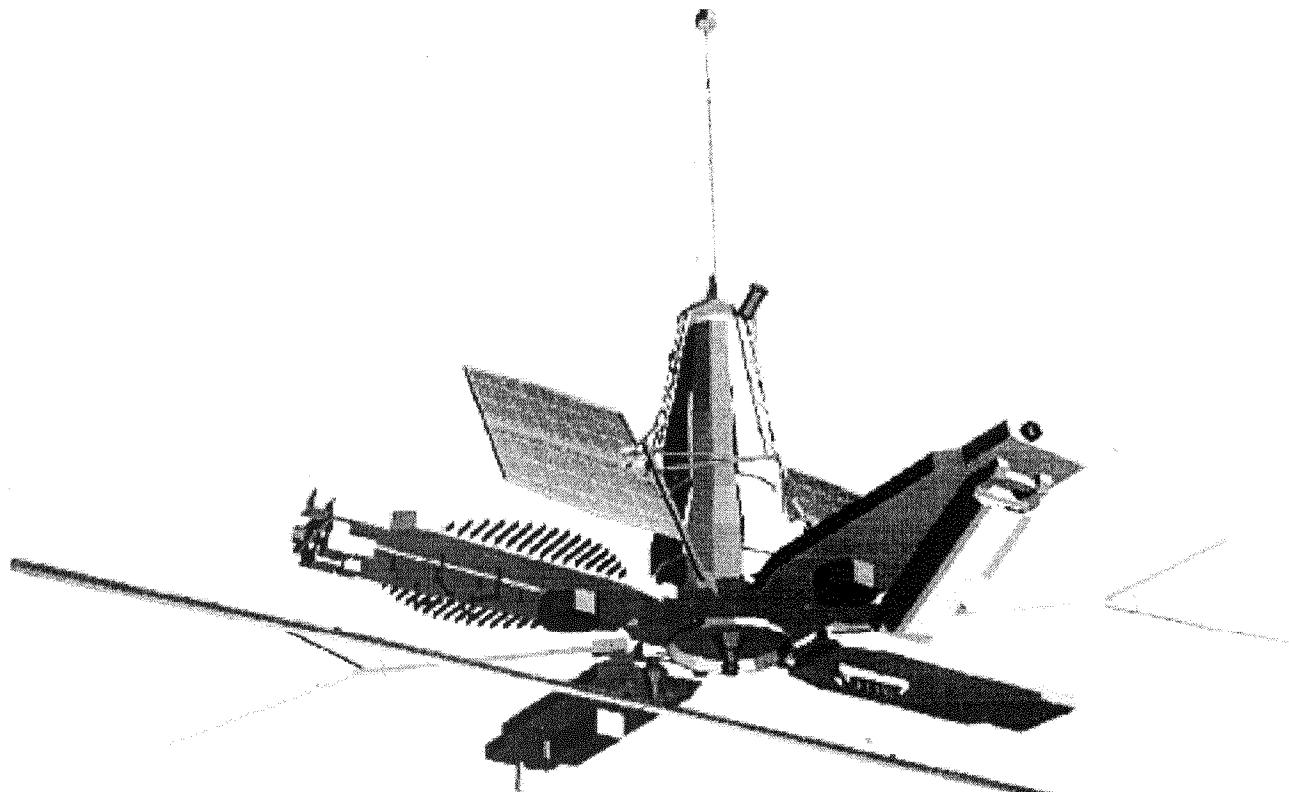


Рис. 8. КА «Океан-01»

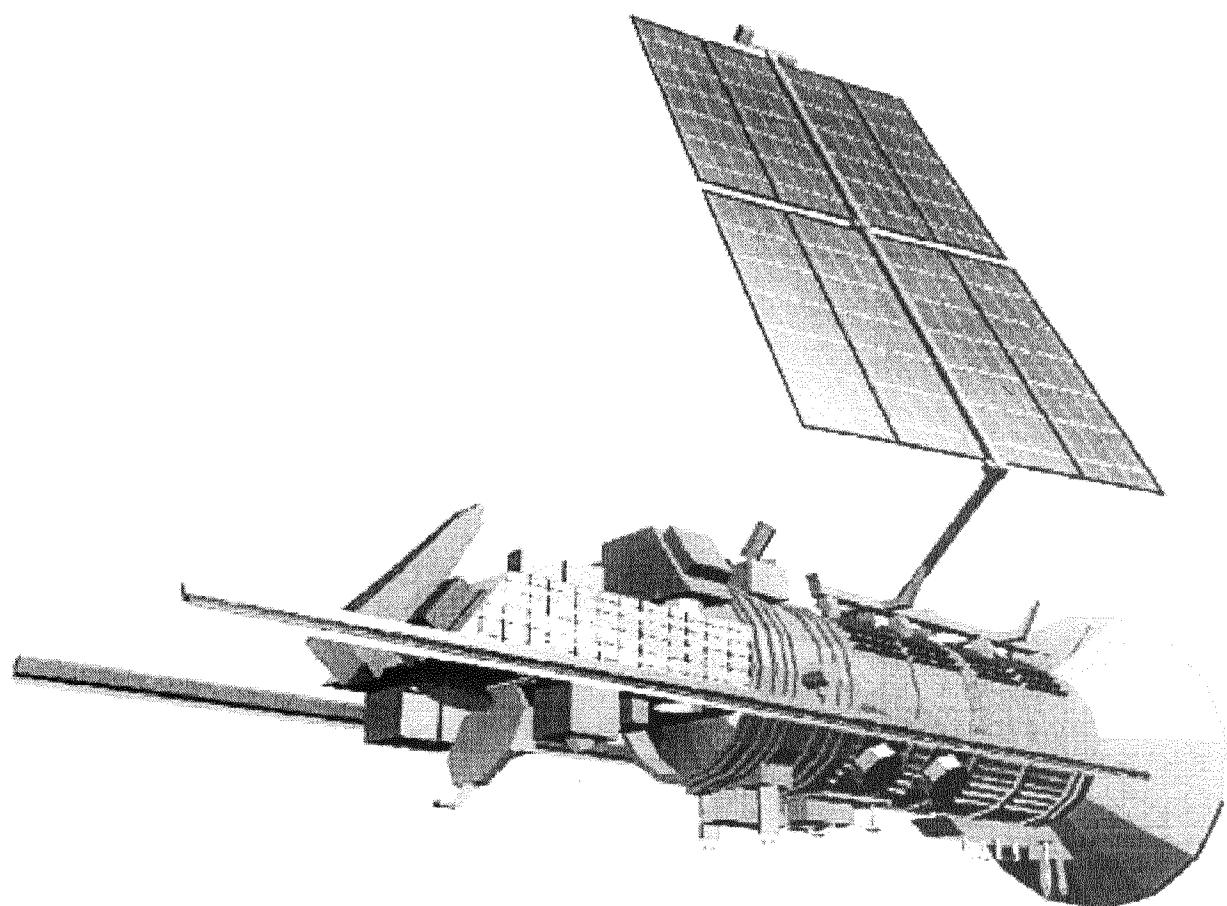


Рис. 9. КА «Океан-0»

- отработки систем комплекса, что обеспечивает сокращение сроков и снижение стоимости разработки в целом;
- унификацией каналов связи систем комплекса между собой и со смежными системами, позволяющей упростить изменение состава бортового оборудования КА, прежде всего полезной нагрузки, и сопряжение его с компонентами бортового комплекса управления;
 - упрощением процесса совместной отработки систем бортового комплекса управления в рамках комплексной наземной отработки КА.

Однако при этом неизбежно ухудшаются весовые и энергетические показатели комплекса в целом, прежде всего за счет дублирования функционально аналогичных или близких по назначению компонентов в различных системах комплекса и переноса части функций управления режимами работы непосредственно в бортовые системы КА. До определенного предела это ухудшение отчасти компенсировалось совершенствованием систем комплекса, прежде всего внедрением достижений микроэлектроники, и было допустимым.

Переход к созданию микроспутников общим весом от нескольких десятков до нескольких сотен килограммов, потребовал изменения принципов построения бортовых комплексов управления и интеграции его компонентов. Для унифицированной космической платформы микроспутников, разрабатываемой КБ «Южное» в настоящее время, функциональным ядром бортового комплекса управления (и всего бортового оборудования КА) является цифровой вычислительный комплекс, по отношению к которому остальные подсистемы являются периферийным оборудованием (источниками или приемниками информации). Соответственно информационный обмен бортового оборудования строится по звездообразной схеме через цифровой вычислительный комплекс КА с обеспечением унификации входных и выходных информационных сечений бортового комплекса управления со стороны полезных нагрузок для различных модификаций микроплатформ и КА на их основе.

Цифровой вычислительный комплекс при этом обеспечивает решение следующих основных задач:

- хранение, дешифрование и обработку поступающей с Земли командно-программной информации с выдачей команд во все бортовые системы и приборы непосредственно с выходов комплекса (задача командно-измерительной системы);
- сбор информации датчиков и формирование обобщенного телеметрического кадра с гибкой перестройкой программы телеизмерений (зада-

- ча радиотелеметрической системы);
- управление движением КА вокруг его центра масс (задача системы управления ориентацией и стабилизации);
 - решение отдельных вычислительных и логических задач регулирования энергобаланса КА (задача автоматики системы электроснабжения) и т. д.

В составе бортовых систем микроспутника до минимально необходимого сокращено количество электронных узлов обработки и преобразования информации, решение этих задач осуществляется средствами бортового цифрового вычислительного комплекса.

Для унификации сопряжения бортового комплекса управления с оборудованием различных модификаций микроспутников предусмотрено, с одной стороны, необходимое разнообразие входных и выходных параметров комплекса (прежде всего, параметров подключаемых телеметрических датчиков и команд управления) для возможности его сопряжения с различными полезными нагрузками и, с другой стороны, резервирование вычислительных ресурсов комплекса (прежде всего, производительности центрального процессора и локальной шины комплекса, емкости оперативного запоминающего устройства для подключения дополнительных модулей сопряжения с полезной нагрузкой), обеспечивающее его стыковку с полезной нагрузкой, требующей более сложных законов управления. Для обеспечения реализации описанной концепции и с целью упрощения адаптации цифрового вычислительного комплекса к реальным задачам различных микроспутников в основу проектирования комплекса предполагается положить следующие основные принципы:

- архитектурную совместимость комплекса и инструментальных ЭВМ за счет использования архитектуры и компонентов — аналогов изделий корпорации Intel (США);
- рациональное сочетание универсальности и специализации комплекса за счет использования единой элементной базы — микропроцессорных комплектов типа 1834, 1821 и их семейств;
- открытость архитектуры комплекса, понимаемую как возможность его расширения и модернизации, за счет применения универсальных микропроцессоров;
- допустимую избыточность для обеспечения реконфигурации аппаратных и программных средств комплекса на всех уровнях его структуры;
- ресурсо- и энергосбережение за счет использо-

- вания элементов КМОП-структуры и эффективного программно-алгоритмического обеспечения;
- обеспечение работы в реальном времени за счет организации параллельно-последовательной и конвейерной обработки непрерывных потоков данных и организации параллельных вычислений;
 - модульность программ и технических средств комплекса.

4. СИСТЕМЫ УСПОКОЕНИЯ, ОРИЕНТАЦИИ, СТАБИЛИЗАЦИИ И СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КА

Среди многочисленных проблем, возникающих в процессе создания КА, особое значение имеет проблема управления угловым движением КА и индикации (определения) положения его осей в пространстве. Это объясняется тем, что для качественного проведения эксперимента или решения целевой задачи, как правило, требуется снижение угловой скорости вращения корпуса аппарата вокруг центра масс, которую он приобретает в результате отделения от ракеты-носителя, длительная стабилизация углового положения аппарата в пространстве, выполнение им заданных угловых маневров и точная координатная привязка результатов измерений и наблюдений.

Применительно к малым КА первого поколения серии ДС-У был создан класс систем гашения угловой скорости КА, построенных на основе использования свойств магнитного поля Земли (МПЗ) и не имевших прототипов в отечественной практике космических полетов. В основу систем положен укрепленный в двухступенчатом подвесе постоянный магнит. Уменьшение кинетического момента корпуса КА осуществлялось путем рассеивания энергии его вращения силами трения при обкатке вокруг осей кардана, удерживаемых в пространстве магнитом, ориентируемым вдоль вектора напряженности МПЗ. Были разработаны методы исследования и выбора характеристик таких систем.

Успешные натурные испытания двухступенчатой магнитной системы успокоения, разработанной на основе предложенных методов, в составе КА «Космос-215» подтвердили правильность выбора ее характеристик и высокие эксплуатационные качества.

Весовые ограничения, накладываемые на системы обеспечивающего комплекса, для спутников серии ДС-У привели к необходимости разработки теоретических основ проектирования пассивных и

полупассивных систем ориентации КА. К этому времени в СССР уже были успешно испытаны в полете КА «Космос-125» разработки КБ «Южное» освоенные промышленностью магнитные демпферы с сухим трением. На их базе и были разработаны и исследованы функциональные схемы системы ориентации КА по силовой линии МПЗ двух типов:

- система ориентации с магнитным демпфером и ориентирующим магнитом (или электромагнитом), установленным на корпусе КА;
- система ориентации с магнитным демпфером, на корпусе которого установлены ориентирующие магниты или токовые катушки, осуществляющие упругую связь корпуса КА и постоянного магнита демпфирующего устройства.

В соответствии с этими схемами были созданы системы ориентации КА «Интеркосмос-5» и «Космос-426».

Внешние моменты, действующие на КА, часто определяют выбор метода стабилизации. В этой связи для малых КА, движущихся по низким орбитам, с малым сроком активного существования, принимая во внимание ограничения весовых и энергетических характеристик системы и сравнительно невысокую заданную точность ориентации, был обоснован выбор гироаэродинамической системы ориентации.

На КА «Космос-149» («Космическая стрела») стабилизирующие моменты по тангажу и рысканию создаются аэродинамическими силами, а стабилизирующий момент по крену и демпфирование колебаний КА по трем осям осуществляются двумя гиродемпферами. Эта система успешно функционировала в течение заданного срока активного существования КА.

В конце 1950-х — начале 1960-х годов были глубоко проработаны вопросы использования гравитационного поля Земли для стабилизации КА разработки КБ «Южное». Становилось ясным, что создание гравитационных систем ориентации, отличающихся высокой функциональной надежностью и большим ресурсом работы, откроет широкие возможности для проведения долговременных космических исследований и регулярного обзора земной поверхности в интересах широкого класса задач.

Комплексный подход к решению связанных между собой вопросов проектирования системы ориентации и электропитания КА при создании КА «Космос-389» привел к созданию оригинальной схемы, совмещающей гравитационную ориентацию спутника на Землю и активную ориентацию на Солнце подвижной относительно корпуса аппарата солнечной батареи. Такой синтез систем ориентации и электропитания позволил спроектировать

для КА оптимальную по энергосъему солнечную батарею с минимальной полезной площадью. Однако гравитационная система ориентации аппарата существенно отличалась от классической схемы неизменяемой гравитационной гантели, динамические свойства которой были известны и исследованы достаточно полно. Проектный выбор основных параметров системы и исследование ее динамических свойств — устойчивости движения и точности стабилизации — с учетом рассмотренных выше особенностей КА и системы проводился на основе разработанной математической модели. Модель представляет собой систему уравнений, описывающих орбитальное движение, динамику и кинематику управляемого углового движения системы, состоящей из КА с деформируемым гравитационным стабилизатором (ГС), двух одностепенных поплавковых гироузлов блока гиродемпферов и одноступенчатой ориентирующей солнечной батареи.

Были проведены исследования зависимости погрешности стабилизации КА от деформации штанги ГС, определены приемлемые теплофизические характеристики покрытия штанги, рекомендована технология нанесения покрытия штанги. Применение на более поздних разработках гравитационных систем специальных чехлов гравитационных штанг позволило существенно уменьшить остроту проблемы. Основные результаты исследования подтверждены ходом натурных испытаний КА «Космос-405», «Космос-476», «Космос-1603» и др.

Некоторые КА разработки КБ «Южное» характеризовались низкой начальной высотой перигея эллиптической орбиты аппарата. Для таких КА было предложено решение проблемы ориентации, состоящее в рациональной внешней компоновке аппарата. Это позволило использовать аэродинамический момент, традиционно возмущающий для гравитационно стабилизированного КА, в качестве стабилизирующего. Благодаря этому вблизи перигея орбиты осуществляется аэробравитационно-гироскопическая стабилизация КА по вертикали и по курсу с достаточно высокой точностью. Вблизи апогея орбиты, где аэродинамический момент значительно уменьшается, стабилизация такого КА осуществляется практически только гравитационным и гироскопическим стабилизирующими моментами. На основе предложенной структуры системы ориентации, включающей ГС, магнитный демпфер, двигатель-маховик, и разработанных методов исследования проблемы ориентации низколетящего КА были решены задачи, позволившие в достаточном объеме определить проектные характеристики систем ориентации и облик внешней компоновки спутников «Космос-816», «Интеркосмос-15» в целом.

Применительно к КА «Космос-1985» потребовалась разработка системы, обеспечивающей трехосную ориентацию КА, а также поворот КА в орбитальной системе координат в плоскости рыскания на заданный угол. Для обеспечения выполнения этих требований было принято решение строить систему по типу гравитационной системы трехосной орбитальной ориентации с комбинированным демпфированием. Гравитационные моменты ориентируют КА по местной вертикали, т.е. относительно осей тангла и крена, гироскопические — относительно оси рыскания. Требуемый уровень гравитационных моментов обеспечивается формированием эллипсоида инерции КА с помощью одной ленточной штанги с магнитным успокоителем на конце, выдвигаемой вдоль оси рыскания. Гироскопические ориентирующие моменты создаются двумя гиродемпферами с установкой каждого на отдельном поворотном основании, конструктивно объединенными по типовой схеме «V-крен» в один электромеханический прибор — поворотную платформу с гиродемпферами.

Привод этого прибора осуществляет разворот осей прецессии гироскопов на фиксированные углы. В результате разворота обеспечивается возможность формирования в орбитальной системе координат устойчивых положений по рысканию при взаимодействии вектора кинетического момента гироскопической системы с угловой скоростью орбитального вращения. Диссипация энергии возмущенного движения по всем трем осям осуществляется гиродемпферами и магнитным успокоителем. Эксплуатация КА «Космос-1985» подтвердила правильность предложенных решений.

Начиная с 1961—1962 гг. применительно к разрабатываемым в КБ «Южное» КА проводились работы по созданию систем ориентации активного типа. К моменту развертывания этих работ возможность создания гистерезисного двигателя с постоянным управляющим моментом не вызывала сомнения. К тому же отечественной промышленностью уже были созданы высокочувствительные датчики угловой скорости. Поэтому системы ориентации КА «Космос-166» и «Интеркосмос-1» строились с использованием датчиков угловых скоростей, синхронных гистерезисных двигателей переменного тока в составе двигателей-маховиков и газореактивной системы начального успокоения и разгрузки маховиков.

Для обоснованного выбора в ходе проектирования параметров активных систем ориентации и стабилизации КА понадобилось изучение динамики жидкости, заполняющей баки двигательных установок или специальные отсеки научной аппаратуры, и возникающих при этом возмущений, дейст-

вующих на КА. Кроме того, не менее важным явилось изучение влияния дополнительных степеней свободы, которыми обладают жидкость и различные разделители, на устойчивость движения КА.

Установка на борту цифровых вычислительных средств позволила существенно расширить возможности логики, которую можно реализовать в системе управления активного типа. Такие средства предусмотрены в составе систем ориентации КА АУОС-СМ, «Океан-О», разработанных НПО «Хартрон». Точность ориентации таких КА достаточно высокая — 6...30'.

Применительно к КА АУОС-СМ и «Океан-О» в КБ «Южное» проведены исследования по выбору принципов построения, алгоритмов управления, способов приборной реализации, динамическому анализу процессов разгрузки маховичных исполнительных органов на длительных интервалах времени и определению проектных параметров магнитных систем разгрузки (МСР). Необходимость таких исследований была вызвана спецификой МСР, основанных на использовании нестационарного (на витке и в течение суток) МПЗ и обладающих переменной эффективностью по управляемому моменту вплоть до нулевого.

Был выполнен ряд научно-исследовательских работ по созданию высокоточных многофункциональных активных систем управления ориентацией и стабилизации нежестких (деформируемых) КА, результаты которых использованы при создании отдельных КА разработки КБ «Южное».

Для координатной привязки информации измерительной аппаратуры необходимо знание фактической ориентации КА. Для целого ряда КА определение ориентации является важнейшим техническим требованием.

Рассмотрен и решен ряд вопросов методического и прикладного характера, связанных с разработкой следующего класса систем:

- одновекторных систем индикации, измеряющих три ортогональные составляющие вектора напряженности МПЗ («Космос-149»);
- двухвекторных систем индикации, использующих комбинации сферического датчика направления на Солнце с трехкомпонентным магнитометром и с датчиком углов курса и тангажа («Космос-389», «Космос-405», «Космос-476», «Космос-542», «Космос-604», «Интеркосмос-15»);
- трехвекторных систем индикации, использующих магнитометрический датчик, датчик направления на Солнце и инфракрасный датчик углов крена и тангажа («Космос-816»).

Особое место в ряду научно-технических достижений отечественной космической техники занимает астротелевизионная система прецизионной индикации параметров углового движения КА «Космос-389». Разработка теоретических основ построения этой системы явилась следствием развития нового направления в практике проектирования КА — отказа от необходимости для широкого класса задач высокоточной стабилизации и обоснования возможности перехода к грубой стабилизации при использовании прецизионных систем индикации. В ходе разработки астротелевизионной системы индикации положения, основанной на регистрации и опознавании звездных образов, был исследован широкий круг вопросов, охватывающих следующие основные проблемы проектирования, экспериментальной отработки и эксплуатации системы:

- выбор на основе анализа технических требований к аппарату и обоснование типа системы индикации, обеспечивающей определение ориентации КА на участках работы измерительной аппаратуры, распределенных на витке случайным образом, с высокими точностью и вероятностью получения информации об ориентации;
- создание критериев и методов оценки основных характеристик системы на всех этапах ее разработки;
- определение рациональной структуры выходной информации комплекса бортовой аппаратуры и разработка алгоритма определения ориентации, обеспечивающего с помощью наземных вычислительных средств независимую обработку результатов каждого из последовательных измерений;
- решение ряда сопутствующих научно-технических задач, связанных со спецификой обработки информации системы, использующей звездное небо, необходимостью просмотра значительных областей неба за относительно малое время при приемлемых значениях отношения сигнал-шум.

5. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Система электроснабжения предназначена для обеспечения электроэнергией бортового аппаратурного комплекса КА в течение всего срока его активного существования. В общем случае система электроснабжения структурно состоит из трех составных частей: генератора энергии, накопителя энергии и аппаратуры управления, регулирования и контроля.

Системы первого поколения, применявшиеся на спутниках серии ДС-У1, содержали только накопи-

тель энергии, в качестве которого использовались батареи серебряно-цинковых аккумуляторов, работавшие в разрядном режиме. Они обеспечивали мощность несколько десятков ватт при номинальном напряжении 14 В в течение до 30 суток.

На спутниках серии ДС-У2 устанавливались системы электроснабжения второго поколения, в которых, как и во всех последующих разработках, генераторами энергии являлись батареи фотоэлектрических преобразователей солнечной энергии (солнечные батареи). Системы строились по буферной схеме, предусматривающей параллельное включение генератора, накопителя и нагрузки с коммутацией цепи генератора по сигналам блока контроля напряжения накопителя. Солнечная батарея панельной конструкции образовывала фигуру квазизотропной формы, благодаря чему обеспечивалось приближенное к равномерному поступление энергии при движении неориентированных спутников на освещенных Солнцем участках орбиты. Накопитель энергии комплектовался из батарей серебряно-цинковых аккумуляторов, предназначенных для работы в циклическом заряд-разрядном режиме. Системы второго поколения имели среднесуточную выходную мощность 30—50 Вт, сеансную мощность 150—170 Вт, напряжение 14 В ±10 %, гарантийный ресурс 3—6 месяцев.

Системы третьего поколения явились следующим шагом на пути совершенствования средств электроэнергетического обеспечения КА. В подавляющем большинстве они разрабатывались для спутников Земли, ориентированных одной из осей на Землю или Солнце. К характерным особенностям систем третьего поколения относятся применение более эффективных фотопреобразователей, защищенных от прямого воздействия естественной космической радиации, построение накопителя на базе никель-кадмиевых герметичных аккумуляторов, более развитая многофункциональная контрольно-управляющая аппаратура. Варианты их исполнения отличаются, в основном, формой и законом ориентации солнечной батареи, алгоритмами управления режимами функционирования генератора и накопителя, а также объемом контролируемых параметров. Укрупненно они могут быть отнесены к двум разновидностям — с неподвижной и подвижной относительно корпуса КА солнечной батареей. В первой из них солнечная батарея состоит из совокупности плоских панелей, которые после выведения спутника на орбиту устанавливаются под фиксированными углами к его продольной оси, ориентируемой на Землю или Солнце, образуя соответственно двух- (одно-) ярусную пирамиду либо плоскую поверхность. В системах второго вида панели солнечных батарей располагаются в одной плоскости

под определенным углом к оси КА, ориентируемой на Землю, и автономно ориентируются в пространстве путем поворота вокруг этой оси так, чтобы нормаль к их рабочей поверхности находилась в плоскости, проходящей через ось вращения и вектор солнечного потока. Системы первого вида применялись на ряде спутников, запущенных по программам «Космос» и «Интеркосмос», в том числе АУОС-З и АУОС-СМ, второго вида — на спутниках «Космос» и НХ. В системах третьего поколения сохранена оправдавшая себя надежная и сравнительно простая буферная схема, однако внедрено несколько технических решений, которые наряду с упомянутыми выше позволили существенно повысить энергетические и ресурсные характеристики. К числу их относятся секционирование солнечной батареи, адаптация аппаратуры управления по уровню напряжения окончания заряда накопителя энергии к температуре аккумуляторов, приборная реализация двуступенчатых и более режимов заряда накопителя, управление зарядом накопителя кулонометрическим способом с переменным коэффициентом перезаряда, поаккумуляторный контроль напряжения аккумуляторов и некоторые другие. Системам третьего поколения, как и другим фотоэлектрическим системам электроснабжения, свойственна ярко выраженная зависимость уровня выходной мощности от положения плоскости орбиты КА относительно Солнца, которое существенно изменяется при полете КА по несолнечносинхронным траекториям. На рис. 10 показана зависимость (в относительных сопоставимых единицах) энергетической эффективности системы E от угла U между нормалью к плоскости орбиты и вектором солнечного потока. Из графиков видно, что наибольший энергетической эффективностью обладает система электроснабжения АУОС-СМ за счет реализуемой аппаратом двухосной ориентации солнечной батареи на Солнце (кривая 1), несколько уступает ей система спутника НХ (2) с одноосно-ориентированной солнечной батареей; система спутника «Космос-2053», в котором панели солнечной батареи установлены неподвижно относительно оси КА, ориентированной на Землю (3), имеет наименьшую из приведенных эффективность, но обладает рядом таких достоинств (аэродинамическая симметрия КА, отсутствие возмущающих воздействий на КА при пространственных перемещениях солнечной батареи), которые делают ее применение на отдельных типах КА вполне оправданным. Основные характеристики этих систем электроснабжения третьего поколения приведены в табл. 1.

Следует отметить, что системы третьего поколения показали в ходе летной эксплуатации высокую

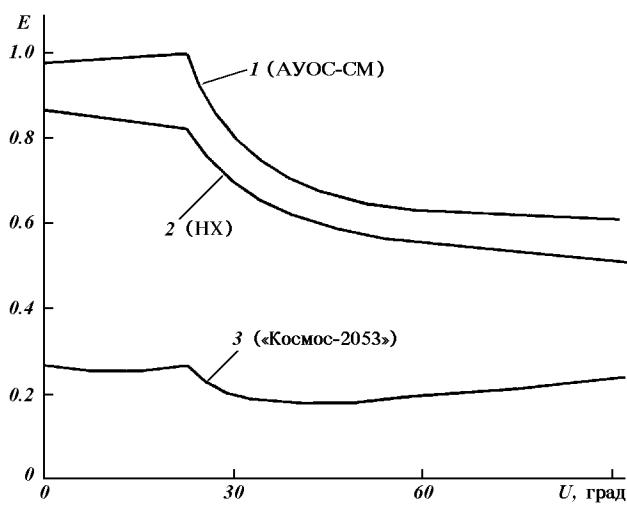


Рис. 10. Зависимость относительной энергетической эффективности систем электроснабжения КА от освещенности орбиты Солнцем

надежность и стабильность характеристик, в результате чего их фактический ресурс зачастую в 3—5 раз превосходит гарантийный.

С начала 1990-х годов начата разработка четвертого поколения систем электроснабжения для КА КБ «Южное». Эта разработка ведется в трех направлениях:

- система типа А средней мощности со стабилизированным выходным напряжением для КА на геостационарной орбите;
- система типа Б также средней мощности с нестабилизированным выходным напряжением для КА на средневысотных орbitах;
- система типа В малой мощности с сеткой номиналов стабилизированного выходного напряжения для малых КА на средневысотных орбитах.

Таблица 1. Основные характеристики систем электроснабжения третьего поколения

Вид системы	Выходная мощность, Вт		Напряжение, В	Гарантийный ресурс, лет
	среднесуточная*	сессионная		
Тип АУОС-СМ	850—1300	2500	25—34	≥ 1
Тип HX	170—250	1500	25—34	0.5—1
Тип «Космос-2053»	180—240	2100	25—34	≥ 1

* в зависимости от продолжительности полета и освещенности орбиты.

Все системы четвертого поколения строятся по схеме прямой передачи энергии от генератора в нагрузку, но состав и конструктивное исполнение их различны в зависимости от назначения и специфики КА, для которого разрабатывается конкретная система. Функционально системы состоят из подсистемы генерирования, содержащей солнечную батарею и регулятор ее мощности, подсистемы накопления, состоящей из накопителей энергии, регуляторов их заряда и разряда, и сервисной аппаратуры, обслуживающей систему в целом.

В системе типа А шестипанельная плоская солнечная батарея ориентируется вращением вокруг оси КА, совпадающей с нормалью к плоскости орбиты, подсистема накопления состоит из двух модулей с накопителями энергии из никель-водородных аккумуляторов.

В системе типа Б одиннадцатипанельная плоская солнечная батарея одноосно ориентируется поворотом вокруг оси КА, ориентированной на Землю, подсистема накопления — трехмодульная с накопителями из усовершенствованных никель-кадмийевых аккумуляторов. В системе типа В, имеющей три модификации, четырехпанельная солнечная батарея неподвижно закреплена на корпусе КА симметрично относительно направления полета, подсистема накопления — одномодульная с накопителем из никель-кадмийевых аккумуляторов (на перспективу прорабатывается использование аккумуляторов на литиевой основе).

Основные характеристики систем электроснабжения четвертого поколения приведены в табл. 2.

При разработке систем электроснабжения четвертого поколения реализуются следующие прогрессивные решения современной космической электроэнергетики:

- модульное построение системы по параллельной дискретно-динамической регулируемой

Таблица 2. Основные характеристики систем электроснабжения четвертого поколения

Вид системы	Выходная мощность, Вт		Напряжение, В	Гарантийный ресурс, лет
	среднесуточная*	сессионная		
A	2200—2700	4000	28.5±0.6	5—7
B	2200—4000	7800	25—34	3—5
B, MC-1	19—26	90		
B, MC-2	37—50	150	5; 12; 15; 28±5 %	1—3
B, MC-3	56—75	250		

* в зависимости от продолжительности полета и освещенности орбиты.

- схеме с прямой передачей энергии от первичного генератора в нагрузку;
- выполнение первичного источника электроэнергии в виде глубоко секционированных фотоэлектрических батарей на основе радиационно стойких кремниевых фотопреобразователей и несущих сотопластовых подложек с высокими удельными характеристиками;
 - применение в качестве накопителя электроэнергии химических батарей на основе герметичных аккумуляторов никель-кадмиевой или никель-водородной электрохимической системы, обладающих высокими удельными и ресурсными характеристиками и допускающих размещение вне гермоотсека. Переход в дальнейшем на аккумуляторы литиевой электрохимической системы позволит еще выше поднять удельные характеристики подсистемы накопления и системы электроснабжения в целом;
 - рациональная схемная, аппаратная и информационная избыточность как средство повышения технического ресурса и компенсации последствий интегрального воздействия факторов космического пространства, включая использование ЦВК спутника для организации параллельного контура управления СЭС с целью ее мобильной адаптации к изменению энергобаланса, введение устройств контроля состояния, профилактического индивидуального подзаряда и автоматического замещения аккумуляторов при возникновении нештатных ситуаций;
 - применение новых технологий при изготовлении приборов автоматики, фотоэлектрических и химических батарей и системы в целом.

6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА

Вопросы обеспечения теплового режима КА возникают в связи с необходимостью создания определенных температурных условий для нормального функционирования научной и обеспечивающей аппаратуры, устанавливаемой на их борту. Требуемые температурные условия на КА поддерживаются системой обеспечения теплового режима (СОТР), представляющей собой совокупность бортовых устройств и элементов конструкции, предназначенных для регулирования внешнего лучистого теплообмена (например, радиаторы с жалюзи) и перераспределения диссирированной энергии внутри КА (например, с помощью тепловых труб вентиляторов, насосов и специальных теплоносителей). СОТР обычно состоит из средств пассивного терморегулирования (СПТР) и системы терморегулирования (СТР). Соотношения и роль пассивных

и активных элементов определяются в основном конструктивными, аппаратурными и технологическими особенностями КА, которые приходится учитывать при разработке СОТР. Максимальная эффективность СОТР может быть достигнута только при условии правильного подбора состава и параметров как СПТР, так и СТР.

Выбор параметров СОТР и их оптимизация осуществляются путем математического моделирования тепловых процессов в КА. При этом КА условно разбивается на определенное число элементов, которые при корректных допущениях можно считать изотермичными. Для каждого элемента устанавливаются тепловые связи между смежными элементами и окружающим пространством и составляются уравнения теплового баланса. В итоге тепловой баланс элемента КА в общем виде записывается следующим образом:

$$m_i c_i \frac{dT_i}{d\tau} = (A_{si} Q_{ci} + A_{si} Q_{opti} + \varepsilon_i Q_{si}) F_i + \\ + Q_{bh} + \sum_{n=1}^n Q_{p\ℓ} - \varepsilon_i \sigma F_i T_i^4,$$

где m_i , c_i , T_i — соответственно масса элемента, его теплоемкость и температура; Q_c , Q_{opt} , Q_s — соответственно тепловые потоки прямого солнечного излучения, излучения Солнца, отраженного от Земли, собственного излучения Земли, падающие на рассматриваемый элемент; A_{si} , ε_i — коэффициент поглощения и степень черноты поверхности элемента; F_i — площадь поверхности элемента; Q_{bh} — энергия, рассеиваемая в элементе; $Q_{p\ℓ}$ — количество тепла, подведенного от смежных элементов; σ — постоянная Стефана—Больцмана.

Составленная из n уравнений теплового баланса система и является математической моделью теплового состояния КА, на которой исследуются тепловые процессы и выбираются предварительные параметры СОТР. Окончательно параметры СОТР выбираются после экспериментальной отработки в термовакуумных камерах с имитацией условий космического пространства.

На КА разработки КБ «Южное» СОТР должна была обеспечивать поддержание температуры газовой среды в герметичных отсеках в диапазонах от 0 до 40 °C и от 5 до 35 °C. Указанные требования к регулированию температуры обусловили выбор СОТР, в которой теплоносителем являлся газ, заполняющий герметичный отсек КА. Такие СОТР отличаются простотой в изготовлении, высокой надежностью и дешевизной. В зависимости от конструктивных особенностей КА, мощности его аппаратурного комплекса и вида ориентации удельный

вес пассивных средств терморегулирования составлял от 40 до 100 %.

На ряде неориентированных КА («Космос-394», «Космос-660», «Космос-752» и др.) была использована пассивная СОТР, которая обеспечивала заданные температурные условия путем подбора термосопротивлений и соответствующих значений оптических коэффициентов как внутри корпуса, так и на поверхности его оболочки. На большинстве КА применялись активные СОТР с газовой системой терморегулирования. При этом нижний предел температур обеспечивался пассивными средствами выбором требуемых значений оптических коэффициентов, а верхний — системой терморегулирования.

На КА первых разработок («Космос-1», «Космос-26», «Космос-30» и др.) в СТР использовались следующие элементы и узлы: биметаллические блоки терморегуляторов (ТРБ), электронагреватели, вентиляторы с программным включением и радиаторы с нерегулируемой поверхностью. В качестве радиаторов использовались специальные элементы конструкции или отдельные участки герметичного корпуса, на которые было нанесено термопокрытие класса «солнечный отражатель». В последующем («Космос-93», «Космос-95» и др.) из состава СТР были исключены программно-временные устройства и электронагреватели, а над радиационными поверхностями были установлены жалозы с биметаллическими приводами, которые впоследствии были заменены на электрические («Космос-166», «Интеркосмос-1» и др.). Следует отметить, что на всех КА разработки КБ «Южное» параметры СОТР определялись и оптимизировались только на основании теоретических расчетов без отработки в термовакуумных камерах. Как правило, после испытания КА в натурных условиях в СОТР вносились лишь незначительные изменения ее параметров. Натурная эксплуатация СОТР в составе КА показала их высокую работоспособность и надежность.

7. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

Для предварительного успокоения, ориентации и стабилизации КА, а также разгрузки электромаховичных систем ориентации и выполнения программных разворотов на космических аппаратах малых и средних размеров типа ДС-УЗ, АУОС-3, АУОС-СМ, «Океан-01» применены газореактивные двигательные установки (ГРДУ). Они отличаются простотой конструкции, высокой надежностью и быстродействием, возможностью получения весьма малых значений тяги и единичных импульсов тяги

при их высокой стабильности. На рис. 11 представлена типовая пневмосистема двигательной установки упомянутых выше космических аппаратов.

В общей сложности в КБ «Южное» создано 6 разновидностей ГРДУ, установленных на 150 космических аппаратах и имеющих следующие характеристики:

Диапазон гарантированного суммарного импульса тяги	220—600 кгс·с
Уровень тяги газореактивных двигателей	10—40 гс
Точность поддержания тяги во всех условиях, :% от номинальной величины	±25 %
Время запаздывания на включение или выключение двигателя	0.02 с
Гарантийное количество включений двигателя	$7 \cdot 10^5$
Вес двигателя	120 гс
Потребляемая мощность двигателя	15 Вт
Вес ГРДУ в заправленном состоянии	25—70 кгс

Для изделий специального назначения были разработаны ГРДУ с большим уровнем тяги и ступенчатым ее изменением от 2.3 кгс до 1 кгс и от 0.7 кгс до 0.3 кгс. Кроме того, КБ «Южное» по заказу индийской организации космических исследований ISRO был разработан еще один тип ГРДУ, установленных на индийских спутниках «Бхаскара» и «Ариабата». В рамках программы «Интеркосмос» по изучению ионосферы Земли с помощью базовых КА АУОС-3-АВ-ИК и АУОС-3-АП-ИК для чешских спутников С2-АВ и С2-АП создана корректирующая двигательная установка (КДУ) на сжатом газе. Назначение КДУ — программное изменение по радиокомандам с Земли расстояния между базовым КА и субспутником при их взаимном сближении и удалении. Отличительной особенностью этой КДУ является малый вес — 6.6 кгс в заправленном состоянии. На базе вышеупомянутой КДУ в настоящее время для чешских субспутников С2-А и С2-Х (проект «Интербол») КБ «Южное» создало ГРДУ многоцелевого назначения с управляемыми двигателями тягой по 10 гс каждый, суммарным импульсом тяги 25 кгс·с и весом в заправленном состоянии 7 кгс. Общий вид такой ГРДУ приведен на рис. 12. Основным недостатком, ограничивающим применение ГРДУ для КА, является невысокая удельная тяга (60—70 гс), что при больших значениях суммарного импульса тяги приводит к резкому ухудшению массовых характеристик.

Для космических аппаратов, у которых величина суммарного импульса тяги составляет более 3000 кгс·с, использованы жидкостные реактивные двигательные установки (ЖРДУ). Как правило, они работают на тех же компонентах топлива, что

и маршевые двигатели ракет-носителей: окислитель — азотный тетроксид, горючее — несимметричный диметилгидразин. Так, на третьей ступени ракеты-носителя «Циклон» установлена ЖРДУ для обеспечения пространственной ориентации ступени вплоть до момента отделения от нее КА, создания осевых перегрузок ступени перед запуском маршевого двигателя, а также развода серии однотипных КА по орбите. ЖРДУ обеспечивает суммарный импульс тяги 3000 кгс·с при удельном импульсе тяги 230—270 с. Отличительной особенностью ЖРДУ является выполнение разделителей в топливных баках из тонколистовой кислотостойкой стали, геометрическая форма которых в сложенном состоянии обеспечивает минимальный перепад давления и минимальный (близкий к нулевому) остаток топлива в конце работы. ЖРДУ космического аппарата «Океан-О» обеспечивает пространственную ориентацию, коррекцию орбиты, разгрузку электромаховичных двигателей системы ориентации и программные развороты КА. Величина суммарного импульса тяги ее определяется дозой заправки топливом и для случая полной заправки баков составляет 30000 кгс·с при общем весе 420 кгс. В этой ЖРДУ используются микродвигатели тягой 3 кгс.

Для большинства космических аппаратов нового поколения величина суммарного импульса тяги повышается по крайней мере на порядок вследствие увеличения срока активного существования КА до 5—10 лет и необходимости управления движением на высокоэллиптических и геостационарных орbitах. Для выполнения этих задач сравнительно экономичные ЖРДУ уже не могут удовлетворять требованиям как по весу ДУ, так и по уровням тяги (4—15 гс) для управлению движением, что находится за пределами технической возможности создания таких конструкций. Очевидно, нужны принципиально новые ДУ — электрореактивные (ЭРДУ) и аммиачные (АРДУ).

Удельный импульс тяги ЭРДУ при величине тяги 180 Вт/гс составляет 1500 с, т. е. примерно в 5 раз больше, чем в самых экономичных микродвигателях на двухкомпонентном топливе. В аммиачной ДУ благодаря парогенерации аммиака с последующим его нагревом примерно до 1100 °С удельный импульс тяги достигает 300 с при величине тяги 40 Вт/гс. Наилучшие массогабаритные характеристики ДУ могут быть достигнуты, если на космическом аппарате использовать ЭРДУ для коррекции орбиты, а АРДУ — для ориентации и стабилизации КА. Совершенствование традиционных ГРДУ для КА следует проводить путем уменьшения веса баллонов, которые главным образом определяют вес всей ДУ, в частности путем изготовления их из

композиционных материалов. Применительно к микроспутникам весом 50—100 кгс потребуется разработка микродвигателей на новых принципах (с СВЧ-нагревом, электродуговые и др.), а также узлов микроавтоматики для них.

8. БОРТОВЫЕ АНТЕННЫЕ СИСТЕМЫ

Бортовые антенные системы приемопередающей радиотехнической аппаратуры космических аппаратов во многом определяют не только технические характеристики радиолиний, но и облик КА в целом. На электрические характеристики бортовых антенн влияют форма и размеры аппарата, место установки антennы, особенно когда размеры КА сравнимы с длиной рабочей волны. Кроме того, антennы должны хорошо вписываться в конструкцию КА и сохранять свою работоспособность в условиях длительного пребывания в открытом космосе. И наконец, антennы КА должны обеспечивать электромагнитную совместимость по высокой частоте всего комплекса бортовой радиоаппаратуры. Эти три обстоятельства и лежат в основе того, что КБ «Южное» параллельно с разработкой КА осуществляло, в большинстве случаев, и разработку всего комплекса бортовых антенн. Для КА с околоземными сравнительно невысокими орбитами необходимы были антennы с квазизотропными характеристиками излучения. Чтобы обеспечить разработку таких антenn, были решены задачи возбуждения сферы и цилиндра, внедрена программа возбуждения тел вращения, имитирующих корпуса реальных КА, и проведены обширные исследования влияния формы, размеров тела и места установки антenn на их диаграммы направленности. Разработана и внедрена в практику универсальная программа расчета радиолиний, с помощью которой проводились оценки оптимальности размещения антenn на борту КА и рассчитывался прогноз состояния радиосвязи. Получено численное решение интегрального уравнения, типа уравнения Поклингтона, теории тонких изогнутых вибраторных антenn, что позволило создавать и рассчитывать конструкции антenn в широкой полосе частот с сосредоточенными реактивными нагрузками, включаемыми в плечи антenn, и поднятыми точками возбуждения.

Созданы и обоснованы методы проектирования эффективных малогабаритных антenn с общими размерами порядка одной десятой длины волны.

Создан не имеющий аналогов в мировой практике инженерный метод расчета входных импедансов изогнутых вибраторных антenn, установленных на сфере и цилиндре, что позволило оценить влияние

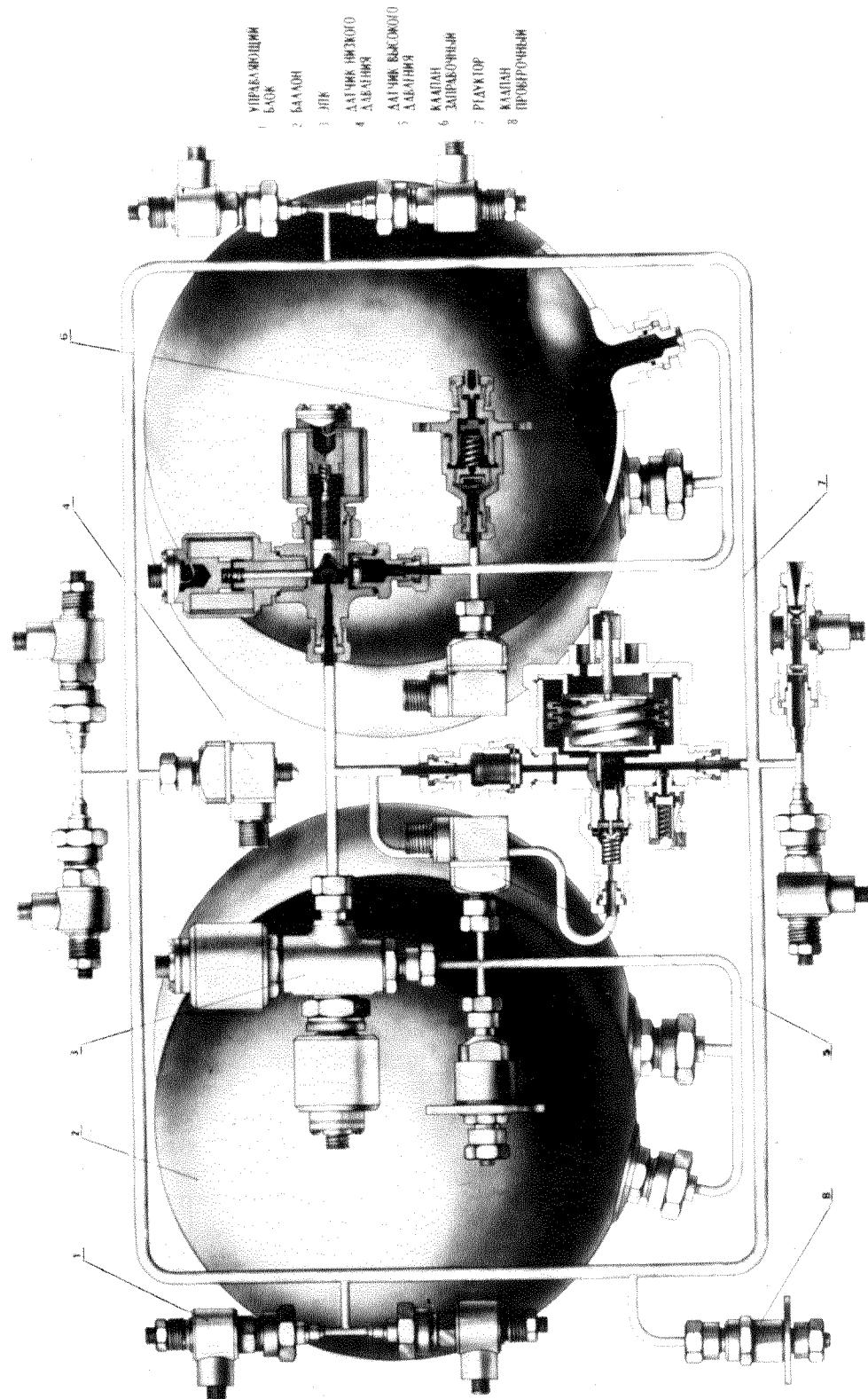


Рис. 11. Пневмосистема ГРДУ

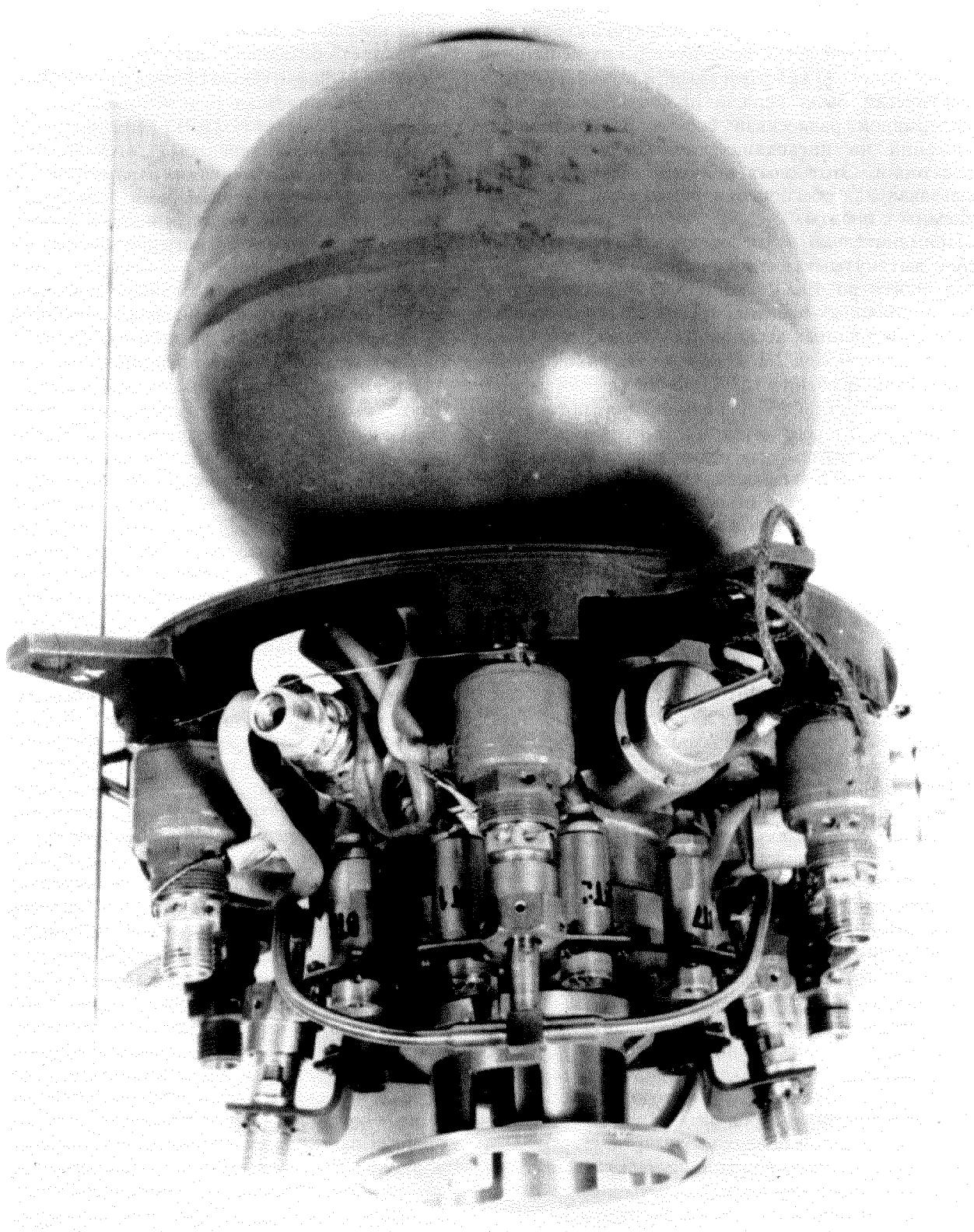


Рис. 12. Общий вид ГРДУ

корпусов КА не только на диаграммы излучения, но и на входной импеданс вибраторных антенн. При проведении летно-конструкторских испытаний боевых ракет в конструкторском бюро «Южное» практически была решена проблема обеспечения непрерывной радиосвязи боевых блоков при их движении на нисходящем атмосферном участке траектории. Этот опыт целиком может быть использован для обеспечения радиосвязи с КА, спускаемым с орбиты.

Применительно к перспективным разработкам КА с вытянутыми эллиптическими орбитами (высота апогея до 40000 км) и КА, находящихся на геостационарных орbitах, требуется использование остронаправленных зеркальных антенн с диаметрами зеркал от 0.9 до 2.2 м. Разработка таких антенн имеет свои особенности. С точки зрения максимально эффективного использования потенциала радиолинии и в соответствии с требованиями Международного регламента радиосвязи излучение не должно выходить за рамки заданной зоны облучения на Земле. Это приводит к необходимости формирования у бортовой антенны контурной диаграммы направленности, обеспечивающей освещение только заданной части земной поверхности.

Для обеспечения необходимой точности снятия диаграмм направленности расстояние R между испытуемой и измерительной антеннами должно удовлетворять соотношению $R \geq 2D^2/\lambda$, где D — максимальный размер антennы, λ — длина рабочей волны. Это означает, что для остронаправленных антенн с коэффициентом направленного действия (КНД) более 30 дБ расстояние R составляет величину порядка нескольких сотен метров. Такие расстояния могут быть реализованы только на открытом антенном полигоне, что существенно усложняет технологический процесс создания и отработки таких антенн.

И еще одна проблема. Это проблема дефицита веса, требующая поиска современных технологий изготовления отражателей зеркальных антенн с максимальным использованием неметаллических материалов.

В настоящее время работы по созданию бортовых остронаправленных антенн ведутся в направлениях:

- разработка инженерных методов расчета электрических параметров антенн по заданной форме освещенной поверхности на Земле;
- разработка и оснащение лабораторной базы, позволяющей проводить измерения диаграмм направленности антennы с высокими КНД.

В КБ «Южное» построен универсальный компактный антенный полигон (УКАП), основу которого составляет безэховая камера (БЭК) размером $9 \times 9 \times 29$ м, покрытая радиопоглощающим материалом типа «Универсал-1» и «Универсал-2», ведутся работы по оснащению БЭК микроволновым автоколлимационным зеркалом (МАК-5), позволяющим проводить измерения параметров остронаправленных антенн с размерами зеркала до 2.5 м. Впоследствии БЭК будет оснащена сканирующим зондом для контроля равномерности поля в раскрытии коллиматора.

Южным машиностроительным заводом освоена технология изготовления зеркал антенн методом взрыва, а в ИТМ НАН Украины (Днепропетровск) создана технология изготовления зеркал антенн с очень высокой точностью методом электролитического осаждения. В Тернопольском технологическом институте машиностроения по техническому заданию КБ «Южное» ведется изготовление серии зеркал из алюминия методом ротационного выдавливания, а в СКТБ Института механики НАН Украины (Киев) изготавливаются отражатели на базе сотовых конструкций. Ведутся поиски и других прогрессивных технологий изготовления отражателей зеркальных антенн. Окончательный выбор технологии будет сделан после испытаний опытных образцов и анализа преимуществ той или иной технологии.

Ведущиеся в настоящее время работы и созданная лабораторная антенная база КБ «Южное» позволяют проектировать антennы для всех классов разрабатываемых космических аппаратов.

Более трех десятилетий КБ «Южное», являющееся головным предприятием по созданию космических систем и комплексов вначале в СССР, а в настоящее время и в Украине, осуществляет разработку космических аппаратов. За это время коллективом конструкторского бюро решен комплекс сложных научно-технических проблем разработки и изготовления свыше семидесяти типов КА различного назначения, что убедительно подтверждает ведущую роль КБ в деле создания космической техники.

Весомым вкладом КБ «Южное» в реализацию проектов по изучению и использованию космического пространства явились около четырехсот успешных запусков на орбиту разработанных им КА в рамках программ «Космос» и «Интеркосмос», а затем и государственной космической программы Украины.