

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ
имени АБУ РАЙХАНА БЕРУНИ**

УДК 528.8:551:629.78

На правах рукописи

ИСЛАМОВ АБДУВАХИД АБДУВАЛИЕВИЧ

**Создание оптимальной конструктивной структуры спутников
для выполнения разнохарактерных задач экологического мониторинга**

Специальность - 5А310407 «Прикладные космические технологии»

**Диссертация
на соискание академической степени
Магистр**

**Научный руководитель
д.т.н., проф. Шамсиев З.З.**

Ташкент-2014

План

	Ведение	4
Глава I.	Задача и структура экологического мониторинга	7
1.	Задачи экологического мониторинга окружающей среды и пути их решения	7
2.	Космическая подсистема получения информации ...	8
3.	Пути использования и эффективность космических технологий в экологическом мониторинге	24
	Выводы по главе I	27
Глава II.	Формирование общих требований к проектированию многофункционального космического аппарата	28
1.	Анализ существующих конструктивных структур космических аппаратов ДЗЗ	28
2.	Тактико-техническое задание	39
3.	Целевое оборудование космического аппарата	45
	Выводы по главе II	47
Глава III.	Конструктивная структура многофункционального космического аппарата	48
1.	Разработка логики и технологии проектирования космического аппарата	48
2.	Расчет бортовых систем космического аппарата	57
3.	Компоновки многофункционального космического аппарата	63
	Выводы по главе III	77
	Заключение по работе	77
	Литература	79

Список сокращений.

КА – Космический аппарат

ДЗЗ – Дистанционное зондирование Земли

ГИС – Геоинформационная система

ИК – Инфракрасный

РЛС – Радиолокационная система

УФ – Ультрафиолетовый

ИСЗ – Искусственный спутник Земли

РСА – РЛС с синтезированной апертурой антенны

ТТЗ – Тактико-техническое задание

РБ – Разгонный блок

МПН – Модуль полезной нагрузки

СВЧ – Сверхвысокая частота

СЭП – Система энергопитания

СТР – Система терморегулирования

СУ – Система управления

СОС – Система ориентации и стабилизации

АФУ – Антенно-фидерные устройства

БКС – Бортовой кабельный сет

БРК – Бортовой радиокomплекс

ЭА – Электронная аппаратура

ЦА – Целевая аппаратура

ПН – Полезная нагрузка

ФЭП – Фотоэлектрический преобразователь

ДУ – Двигательная установка

МТКК – Многоразовые транспортные космические корабли

ЭМИО – Электромеханические исполнительные органы

СУД – Система управления движением

РТК – Радиотехнический комплекс

КИК – командно-измерительный комплекс

Ведение

Актуальность темы. Космическая деятельность играет важную роль в процессе глобализации и информатизации мирового сообщества, решении многих социально-экономических проблем и научно-исследовательских задач, а также в обеспечении национальной безопасности. Использование космической техники помогает решать ряд актуальных проблем системы "Земля" (атмосфера – океан – поверхность – биосфера), в том числе оценивать и прогнозировать изменения состояния окружающей среды под воздействием природных и антропогенных факторов.

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) из космоса предоставляет уникальную возможность получать ценную информацию о земных объектах и явлениях в глобальном масштабе с высоким пространственным и временным разрешением. Космическая съемка поверхности Земли определяет физические, химические, биологические, геометрические параметры объектов наблюдения в различных средах Земли, как правило, используя функциональную зависимость между инструментальной способностью космической техники и искомыми параметрами.

Эффективность спутниковой системы мониторинга окружающей среды достигается при комплексном применении перспективных космических и новых информационных технологий. Такие технологии представляют собой мощный методологический арсенал синтеза спутниковых систем и весьма продуктивны на всех фазах создания и функционирования спутниковой системы мониторинга: проектирование, изготовление, использование по целевому назначению и модернизация. Они лежат также в основе процесса диагностики наземных объектов из космоса.

Цель и задачи работы. Целью работы является анализ и разработка новой многофункциональной конструктивной структуры космического аппарата (КА) для экологического мониторинга окружающей среды.

Задачи:

1. Анализ получения информации экологического мониторинга с помощи космических систем.
2. Формирование функциональных требования к космическому аппарату для экологического мониторинга окружающей среды, исходя из анализа задачи экологического мониторинга.
3. Разработка тактико-техническую заданию исходя из анализа существующих конструктивных структур космических аппаратов ДЗЗ
4. Разработка логику и технологию проектирование и расчет статических данных бортовых оборудований.
5. Разработка компоновки КА

Объект и предмет исследования. Предметом исследования является конструктивная структура КА ДЗЗ

Методология и методика исследования. В основу методологии исследования положен системный анализ и системный выбор решений.

В основу метода исследования и решения поставленных задач использована логика автоматизированного проектирования.

Научная новизна результатов исследования.

1. Разработка Научно-техническую основу создания многофункциональных КА, чтоб сократит их количество выведение к околоземному космическому пространству.
2. Новая конструктивная структура КА экологического мониторинга.

Структура и содержание работы.

В первой главе пойдет речь об экологическом мониторинге и специфических требованиях к информации дистанционного зондирования. А так же об эффективности использования КА для экологического мониторинга окружающей среды.

Во второй главе описываются основные системы изучения природных ресурсов, оснащенные аппаратурой дистанционного зондирования, в частности программы LANDSAT, IRS, Envisat, Radarsat, NOAA. Так же описано технические требования и состав целевых оборудований КА.

В третьей главе разработана логика и технология проектирования КА, массовая сводка и функциональная зависимость бортовых систем, а так же их компоновка.

Основные результаты работы.

Основными результатами работы являются:

1. Конструктивный и функциональный анализ космических систем ДЗЗ.
2. Разработка логику и технологию проектирования многофункционального КА.
3. Компоновка бортовых систем.

Выводы и краткое описание предложений.

В целом в диссертационной работе изложены результаты анализа космических систем ДЗЗ, которые доказывает необходимости создание оптимальной конструктивной структуры КА для выполнения разнохарактерных задач экологического мониторинга. А так же предложены логика автоматизированного проектирования и варианты компоновки бортовых систем КА.

Научный руководитель

Магистрант

Глава I. Задача и структура экологического мониторинга

1.1 Задачи экологического мониторинга окружающей среды и пути их решения

Под экологическим мониторингом окружающей среды понимают комплексную систему наблюдений, оценки и прогноза состояния окружающей среды. Это понятие означает регулярные наблюдения природных сред, ресурсов, растительного и животного мира, выполняемые по единообразной программе. Такой подход позволяет выявить изменения их состояния, как в ходе естественных процессов, так и под влиянием деятельности человека.

Основная цель экологического мониторинга заключается в создании информационной системы, позволяющей получать достоверные сведения о состоянии окружающей среды и ее изменениях в физических и биотических компонентах под действием естественных и антропогенных факторов.

Системы экологического мониторинга призваны решать следующие задачи:

- сбор первичной информации, ее накопление, систематизация, анализ и формирование банка данных;
- обработка и представление данных в виде различных таблиц, графиков, карт;
- усовершенствование и разработка методов получения исходной информации, оценка текущего состояния окружающей среды и прогноза;
- анализ причин наблюдаемых и вероятных изменений состояния;
- оперативное обеспечение необходимой информацией всех заинтересованных лиц. При этом оценка текущего состояния среды является основой для принятия оперативных решений в области природопользования, а прогноз
- для принятия долговременных решений.

Организация экологического мониторинга базируется на трех основных принципах: комплексности, систематичности и

унифицированности. На основе этих принципов процесс построения системы экологического мониторинга должен включать следующие основные составляющие:

- выбор объектов мониторинга и контролируемых параметров;
- создание сети пунктов наблюдений;
- сбор, обработка и накопление информации;
- обработка полученной информации, анализ и оценка экологической обстановки;
- использование информации и результатов для принятия решений о действиях по улучшению экологической ситуации.

Структура системы экологического мониторинга состоит из четырех основных блоков: базы данных, аналитического блока, информационного блока и блока управления экологической ситуацией. Информационная система экологического мониторинга является составной частью системы управления состоянием окружающей среды, поскольку информация о существующем состоянии окружающей среды и тенденциях его изменения являются основой разработки природоохранной политики и планирования социально-экономического развития территорий.

2.1 Космическая подсистема получения информации

Современный этап развития космических средств экологического мониторинга характеризуется продолжающимся ростом числа и многообразия космических аппаратов ДЗЗ, выводимых на низкие околокруговые и геостационарные орбиты. Задачи оперативного спутникового контроля природных ресурсов, исследования динамики протекания природных процессов и явлений, анализа причин, прогнозирования возможных последствий и выбора способов предупреждения чрезвычайных ситуаций являются на современном этапе неотъемлемым атрибутом методологии сбора информации о состоянии интересующей территории, необходимой для принятия правильных и

своевременных управленческих решений. Особая роль отводится спутниковой информации в геоинформационных системах (ГИС), где результата дистанционного зондирования поверхности Земли из космоса являются регулярно обновляемым источником данных, необходимых для формирования природоресурсных кадастров и других приложений, охватывая весьма широкий спектр масштабов. При этом информация ДЗЗ позволяет оперативно оценивать достоверность и, в случае необходимости, проводить обновление использующихся графических слоев, а также может быть использована в качестве растровой «подложки» в целом ряде ГИС-приложений, без которых сегодня уже немыслима современная хозяйственная деятельность.

При решении задач инвентаризация сельскохозяйственных угодий преимущественно используются следующие спектральные диапазоны: панхроматический, 0.56, 0.6, 0.64, 0.68, 0.4-1.1, 1.55-1.7, 10-12мкм.

Требуемая периодичность съемки составляет 7-15 дней. В зависимости от периодов роста основное внимание уделяется:

- оценке всхожести, развития и урожайности посадок;
- анализу циклов вегетации в различные времена года;
- созданию моделей, необходимых для планирования сельскохозяйственной деятельности.

Для разделения естественных растительных сообществ используются диапазоны: 0.478-0.508, 0.492-0.536, 0.514-0.558, 0.566-0.638, 0.604-0.7, 0.725-0.920мкм.

Предотвращение сельскохозяйственных катастроф.
Сельскохозяйственные катастрофы могут быть разделены на два класса: естественные (заморозки, засухи, насекомые, дефляция) и антропогеннопроизводные (загрязнения, пестициды). Оценка последствий катастроф в области сельского хозяйства.

Заблаговременное определение областей вымерзания озимых посевов, толщина снежного покрова в которых недостаточна, и оценка возможных

последствий таких вымораживаний осуществляется с использованием спутниковой информации о характеристиках снежного покрова и температуре подстилающей поверхности. Кроме того, температурная информация может использоваться при планировании посевных. Измерение параметров снежного покрова позволяет прогнозировать начало таяния снега и определять интенсивность эрозии.

Отметим, что влажность почвы определяется такими факторами, как интенсивность испарения влаги растениями (эвапотранспирация), поверхностное испарение, просачивание и впитывание влаги поверхностным слоем. Контроль влажности почв предпочтительно осуществляется в видимом и ближнем ИК диапазонах. Применение активных радиолокационных средств сопряжено со сложностями, возникающими при анализе сигналов, отраженных от земной поверхности. Собственное микроволновое излучение является слабым и для получения достаточного отношения сигнал/шум в данном случае необходимо снижать пространственное разрешение пассивных радиометров. Данное обстоятельство приводит к сложностям интерпретации сигналов, полученных при одновременном приеме собственных излучений почв различных типов. Применение РЛС с синтезированной апертурой для изучения влажности почвы возможно при отсутствии поверхностной растительности. Кроме того, при использовании как активных, так и пассивных радиолокационных средств получаемые результаты, как правило, характеризуют влажность поверхностного слоя почвы толщиной не более 4-6см.

Климатология. Наиболее приоритетными задачами климатологии являются:

- контроль содержания газов, вызывающих «парниковый» эффект (N_2O , CH_4 , CO_2), образование смога и кислотных отложений (NO_x), измерение концентрации в атмосфере хлорофторуглеродов CFC11 и CFC12, а также хлорофторметанов CFM, вызывающих разрушение стратосферного озонового слоя;

- контроль общего радиационного баланса Земли: анализ общего количества излучаемого тепла, отраженного солнечного излучения, падающего солнечного ультрафиолетового (УФ) излучения, отраженного УФ-излучения, измерение температуры поверхности Земли (основная часть измерений проводится в ближней ИК области спектра);
- мониторинг содержания озона O_3 в тропосфере и стратосфере. Далее приведен перечень основных задач в области климатологии и контроля глобальных атмосферных изменений.

Контроль содержания атмосферного озона. Озон присутствует во многих атмосферных слоях. Стратосферный озон ослабляет губительное для Земли жесткое ультрафиолетовое солнечное излучение, чем объясняется опасность образования так называемых «озоновых дыр» над планетой. В то же время, увеличение тропосферного озона приводит к усилению «парникового» эффекта, а также оказывает на атмосферу определенное загрязняющее воздействие. Уровень содержания озона характеризуется сезонными колебаниями и для изучения, моделирования и прогнозирования динамики развития озонового слоя используется спутниковая аппаратура ДЗЗ.

Исследование радиационного баланса Земли. Основной целью изучения радиационного баланса Земли является измерение количества энергии, излучаемой и отражаемой планетой. Эта информация необходима для изучения механизма преобразования энергии атмосферой, поверхностью суши и океаном, в результате которого поддерживается необходимое энергетическое равновесие. В свою очередь, результаты изучения радиационного баланса используются для моделирования и прогнозирования глобального климата. Кроме того, на региональном уровне эта информация позволяет учитывать происходящие климатические изменения при решении, например, сельскохозяйственных проблем, в задачах землепользования и т.д.

Изучение радиационного баланса основывается на трех основных способах измерений: контроль баланса коротковолнового и длинноволнового

излучений в верхних слоях атмосферы; измерение коротковолнового излучения у поверхности Земли; а также измерение полного проходящего потока электромагнитного излучения в широкой полосе частот.

Обязательным этапом в изучении радиационного баланса Земли, а также важной задачей климатологических исследований является измерение альбедо. Объясняется это тем, что до 30% солнечной энергии, падающей на Землю, отражается облаками и земной поверхностью.

Контроль содержания аэрозолей в земной атмосфере. Аэрозоли непосредственно влияют на поглощение и передачу солнечного излучения и воздействуют, таким образом, на радиационный баланс Земли. Кроме того, частицы аэрозольного вещества, являясь ядрами конденсации, оказывают влияние на формирование облачного покрова Земли. Аэрозоли могут являться химически активными веществами и оказывать определенное воздействие на другие атмосферные образования, включая высотный озоновый слой.

Контроль загрязнения атмосферы. При использовании методов дистанционной индикации газов в интересах контроля загрязнения окружающей среды, информация дистанционного зондирования Земли из космоса позволяет решать следующие задачи.

– Определять общее содержание и распределение газов в атмосфере по вертикали, что позволяет установить:

- глобальный уровень загрязнения;
- региональное рассеяние загрязнителей и их циркуляцию;
- пространственное и временное изменение содержания загрязняющих веществ над городами, сельскохозяйственными угодьями и океаническими районами;
- механизм выпадений загрязняющих веществ;
- особенности протекания атмосферных химических процессов;
- особенности формирования транснациональных потоков загрязняющих веществ.

– Осуществлять картирование местоположения локальных источников загрязнения (целлюлозно-бумажных комбинатов, сталелитейных заводов, нефтеперерабатывающих предприятий, химических заводов, горнообогатительных комбинатов и т.д.).

– Осуществлять наблюдение за отдаленными районами захоронения токсичных веществ.

При составлении прогнозов распространения загрязняющих веществ в атмосфере широко используется информация, получаемая с использованием спутниковых средств контроля атмосферных.

Наблюдение за перемещением облаков. Наблюдение за перемещениями облаков преимущественно осуществляется с целью определения скорости и направления ветра.

Требования к информации дистанционного зондирования при этом следующие:

- шаг измерительной сетки 50/100 км (суша/море);
- точность определения направления ветра: $\pm 5^\circ$;
- точность определения скорости ветра: $\pm 5\%$ или ± 1 м/с;
- точность определения высоты облаков: ± 150 м;
- периодичность съемки: 12ч.

Измерение температуры и топографирование поверхности моря. Топографирование поверхности океана необходимо при изучении глобального климата Земли. Объясняется это тем, что получаемая информация позволяет изучать океанские течения, направленные из тропических широт к полюсам и приводящие к смягчению климата Земли.

Наблюдение облачного покрова. Влияние облаков на энергетические атмосферные процессы является ключевой проблемой климатологии: нижние облачные слои эффективно отражают коротковолновое солнечное излучение, а высокие слои перистых облаков задерживают длинноволновое излучение Земли, что приводит к возникновению «парникового» эффекта. В ходе наблюдения за облачностью осуществляется выявление перистых,

высококучевых, слоисто-кучевых, кучевых и кучево-дождевых облаков; исследуется структура облачных систем средних размеров: полосная, ячеистая и спиралевидная; а также изучаются элементы облачных систем крупных размеров: фронтальной облачности, облачных спиралей, циклонов, облачности струйных течений.

Определение типов облаков, сплоченности облачного покрова и температуры вершук облаков осуществляется с использованием аппаратуры и космических аппаратов дистанционного зондирования. В большинстве случаев требуемое пространственное разрешение составляет 1 км (глобальный анализ) и 150 м (локальный анализ), а необходимая точность измерения температуры — ± 1 К (для $T > 230$ К) и ± 0.5 К (для $T > 273$ К).

Получение стереоскопических изображений облаков необходимо при решении задач, связанных с предсказанием погоды в региональном и локальном масштабах, изучении воздушного движения, в интересах климатологии облаков, при исследовании влияния облаков на радиационный баланс Земли. При этом к космической аппаратуре ДЗЗ предъявляются следующие требования: пространственное разрешение 150 м (локальная съемка), 3 км (глобальная); точность определения высоты ± 150 м; периодичность съемки 12 ч.

При изучении характеристик облачных частиц определяются спектр распределения по размерам, а также фазовое состояние (жидкое или кристаллическое) облачных частиц.

Полученная информация является существенной при определении оптических характеристик и альбедо облаков, необходимых в климатологических приложениях. В сочетании с данными о температуре вершук, объемные изображения облаков используются в задачах грозового предупреждения, преимущественно, при составлении краткосрочных прогнозов.

Измерение вертикального профиля температуры. Информация, получаемая с использованием приборов изучения атмосферных

температурных полей, необходима при построении численных моделей погоды, контроля многолетних глобальных температурных изменений, при изучении взаимосвязи климата с параметрами атмосферы, уточнении численных моделей атмосферы. Кроме того, эта информация может быть использована для определения структуры высотных ветров (геострофических ветров), которая, в свою очередь, является основой штормопредупреждения и прогнозирования опасных приповерхностных ветров.

Наблюдение осадков. Осадкообразование является одним из наиболее существенных механизмов перераспределения солнечной энергии по планете. Наблюдение за осадками необходимо при решении геофизических задач различного уровня: от предсказания локальных засух или наводнений, до формирования глобальных прогнозов изменения климата планеты. Особое внимание при этом уделяется тропическим ливням, что обусловлено их большим удельным весом в общем процессе осадкообразования: до двух третей от общего количества осадков планеты приходится на тропические дожди. Кроме того, процессы осадкообразования существенным образом зависят от величины альбедо, для определения которого необходимо изучение состояния растительного покрова и влажности поверхности Земли.

Измерение концентрации в атмосфере малых газовых компонентов. Такого рода газы могут быть разделены на три категории: газы, способствующие возникновению «парникового» эффекта и изменению климата; химически агрессивные газы, оказывающие воздействие на окружающую среду, включая биосферу; и, наконец, газы и радикалы, влияющие как на климат, так и на окружающую среду путем воздействия на оборот атмосферного озона.

Поиск полезных ископаемых и энергоносителей. Среди природных источников энергии принято выделять ископаемые энергоносители и источники «свободной» энергии.

Получение информации дистанционного зондирования, необходимой для использования энергии ветра. В тропической и субтропической зонах

изображения, получаемые геостационарными метеорологическими ИСЗ, используются для восстановления структуры тропосферных ветров по перемещениям облаков. За пределами тропической климатической зоны геострофическая ветровая компонента восстанавливается на основе данных о температурных полях. Получаемые данные о ветрах используются также в качестве исходных данных в численных моделях предсказания погоды, для исследования процессов глобального изменения климата. Точная и своевременная информация о структуре и характеристиках атмосферных ветров необходима при планировании авиационных полетов и прогнозировании распространения загрязняющих веществ в атмосфере.

Геологоразведочные задачи обзорного масштаба (масштаб более 1:1000000, разрешение на местности хуже 100м):

- выявление трансконтинентальных линеаментов, разрывных нарушений, планетарной трещиноватости; выделение структурно-формационных зон и крупнейших овально-кольцевых структур, тектоническое и неотектоническое районирование платформенных и складчатых территорий;

- выявление трансрегиональных и региональных линеаментов, разрывных нарушений, систем трещиноватости; картирование структурно-вещественных комплексов, крупных блоков и овально-кольцевых структур; обзорное тектоническое, неотектоническое и нефтегазогеологическое районирование.

Геологоразведочные задачи регионального масштаба (масштаб менее 1:1000000, разрешение на местности менее 100м):

- выявление региональных линеаментов, разрывных нарушений, трещиноватости; картирование неоген-четвертичных отложений, структурно-литологических толщ; изучение региональных складчатых структур; выделение зон новейшей активизации, разломов и др.;

- дешифрирование структурно-тектонических элементов: разломов, элементов складчатости, участков разной степени новейшей активизации, овально-кольцевых структур, элементов залегания трещиноватости и др.;

- дешифрирование участков локальных структур, активных в новейшее время, мелких разрывов, трещиноватости;
- выделение возрастных и генетических типов новейших отложений, элементов геоморфологии, тектоники локального класса: разрывы, элементы локальных структур, сбросы, грабены, крылья, надсводовые мульды соленых куполов; литологических маркирующих горизонтов: песчаники, фосфориты, мергели и др.

Для изучения тектонических пластов, выявления областей геологической активности (например, вдоль линейных разломов, в вулканоопасных зонах) используется информация дистанционного зондирования, полученная при определении температуры земной поверхности, в сочетании со спутниковыми данными об альбедо.

Землепользование. Решение задач землепользования в глобальном масштабе направлено на выявление тенденций развития ландшафтов и выделение изменений земной поверхности, имеющих естественный и антропогенный характер.

Топографическое картирование осуществляется с целью обеспечения исследовательских и прикладных программ по изучению глобальных изменений окружающей среды топографической информацией и информацией о характере поверхности Земли. При этом разделяются следующие типы поверхности: растительность, открытая земля, снежный или ледовый покровы, постройки, инфраструктурные сооружения, сельскохозяйственные площади, водные массивы.

Для решения задач землепользования оптимальными спектральными диапазонами являются: панхроматический, 0.36, 0.6, 0.64, 0.68 мкм, разрешение на местности при этом должно составлять 30-100 м (масштаб 1:250000) или 20-30 м (масштаб 1:50000), а периодичность съемки - 4 раза за период вегетации. Кроме того, топографирование земной поверхности выполняется с использованием радиолокационных систем высокого разрешения.

Существующие космические средства дистанционного зондирования позволяет осуществлять крупномасштабное топографирование отдельных участков земной поверхности. Получаемая при этом информация используется, например, в интересах земельного планирования, для корректировки данных, получаемых с использованием других приборов ДЗЗ, определения каналов стока воды и вероятных областей затопления, для изучения процессов эрозии почвы. В прибрежной зоне топографическая информация необходима для выявления незначительных изменений крутизны береговых склонов и прогнозирования наводнений.

Наблюдение за ростом городов. Актуальным направлением применения космических средств ДЗЗ является получение информации, которая может быть использована для стратегического планирования развития городов и предотвращения экологических и социальноэкономических катастроф.

При планировке городов используются следующие спектральные диапазоны: 0.4-1.1, 10-12мкм и микроволновый, необходимое разрешение на местности составляет 10м, периодичность съемки – один раз в 12 месяцев, масштаб съемки 1:25000. При планировке районов оптимальными являются те же спектральные диапазоны, разрешение 10-30м, периодичность 3-6 месяцев, масштаб 1:50000. Для изучения процессов повышения средней температуры поверхности в городских районах используется информация, полученная с использованием космических средств измерения температуры поверхности Земли.

Наблюдение за пастбищами, распределением и миграциями диких животных. Получение информации такого рода осуществляется в основном в видимом диапазоне спектра с высоким пространственным разрешением. Информация предоставляется в экологические и экономические организации.

Изучение механизма участия океана в процессе глобального теплообмена. Поглощение океаном тепла из атмосферы во многом предотвращает опасность «глобального потепления». Для детального

изучения процессов теплового взаимодействия атмосферы и океана необходимо измерение температуры морской поверхности, наблюдение за штормами и осадками.

Необходимо отметить, что теплообмен на границе атмосферы и океана является одним из основных факторов, определяющим особенности протекания процессов энергетического баланса, атмосферных и океанских циркуляции и, в конечном счете, – формирования погоды и климата планеты. Выявленные отклонения температуры поверхности океана свидетельствуют о происходящих изменениях окружающей среды, связанных с подъемом уровня мирового океана и обезвоживанием. Необходимо отметить, что во многих случаях получение требуемой температурной информации возможно только с использованием космических средств, в то время как альтернативные средства геофизического мониторинга не обеспечивают получение необходимой информации с достаточным качеством и оперативностью.

Результаты измерения высоты и спектра морских волн с использованием спутниковой аппаратуры ДЗЗ используются для уточнения условий формирования штормов и ураганов, необходимых при изучении процессов теплообмена.

Изучение океанских ресурсов. Изучение океанских ресурсов заключается в поиске рыбы и других пищевых ресурсов, а также полезных ископаемых (нефти, газа и т.п.). При поиске косяков рыбы наиболее часто используются оперативные результаты измерения цвета поверхности океана. Кроме того, при решении различного рода задач, связанных с добычей природных ресурсов в открытом море и прокладкой трубопроводов по морскому дну, широко используются результаты топографирования поверхности океана.

Совместное использование данных о высоте и спектре морских волн, температуре морской поверхности и скорости ветра позволяет получать достаточно точные прогнозы поведения океанских волн, что особенно важно

при прокладке оптимальных морских маршрутов, установке морских бурильных установок, проектировании береговых защитных сооружений.

Выявление источников загрязнения океана. Основными причинами загрязнения океана и прибрежных зон являются:

- органические отходы, содержащиеся в местных сточных водах и промышленных отходах растительного и животного происхождения, приводящие к снижению содержания кислорода в воде;
- растительные питательные вещества, способствующие вредному росту морских водорослей;
- синтетические и органические химикаты;
- осадки;
- радиоактивные выбросы;
- перегрев воды, используемой для охлаждения промышленных объектов.

Дистанционное определение качества воды и выявление загрязнений по местам скопления водорослей может осуществляться путем анализа цвета поверхности океана. Прогнозирование распространения загрязняющих веществ в океане основывается на использовании информации ДЗЗ о структуре океанских течений. Для этого преимущественно используются спутниковые высотометры, обеспечивающие анализ геострофической составляющей течений.

Немаловажную роль в контроле за распространением загрязняющих веществ в океане отводится информации о приповерхностных океанских ветрах. Характеристики океанских ветров, измеренные средствами дистанционного зондирования, используются также в качестве исходных данных в численных моделях прогноза погоды, при изучении климата, составлении краткосрочных прогнозов, предсказании циклонов и ураганов, в задачах кораблевождения. Как и в случае измерения температуры поверхности моря, космические аппараты ДЗЗ на настоящий момент

являются единственным средством получения достаточно полной и точной информации о приповерхностных океанских ветрах.

Получение информации о прибрежных зонах океана имеет свои специфические особенности, обусловленные, прежде всего, относительной мелководностью наблюдаемых участков, влиянием береговой линии, наличием выносов пород впадающими реками и т.п. Анализ цвета поверхности океана в береговой зоне позволяет обнаруживать районы береговой абразии и вдольберегового переноса осадков.

Лесное хозяйство. Использование космической информации ДЗЗ для обеспечения нужд лесного хозяйства осуществляется по следующим основным направлениям: контроль обезлесивания, инвентаризация леса, выявление значительных повреждений лесных массивов, лесоводство, в частности – выявление вырубочной динамики.

Контроль за уничтожением лесов (обезлесиванием). Наблюдение лесов с использованием спутников дистанционного зондирования Земли является важным средством изучения и регулирования освоения лесных массивов.

Уничтожение лесов оказывает следующее воздействие на окружающую среду:

- нарушение углеродного цикла вследствие образования углекислого газа при лесных пожарах и снижение запасов углерода;
- нарушение водного режима территории на вырубках;
- чрезмерное сокращение биомассы, являющееся следствием бесконтрольного уничтожения лесов.

Особенно актуальной оказывается спутниковая информация о ливневых тропических лесах с большими площадями вырубок. При наблюдении ливневых лесов, значительную часть времени закрытых плотным облачным покровом, наиболее приемлемыми оказываются РСА, обеспечивающие всепогодное и не зависящее от времени суток наблюдение.

Инвентаризация лесного хозяйства осуществляется с целью определения качественных и количественных характеристик лесных массивов.

Оценка запасов лесоматериалов. Запасы лесоматериалов оцениваются путем определения средней высоты деревьев и распределения их плотности.

Измерение общей площади и количественная оценка биомассы. Измерение общей площади и плотности лесного покрова осуществляется с целью количественной оценки биомассы растительности и изменения концентрации углекислого газа.

Картографирование лесов. Картографирование лесов предполагает отслеживание динамики их развития и планирование использования лесных массивов.

Оценка ущерба, нанесенного лесным массивам. Оценка ущерба осуществляется с учетом причин, вызвавших соответствующие повреждения. В качестве основных причин называются: лесные пожары, энтомоповреждения, болезни леса, загрязнение воздуха, бури, а также кислотные дожди.

Лесоводство. К задачам лесоводства, при решении которых используется информация дистанционного зондирования, относятся:

- выявление бесконтрольных вырубок леса, вырубочной динамики;
- контроль поражения деревьев насекомыми и пестицидами;
- обнаружение и наблюдение лесных пожаров;
- контроль за посадками деревьев на месте поврежденных, приспеванием и старением лесов.

Контроль водных ресурсов. Контроль водных ресурсов предполагает наблюдение снежного и ледяного покровов, определение характеристик источников грунтовых вод, в том числе качества воды, а также мониторинг наводнений, способных привести к опасным последствиям.

Наблюдение снежного и ледяного покровов осуществляется с целью:

- контроля запасов пресной воды;

- уточнения модели взаимодействия ледяного покрова и атмосферы в рамках глобального энергетического баланса;
- наблюдения за перемещениями морских льдов;
- оценки протяженности и толщины снежных покровов, предупреждения весенних наводнений.

При этом требования к информации ДЗЗ, необходимой для контроля полярных льдов, морских льдов и снежного покрова, различаются. Так, топографирование ледовых поверхностей в полярной климатической зоне осуществляется с целью выявления изменений климата и прогнозирования глобального потепления. Спутниковые средства ДЗЗ позволяют получать не только рельеф ледников, но и восстанавливать очертания и определять размеры айсбергов, отделившихся от ледовых поверхностей.

Изучение отдельных льдин. При решении этой задачи осуществляется мониторинг отдельных ледяных глыб, включая айсберги. Для изучаемых глыб определяется толщина, выявляется наличие деформаций и изменений границ ледников.

Космические средства дистанционного зондирования позволяют получать информацию о ледовом покрове, разломах морских льдов, а также о толщине льда, причем эта информация по техническим или экономическим соображениям не может быть получена другими средствами. Спутниковые данные ДЗЗ о состоянии ледового покрова поступают в масштабе времени, близком к реальному, и используются при прокладке оптимальных курсов кораблей, обслуживании морских бурильных установок, в работе морских страховых компаний, а также в ряде других случаев. При изучении морских льдов специфическими являются задачи.

Измерение отражающей способности льда. Снежный покров играет важную роль в водообороте, информация о протяженности и глубине заснеженных областей необходима при решении ряда гидрологических и сельскохозяйственных задач.

Классификация снежного покрова. Разделение сухого и мокрого, толстого и тонкого, замерзшего и тающего снега.

Определение характеристик снежного покрова. К основным характеристикам снежного покрова относятся: влажность, температура, глубина и альbedo. Изменения альbedo поверхности, выявленные с использованием аппаратуры зондирования снежного покрова, учитываются при изучении радиационного баланса и глобального климатообразования планеты. Кроме того, полученные характеристики снежного покрова используются в качестве граничных условий в численных моделях прогноза погоды.

Мониторинг чрезвычайных ситуаций. Многие перечисленные задачи можно отнести также к задачам обнаружения и контроля чрезвычайных ситуаций. Космические системы ДЗЗ обладают преимуществами перед другими системами получения информации для оценки обстановки в тех случаях, когда зона чрезвычайной ситуации охватывает территории большой площади или по различным причинам другими способами этого сделать нельзя. В таких случаях основными преимуществами космических систем являются: оперативность, меньшая зависимость от метеоусловий, захват в полосе обзора больших территорий.

3.1 Пути использования и эффективность космических технологий в экологическом мониторинге.

Наблюдение Земли из космоса началось в 1960-е гг. с американских и советских метеорологических спутников серии "Tiros", "ESSA", "Nimbus", "ITOS", "Метеор". За последующие десятилетия информационные возможности и целевое применение космических аппаратов ДЗЗ значительно расширились. На смену метеорологическим ИСЗ пришли спутниковые системы, предназначенные для мониторинга окружающей среды и исследования динамики планетарных процессов, совместно с системами изучения природных ресурсов Земли, такими как "Landsat" (США,

запускаются с 1972 г.), "SPOT" (Франция, запускаются с 1986 г.) и "Ресурс" (РФ, запускаются с 1988 г.), и миссиями исследовательских космических аппаратов.

Ведущую роль здесь играют США. Находящаяся под эгидой NOAA (National Oceanic Atmospheric Administration – Национальное управление по океанам и атмосфере) спутниковая метеорологическая система на полярных орбитах "NOAA" (запускаются с 1970 г.) и геостационарные "GOES" (запускаются с 1975 г.), а также принадлежащая министерству обороны США спутниковая система DMSP (Defense Meteorological Satellite Project – Оборонный проект спутниковой метеорологии; запускаются с 1966 г.) – единственные в мировой практике эксплуатационные системы мониторинга окружающей среды.

Применение на американских спутниках метеоразведки "DMSP" микроволновых радиометров в качестве всепогодных измерителей геофизических параметров океана и атмосферы позволило с 1991 г. реализовывать круглосуточное всепогодное обеспечение стандартной информацией о гидрометеорологических параметрах стран – членов WMO (Всемирная метеорологическая организация). Для национальной безопасности американское правительство в середине 1990-х гг. приняло решение о создании Национальной спутниковой системы мониторинга окружающей среды с полярной орбиты NPOESS (National Polar-Orbiting Operational Environment Satellite System). Она создается путем объединения военной (DMSP) и гражданской (NOAA) спутниковых систем и включает эксплуатируемые в настоящее время КА "DMSP" и "NOAA", а также разрабатываемые совместно с европейской метеорологической организацией Eumetsat ИСЗ "Metop". В работе NPOESS задействованы исследовательские спутники: "Wind" (запущен 1 ноября 1994 г.), "Coriolis" (запущен 6 января 2003 г.; Земля и Вселенная, 2004, № 1), а также по программе EOS – "Terra" (запущен 18 декабря 1999 г.; Земля и Вселенная, 2000, № 6) и "Aqua" (запущен 4 мая 2002 г.; Земля и Вселенная, 2003, № 6). В США исследование

глобальных процессов с учетом их взаимодействия и влияния на состояние окружающей среды осуществляется в рамках национальной программы USGCRP (United States Global Change Research Programme – Программа изучения глобальных изменений), а также под эгидой Межправительственного комитета по климатическим изменениям IPCC (Intergovernmental Panel on Climatic Change).

Программа EOS (Earth Observing System — Система наблюдения Земли) предназначена для реализации опубликованного в 2001 г. стратегического плана NASA по исследованию планеты с помощью серии ИСЗ определенной направленности. Она включена в проект МТРЕ (Mission to Planet Earth — Миссия к планете Земля), проводимый NASA с 1991 г. по программе "Исследование глобальных изменений на Земле". В рамках программы EOS предполагается в течение 15 лет всесторонне изучать планету как единую интегрированную систему с использованием общей информационной сети EOSDIS для приема, обработки, архивирования, распределения, моделирования и интерпретации спутниковых данных, а также для комплексного планирования работы и управления полетом ИСЗ данной серии. Каждый спутник выполняет одну из задач по изучению химического состава атмосферы, динамики и энергетики атмосферы, облачного покрова, водного и энергетического баланса, динамики, физико-химических и энергетических свойств океана, глобального биохимического цикла, биологических ресурсов, гравитационного поля, а также в области геодезии, геологии, картографии. Согласно программе EOS, группировке из первых спутников к 2015 г. предстоит решить следующие задачи:

- 10-летний прогноз климата;
- 15-20-месячный прогноз явления Эль-Ниньо;
- 12-месячный прогноз выпадения дождей в региональном масштабе;
- 60-дневный прогноз извержения вулканов;
- 10-14-суточный прогноз погоды;
- 5-дневный прогноз маршрутов ураганов с точностью 30 км;

1-5-летний экспериментальный прогноз землетрясений.

В других странах к числу наиболее значимых космических программ обзорного наблюдения Земли относят европейскую программу мониторинга и обеспечения безопасности Земли GMES, базирующуюся на КА "Envisat" (запущен 1 марта 2002 г.; Земля и Вселенная, 2003, № 6) и "Metop"; канадскую космическую программу с применением спутников "Radarsat" (запускаются с 1995 г.); японскую программу наблюдения Земли на базе ИСЗ "ADEOS" (запускаются с 1996 г.); индийскую систему дистанционного зондирования IRS (запуски с 1988 г.).

Выводы по главе I.

1. Решения вопросов экологического мониторинга окружающей среды требуют регулярные наблюдения природных сред, ресурсов, растительного и животного мира, выполняемые с помощи космических систем.
2. Самым востребованным оборудованием на сегодняшний день являются панхроматические и мультиспектральные камеры с разрешением меньше 1 и 4 метра соответственно и радары с синтезированной апертурой;
3. Современный этап развития космических средств экологического мониторинга характеризуется продолжающимся ростом числа и многообразия космических аппаратов ДЗЗ, выводимых на низкие околокруговые и геостационарные орбиты.

Глава II. Формирование общих требований к проектированию многофункционального космического аппарата

2.1 Анализ существующих конструктивных структур космических аппаратов ДЗЗ.

Система изучения природных ресурсов земли Landsat.

Орбитальный сегмент системы Landsat, согласно проекту, должен состоять из одного космического аппарата. Однако практически его образуют 1—2 ИСЗ, причем второй спутник обычно представляет собой аппарат с превысившим расчетный, 5-летний, срок активного существования или аппарат с пониженной работоспособностью. На борту космических аппаратов первого поколения устанавливались телевизионные камеры RBV и многоспектральное сканирующее устройство MSS.

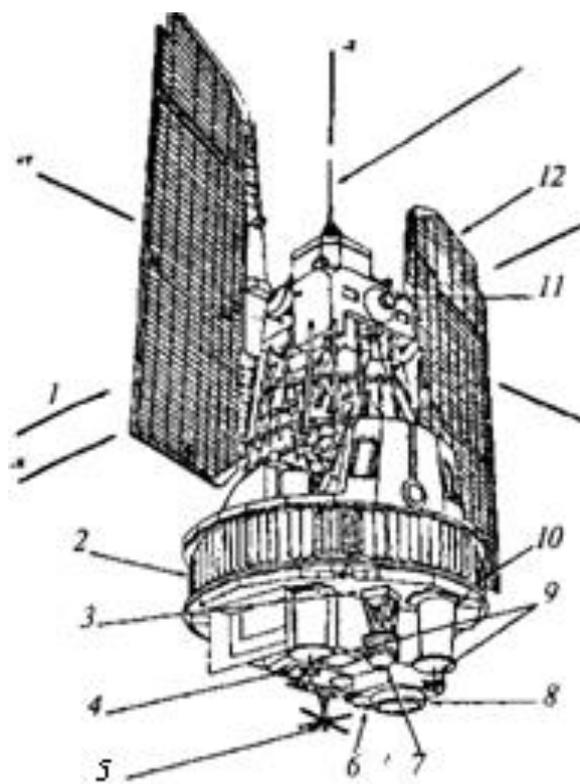


Рис.2.1.1. Космический аппарат типа Landsat-1,2,3:

- 1 – направление полета
- 2 – аппаратная платформа
- 3 – резервное запоминающее устройство
- 4 – камеры RBV
- 5 – антенна сбора данных с метеоплатформ
- 6 – датчик измерения параметров орбиты
- 7 – совмещенная антенна S-диапазона
- 8 – камера MSS
- 9 – широкополосные антенны
- 10 – радиомаяк (4)
- 11 – подсистема контроля параметров орбиты
- 12 – панель солнечной батареи

Космический аппарат Landsat-4 (рис.2.1.2) был запущен ракетой-носителем Delta-3920 и выведен на круговую орбиту высотой 705 км с наклоном 98.2° . Благодаря солнечно-синхронному типу орбиты, местное время пересечения экватора спутником в восходящем узле сохранялось

постоянным, равным 9ч 45мин. Пролет ИСЗ над одним и тем же районом обеспечивался каждые 16 суток (через 233 витка). Расстояние между точками пересечения экватора на двух последовательных витках составляло 2760км.

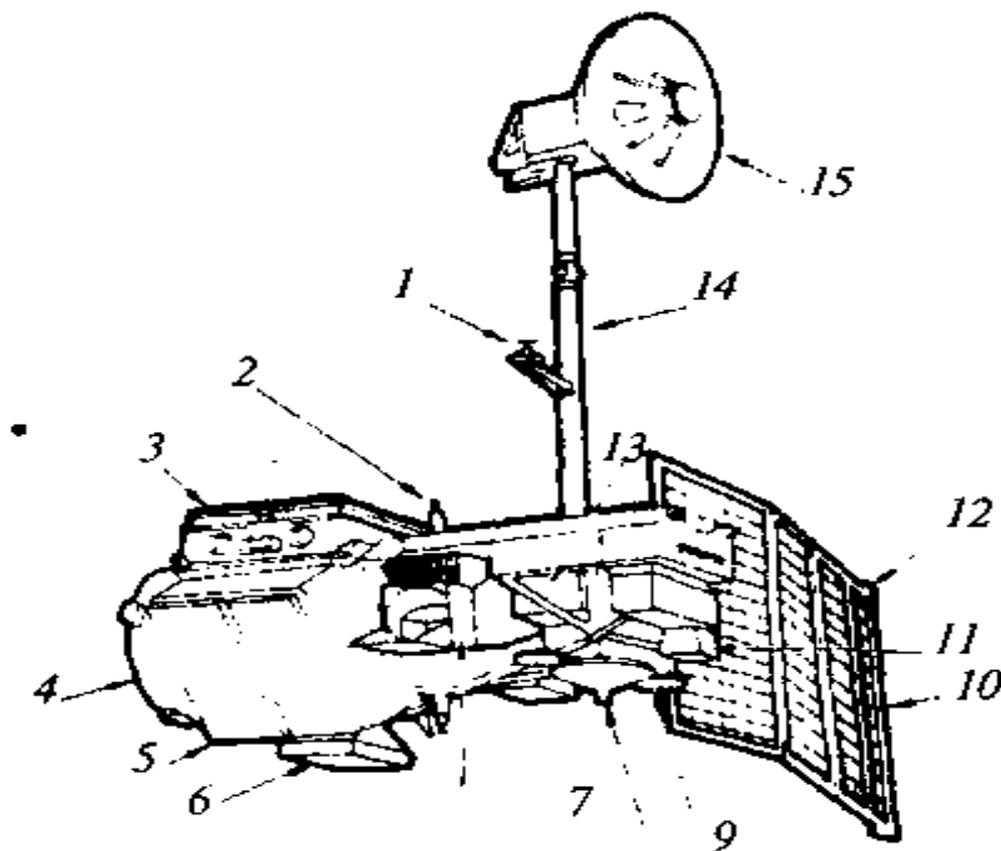


Рис.2.1.2. Космический аппарат типа Landsat-4,5:

- 1 – антенна приема сигналов навигационной системы GPS;
- 2 – ненаправленная передающая антенна; 3 – подсистема определения параметров орбиты; 4 – двигательная установка; 5 – подсистема энергоснабжения; 6 – подсистема управления и обработки сигналов;
- 7 – камера ТМ; 8 – антенна X-диапазона; 9 – антенна S-диапазона;
- 10 – панель солнечной батареи; 11 – камера MSS;

Основной особенностью этого космического аппарата Landsat второго поколения являлась замена телевизионной камеры RBV на спектрально-сканирующее устройство ТМ.

Запуск ИСЗ Landsat-5 был осуществлен ракетой-носителем Delta-3910. Орбита этого космического аппарата совпадает с орбитой ИСЗ Landsat-4. Коррекции орбиты, необходимые для поддержания требуемого местного

времени пересечения экватора на восходящем витке, осуществляются в среднем один раз в три года.

Космический аппарат Landsat-6 (рис.2.1.3) был выполнен на основе платформы метеорологического ИСЗ Tiros-N и имел стартовую массу 2720кг. Впервые на спутниках этой серии были предусмотрены бортовые магнитофоны (разработка фирмы Odetics), предназначенные для записи информации дистанционного зондирования при пролете ИСЗ над произвольным районом, с последующим ее воспроизведением для передачи в заданный пункт приема. Емкость каждого магнитофона составляла 75Гбит. При этом время непрерывной записи цифровой информации с максимальной скоростью 85Мбит/с достигало 15мин.

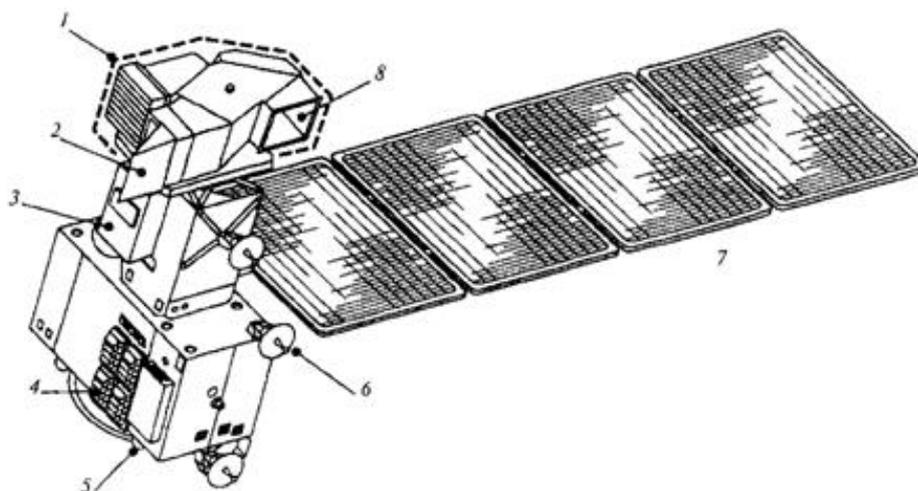


Рис.2.1.3. Космический аппарат Landsat-6:

1 – камера ЕТМ; 2 – экран системы охлаждения; 3 – электронное оборудование камеры ЕТМ; 4 – аккумуляторные батареи; 5 – двигатели коррекции орбиты (4); 6 – остронаправленные антенны наводимые на пункт приема информации (3); 7 – панель солнечной батареи; 8 – апертура камеры ЕТМ.

Космический аппарат был оснащен тремя узконаправленными антеннами X-диапазона (8082.5, 8212.5 и 8342.5МГц), наводимыми на пункт приема информации. При этом обеспечивалась одновременная передача

информации с магнитофонов, а также многоспектральной и панхроматической информации в реальном масштабе времени.

Мощность бортовой энергетической установки 1259Вт обеспечивалась солнечной батареей площадью 16.74м², состоящей из четырех панелей. Для энергообеспечения спутника в области тени были предусмотрены две никель-кадмиевые аккумуляторные батареи емкостью по 50А·ч. Спутник стабилизировался по трем осям с точностью 0.015°.

Подсистема передачи информации космического аппарата Landsat-6, работающая в X-диапазоне волн, обеспечивает одновременную передачу трех независимых информационных потоков со скоростью 85бит/с каждый. Подсистема передачи информации включает пять твердотельных передатчиков мощностью по 2Вт и три бортовых передающих антенны с высоким коэффициентом усиления. Три передатчика работают на «средней» частоте 8212.5МГц, один – на «высокой» частоте 8342.5МГц, а один – на «низкой» - 8082.5МГц.

Индийская система ДЗЗ IRS

Индийская система дистанционного зондирования IRS (Indian Remote Sensing satellite system) является первой национальной системой, специально предназначенной для изучения природных ресурсов Земли, и составной частью национальной системы управления природными ресурсами Индии NNRMS (National Natural Resources Management System).

В состав орбитального сегмента системы входят 1-2 оперативных космических аппарата на круговых солнечно-синхронных орбитах. Расчетный срок активного существования индийских спутников на орбите составляет 3 года.

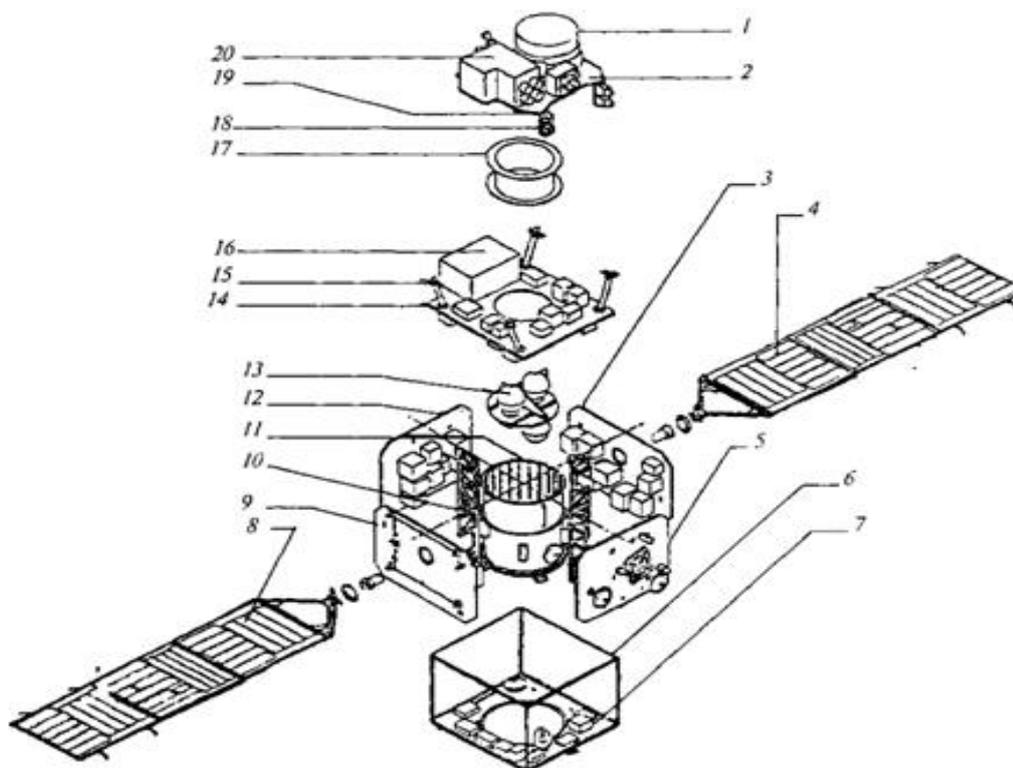


Рис.2.1.5. Космический аппарат IRS-1:

1 – панхроматическая камера PAN; 2 – аппаратура WiFS; 3 – панель для размещения электронного оборудования; 4 – панели солнечной батареи, расположенные на стенке корпуса, обращенной к Солнцу; 5 – панель для размещения электронного оборудования; 6 – корпус ИСЗ; 7 – нижнее основание корпуса; 8 – панели солнечной батареи, расположенные на теневой стенке; 9 – панель для размещения электронного оборудования; 10 – ферменные конструкции; 11 – несущий цилиндр; 12 – панель для размещения электронного оборудования; 13 - топливные баки; 14 - верхнее основание корпуса; 15 - двигатели орбитальной коррекции; 16 – аппаратура магнитной записи; 17 – цилиндр тепловой изоляции аппаратурной платформы от основной части корпуса ИСЗ; 18 – датчики Земли; 19 – аппаратурная платформа; 20 – камера LISS-3.

Спутники первого поколения (Irs-1A,1B,1C,1D,1E,P2,P3)

предназначены в основном для изучения земной поверхности, наблюдения прибрежных зон океана и почвенного слоя Земли, решения задач сельского и лесного хозяйства, землепользования, контроля за расходом водных ресурсов. Космические аппараты второго поколения (Irs-P4,P5,P6) будут обеспечивать картографирование земной поверхности, заблаговременное

предупреждение об опасных природных явлениях, решение задач сельского и лесного хозяйства, мониторинг окружающей среды и изучение природных ресурсов Земли.

Запуск ИСЗ Irs-1A осуществлен советской РН SL-3 «Восток» с полигона Тюратам. Спутник был выведен на околокруговую солнечно-синхронную орбиту высотой 867х913км с наклоном 99.03° и местным временем пересечения экватора в нисходящем узле орбиты 10ч 25мин, причем после двух лет эксплуатации местное время пересечения экватора изменилось до 10ч 10мин. Пролет над одним и тем же участком поверхности происходит каждые 22 дня (307 витков), расстояние по экватору между двумя последовательными витками равняется 2872км.

Масса ИСЗ в начале функционирования составляет 975кг. Космический аппарат имеет форму параллелепипеда с размерами 1.6х 1.56х 1.1м. Солнечные батареи с панелями общей площадью 8.58м^2 обеспечивают мощность энергетической установки 620Вт в конце активного срока существования. В области тени электроэнергия обеспечивается двумя никель-кадмиевыми батареями емкостью 40А·ч.

Стабилизация ИСЗ трехосная с точностью 0.5° по углу рыскания и 0.3° по углам тангажа и крена. Для определения дальности до ИСЗ используется когерентный ответчик S-диапазона, а для измерения радиальной скорости спутника – двухканальная доплеровская система. Расчетная точность определения параметров орбиты составляет 1км (реальная точность определения параметров орбиты ИСЗ Irs-1A не хуже 400м). Периодически, в среднем 1 раз за 45 суток, выполняются коррекции орбиты, благодаря которым отклонение трассы ИСЗ от определенной опорной точки на поверхности Земли не превышает 12км. В качестве целевой аппаратуры на спутнике установлены три оптико-электронные камеры на ПЗС: одна камера LISS-1 и две камеры LISS-2. Температура датчиков получения изображений поддерживается постоянной в диапазоне $15-20^\circ\text{C}$, аккумуляторных батарей $0-10^\circ\text{C}$, а остального радиоэлектронного оборудования $0-40^\circ\text{C}$.

ИСЗ Irs-1С выведен на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой 817км, с наклоном 98.69°. Пересечение экватора в нисходящем узле орбиты происходит в 10ч 30мин по местному времени, повторный пролет над одним и тем же районом для камеры LISS-3 осуществляется каждые 24 дня (341 виток), а для панхроматической и широкоугольной камер – каждые пять суток. На космическом аппарате устанавливаются многоспектральная (LISS-3) и панхроматическая оптико-электронные камеры, а также широкоугольная камера WiFS. По сравнению с запущенными ранее спутниками, ИСЗ Irs-1С позволяет получать изображения с более высоким пространственным и спектральным разрешением, обеспечивает запись изображений на борту (продолжительность записи информации ДЗЗ до 24мин) и более частый обзор заданного участка поверхности Земли.

Масса спутника в начале орбитального функционирования составляет 1350кг. Космический аппарат имеет размеры 1.6x1.56 x1.1м. Каждая из двух панелей солнечных батарей состоит из трех пластин 1.1x1.46м. Мощность бортовой энергетической установки в конце активного срока существования достигает 830Вт. В области тени энергию обеспечивают две никель-кадмиевые батареи мощностью 21А·ч. Стабилизация трехосная с точностью 0.2° по углу рыскания и 0.15° по углам тангажа и крена.

На первых ИСЗ серии Irs устанавливаются камеры типа LISS-1,2 (Linear Imaging Self-Scanning system) индийского производства. Камеры работают в четырех спектральных диапазонах, совместимых с диапазонами камер ТМ (Landsat) и HRV (Spot).

Камера LISS-1 содержит 4 линейки по 2048 элементов ПЗС со спектральными фильтрами. Общая масса устройства 38.5кг. Фокусное расстояние составляет 162.2мм, угол зрения 9.4°. При оцифровке изображений используется 128 уровней квантования (7 бит на пиксел изображения). Разрешение на поверхности Земли равняется 72.5м, ширина

полосы обзора 148.48км. Размер стандартной сцены камеры LISS-1 составляет 148.48x174км (2048x2400 пикселей).

Информация с камеры LISS-1 поступает в режиме непосредственной передачи в S-диапазоне со скоростью 5.2Мбит/с. Используется двухпозиционная фазовая манипуляция. Мощность бортового передатчика составляет 5Вт.

Информация с каждой камеры LISS-2 передается в X-диапазоне со скоростью 10.4Мбит/с. Скорость передачи уплотненного потока данных с двух камер составляет 20.8Мбит/с. Используется четырехпозиционная фазовая манипуляция. Мощность бортового передатчика составляет 20Вт.

Космический аппарат ДЗЗ Envisat-1

ИСЗ Envisat-1 (Рис.2.1.6) выведен на близкую к круговой солнечно-синхронную орбиту высотой 820км и наклоном 98.55°. Местное время пересечения экватора в восходящем узле орбиты около 10ч. Точность трехосной ориентации спутника составляет 0.1°, а точность измерения параметров ориентации — не хуже 0.03°. Хотя период повторного пролета спутника над заданным районом составляет 35 суток, большинство датчиков ИСЗ обеспечивает полное покрытие Земли за 1—2 суток. Съемка высокоширотных районов будет осуществляться еще чаще.

Envisat-1 состоит из двух основных модулей: служебного и полезной нагрузки, и имеет следующие характеристики:

- размеры служебного модуля: 2.6x7.5x2.1м;
- размеры модуля полезной нагрузки: 6.4x2.75x1.6м;
- площадь для монтажа полезной нагрузки (4 секции): 34м²;
- масса полезной нагрузки, включая соединительные элементы: 2000кг;
- мощность солнечных батарей: 6.5кВт (33.1В);
- средняя/пиковая мощность, потребляемая полезной нагрузкой: 1.9/ 3.0кВт;
- передача информации полезной нагрузки (2 канала Ka-диапазона): 50-100Мбит/с;
- запас гидразина: 300кг;

- расчетный срок активного функционирования спутника: 4 года.

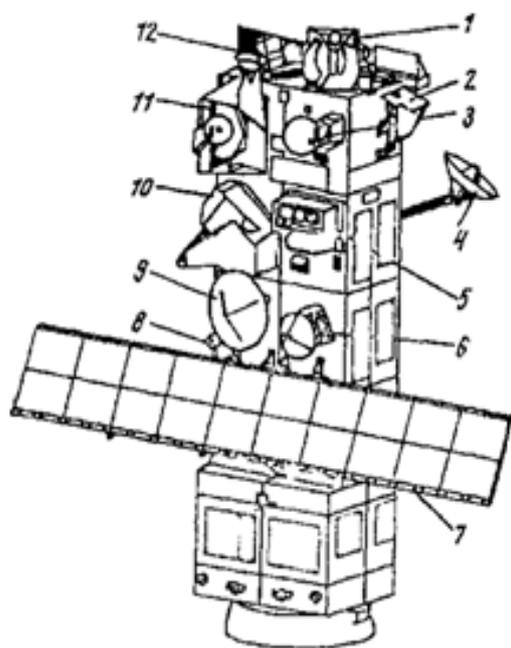


Рис.2.1.6. Космический аппарат Envisat-1:
 1 – усовершенствованный радиометр ААТСR; 2 – спектрометр SCIAMACHY для картографирования атмосферы; 3 – микроволновый радиометр MWR; 4 – антенна Ka-диапазона; 5 – сканер ScaRab; 6 – антенна X-диапазона; 7 – антенна радиолокатора с синтезированной апертурой ASAR; 8 – лазерный отражатель LLR системы точного определения параметров орбиты; 9 – антенна радиолокационного высотометра RA-2; 10 – прибор GOMOS глобального мониторинга озонового слоя; 11 – спектрометр MERIS; 12 – интерферометр Михельсона MIPAS.

Канадская система разведки природных ресурсов земли Radarsat

Космические аппараты серии Radarsat (Radar Satellite) предназначены для глобального всепогодного сбора информации о состоянии ледового покрова, океана, лесных массивов, для оценки урожая и изучения геологических образований.

Спутники серии Radarsat выводятся на солнечно-синхронную околокруговую орбиту высотой 743км с наклоном 98.6° и местным временем пересечения экватора около 6 и 18 час в нисходящем и восходящем узлах орбиты, соответственно. Период пролета над одним и тем же участком территории составляет 24 суток, при этом обеспечивается оптимальный режим стереоскопической съемки поверхности (наблюдение полярных областей осуществляется ежедневно, районов с широтой 49° - 70° – каждые 3 дня).

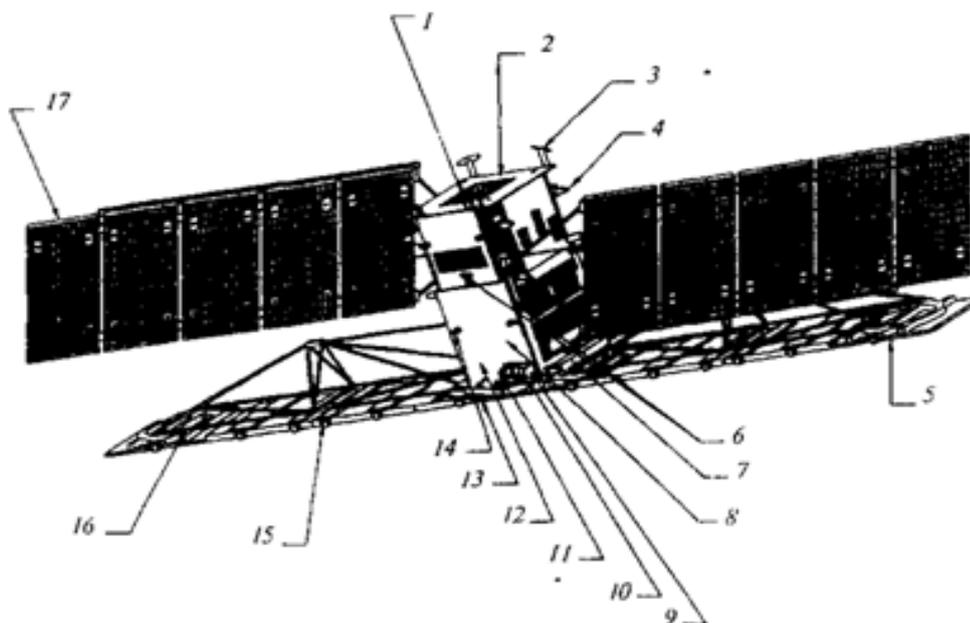


Рис.2.1.7. Космический аппарат Radarsat-1:

1 – панель охлаждения аккумуляторных батарей; 2 – несущая конструкция ИСЗ; 3 – антенна S-диапазона, направленная в зенит; 4 – узлы крепления антенны РСА; 5 – антенна РСА; 6 – двигатель орбитальной коррекции; 7 – блок разворачивания антенны РСА; 8 – теплоизоляционное покрытие; 9 – датчики системы ориентации, расположенные на теневой стороне ИСЗ; 10 – антенна S-диапазона, направленная в надир; 11 – датчик Земли; 12 – аппаратурная платформа; 13 - антенна X-диапазона; 14 – узлы крепления панели солнечной батареи; 15 – узлы крепления антенны РСА; 16 – несущая конструкция антенны РСА, разворачиваемая к космосу; 17 – панель солнечной батареи.

Масса ИСЗ Radarsat-1 (рис.2.1.7) составляет 2900кг, из которых 1258кг приходится на антенную решетку РЛС, 1575кг на полезную нагрузку и 67кг на гидразинное топливо. Размеры антенны РЛС 15.0x1.5м. Высота орбиты спутника поддерживается постоянной с точностью ± 10 км. КА имеет трехосную стабилизацию с точностью 0.1° по всем осям. Спаренные пятисекционные панели солнечных батарей обеспечивают мощность энергетической установки 2.5кВт в начале и 1.9кВт через три года после начала эксплуатации спутника при требуемой мощности 1.5кВт. В систему энергопитания входят также три никель-кадмиевые батареи емкостью 48А·ч.

Спутниковая метеорологическая система NOAA

Спутники четвертого поколения TIROS-N разрабатывались корпорацией RCA на основе платформы военного метеорологического ИСЗ Block-5D и выводились на солнечно-синхронные орбиты высотой 850x860км с наклоном 102° . Масса космических аппаратов была увеличена более, чем вдвое и составила 734кг (1421кг с дополнительным оборудованием,

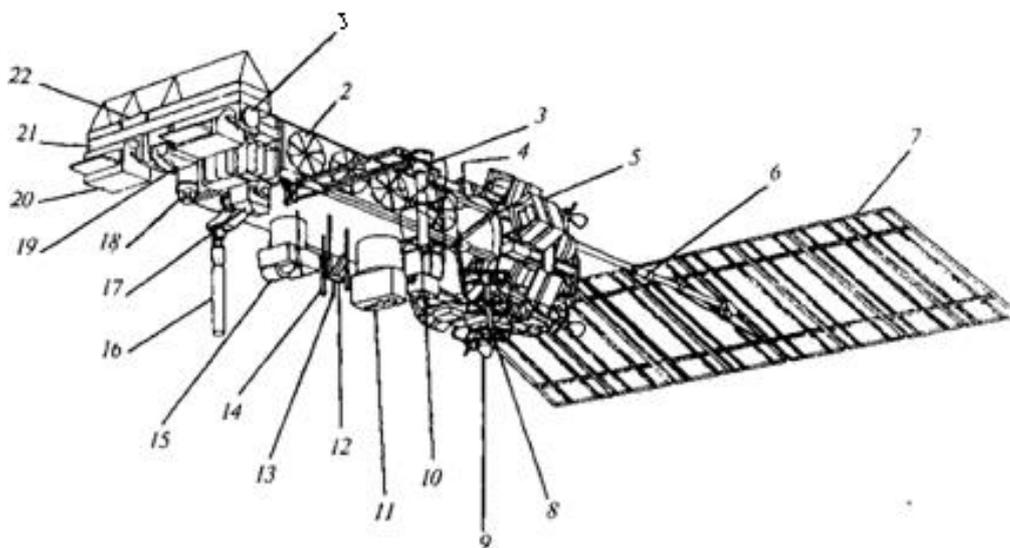


Рис.2.1.8. Космический аппарат NOAA серии ATN:

1 – радиометр AVHRR; 2 – створки системы термостабилизации (4);
3 – антенна аппаратуры поиска и спасения S&R; 4,13 – ненаправленная антенна S-диапазона; 5 - аккумуляторные батареи (6); 6 - двигатель привода солнечной батареи; 7 - панель солнечной батареи;
8 - передающая антенна УКВ-диапазона; 9 - блок реактивных двигателей (4); 10 - аппаратура SBUV-2; 11 - несканирующий радиометр ERBE; 12 - радиомаяк/антенна приема командно-программной информации; 14 - антенна S-диапазона; 15 - сканирующий радиометр ERBE; 16 - антенна системы сбора данных с метеоплатформ;
17 – устройство MSU; 18 - блок датчиков Земли; 19- устройство SSU;
20 - устройство HIR1S; 21 - платформа крепления приборов ДЗЗ;
22 - инерциальный датчик.

используемым при запуске ИСЗ), из которых под полезную нагрузку отводилось до 230кг. На спутнике размерами 1.88x3.71м устанавливалась панель солнечной батареи 2.37x4.91м, которая совместно с двумя аккумуляторными батареями емкостью 26.5А·ч каждая обеспечивали среднюю мощность системы энергоснабжения 420Вт после двух лет

эксплуатации ИСЗ. На борту космических аппаратов серии TIROS-N устанавливались комплекс аппаратуры вертикального зондирования TOVS (Tiros Operational Vertical Sounder) в составе приборов HIRS/2, SSU и MSU, усовершенствованный радиометр высокого разрешения AVHRR, монитор космической среды SEM и система сбора данных с платформ типа Argos.

2.2 Тактико-техническое задание

На основании анализа существующих космических систем дистанционного зондирования Земли была принята создание оптимальной конструктивной структуры спутников для экологического мониторинга с разработки ТТЗ, содержащего все нижеперечисленные требования.

2.2.1 Тактико-технические требования.

2.2.1.1 Состав изделий

- бортового комплекса управления;
- системы ориентации и стабилизации;
- системы коррекции;
- системы электропитания;
- системы терморегулирования;
- системы навигации и управления движением;
- конструкции и механических устройств.

Система ориентации и стабилизации предназначена для выполнения следующих задач:

- успокоения КА после отделения от РБ;
- начальной ориентации КА на Солнце и Землю;
- ориентации нормали к поверхности БС на Солнце в течение всего САС за исключением режимов подготовки и проведения коррекции;
- ориентации оси минус ОХ КА на заданную точку поверхности Земли;
- ориентации плоскости ХОУ в плоскости СОЗ;
- ориентации КА, необходимой для проведения коррекции орбиты;

- ориентацию БС на Солнце в режиме обеспечения живучести.

Система коррекции предназначена для формирования управляющих воздействий при ориентации, стабилизации и коррекции положения КА на орбите.

Система коррекции обеспечивает выполнение следующих функций:

- создание управляющих усилий для коррекции орбиты КА;
- создание управляющих моментов для ориентации и стабилизации КА.

Система электропитания предназначена для непрерывного обеспечения электроэнергией заданного номинала и качества бортовой аппаратуры КА на участке выведения, в начальных режимах ориентации, в течение всего срока штатной эксплуатации и при наземной подготовке.

Система терморегулирования и средства обеспечения теплового режима КА предназначены для поддержания в требуемых диапазонах температуры расположенных в приборных отсеках блоков служебной и бортовой аппаратуры, жидкого теплоносителя в охлаждающем контуре системы, а также для обеспечения теплового режима ряда приборов, устройств и элементов конструкции, расположенных вне приборного отсека КА, на всех этапах функционирования КА.

Система навигации и управления движением центра масс КА предназначена для определения и прогнозирования в реальном масштабе времени параметров движения КА, а также расчета баллистической информации в интересах смежных бортовых систем.

2.2.1.2 Требования к модулю полезной нагрузки

В состав МПН должны входить:

оптико-электронная камера со спектральным диапазоном съемки: от ультрафиолетового до теплового инфракрасного (0.3-14мкм);

радиолокационная система бокового обзора в микроволновом диапазоне (5-100ГГц);

радиолокационные высотомеры;

конструкции, включая кабельную сеть МПН.

2.2.2 Требования живучести и стойкости к внешним воздействиям

2.2.2.1 Конструктивные требования

Конструкция КА должна обеспечивать:

совместимость со средствами выведения;

сохранность требуемого взаимного расположения элементов бортовых систем на различных этапах эксплуатации;

возможность транспортирования КА в специальном контейнере

автомобильным и авиационным транспортом с завода-изготовителя на УНТК

в собранном и проверенном состоянии в соответствии с заданными требованиями;

технологичность сборки, разборки и испытаний КА;

возможность проведения заряда аккумуляторных батарей без разборки КА;

возможность замены вышедших из строя приборов и узлов КА с

минимальным объемом монтажных и регулировочных работ.

2.2.2.2 Единые нормы внешних воздействующих факторов

С учетом действия космических условий полета должна быть выполнена компоновка, чтобы все оборудование и элементы конструкции КА сохраняли работоспособность и функционировали в соответствии с заданными техническими требованиями.

Условия космического полета характеризуется чрезвычайно низким давлением окружающей среды $10^{-8} \dots 10^{-12}$ Па. Конструкционные материалы в условиях глубокого вакуума проявляют себя по-разному. Если точка кипения паров металла низкая, то он интенсивно испаряется в космических условиях. Если сплав состоит из материалов, у которых точки кипения паров сильно различаются, то происходит неравномерное испарение и ухудшение качества поверхности конструкции.

Длительное время в условиях глубокого вакуума могут работать неорганические материалы, состоящие из оксидов и других соединений

металлов. Стабильность поведения органических соединений определяется качеством исходного материала и способами производства.

Наличие трущихся и вращающихся относительно друг друга элементов конструкции приводит к необходимости их смазывания. Кроме того, при высоких удельных давлениях трущиеся пары металл – металл подвержены так называемой холодной сварке. Жидкие смазочные материалы, применяемые в машиностроении, не пригодны для использования в космосе, поскольку при низких температурах они теряют вязкость (или замерзают) и интенсивно испаряются в вакууме. Поэтому следует применять графитовые смазочные материалы или покрытия из металлов (золото, серебро, кобальт, никель и др.). Недостаток таких смазочных материалов в том, что при интенсивном трении они стираются. Трущиеся пары рекомендуем подбирать по принципу «неметаллический материал – металл», при этом будет гарантировано смазывание и исключена холодная сварка поверхностей.

В процессе полета большинство КА длительное время движется в условиях действия сверхмалых ускорений.

Например, к КА, находящемуся на околоземной орбите, приложены две основные внешние силы: сила тяжести и центробежная сила, которые уравнивают друг друга. Отсутствие ускорений приводит к возникновению эффекта невесомости, который необходимо учитывать при компоновке КА.

В невесомости тепловые и гидродинамические процессы протекают особым образом: нет конвективного теплообмена, в результате отсутствия других сил жидкость занимает в емкости положение, определяемое силами поверхностного натяжения и капиллярными силами сцепления между жидкостью и стенками сосудов, что может привести, например, к отливу жидкости от заборных устройств топливных баков. Для удержания жидкости в требуемом положении применяют различные конструктивные меры, препятствующие отливу жидкости от заборных устройств, или используют специальные двигатели ориентации топлива.

Космическая радиация вызывает повреждение наружной поверхности корпусов КА, образование пар Френеля, что повышает удельное сопротивление, снижает пластичность и вязкость материалов. Основной фактор повреждений органических материалов – ионизационные эффекты. У полимеров наблюдаются два процесса: сшивание – образование поперечных связей, приводящее к возрастанию модуля упругости и твердости, снижению пластичности, растворимости и набухаемости, и деструкция – разрыв межмолекулярных связей, уменьшающий среднюю молекулярную массу. Неорганические материалы занимают среднее положение между металлами и органическими материалами. Наименее стойки к радиации полупроводниковые материалы (элементы солнечных батарей) и стекла иллюминаторов. Для увеличения живучести солнечных батарей применяют специальные защитные покрытия.

Метеоритные тела движутся по эллиптическим орбитам вокруг Солнца, кроме того, Земля окружена пылевым облаком метеоритов, которые создают угрозу для КА, так как могут нарушить герметичность корпуса и повредить оборудование, размещенное на нем. Особую опасность представляют одиночные метеориты, траектории которых нельзя учесть при выборе траектории полета КА. Кроме метеоритных потоков, существенную опасность для КА представляет так называемый космический мусор, т. е. обломки ранее запущенных, отслуживших свой срок, не снятых с орбиты и разрушившихся КА.

При низких температурах конструкционные материалы изменяют свои механические характеристики: металлы и сплавы становятся хрупкими.

К механическим воздействиям относятся: линейные и угловые ускорения, действующие на КА, при динамических операциях; вибрации и ударные воздействия при различных режимах; Ударные воздействия при запуске и отсечке двигательных установок.

Перегрузки возникают при действии на КА ускорений на участке выведения КА, при торможении КА на участке спуска в атмосфере, при

маневрировании в космосе, коррекции орбиты и стабилизации. Перегрузки подразделяются на осевые и поперечные. Конструкцию и бортовое оборудование, устанавливаемое на КА, рассчитывают на определенную максимально допустимую перегрузку.

На КА действует различного рода вибрации, источником которых являются акустические шумы и местные пульсации сил аэродинамического сопротивления, а также атмосферная турбулентность на участках выведения и спуска, работа двигателей ракеты-носителя, работа двигателей КА при маневрировании и стабилизации, динамическое воздействие от функционирующих приборов бортового оборудования. При компоновке необходимо учитывать диапазоны значений резонансных частот солнечных батарей, антенн и других раскрывающихся элементов конструкций. Менее восприимчивы к вибрациям компактные конструкции малого удлинения с высокими резонансными частотами.

На работу электронно-усилительных блоков и приборов систем бортового оборудования КА существенное влияние оказывают электрические и магнитные помехи, возникающие при работе бортового оборудования и действии магнитных полей планеты, приводящие к увеличению погрешностей в работе, а иногда нарушающие функционирование оборудования. Устранить это влияние можно рациональной компоновкой, правильной прокладкой трасс коммуникаций, экранировкой кабельных трасс, включая разъемы, рациональной прокладкой шин питания, защитой от пульсации напряжения, а также применением специальных мер, защищающих электронные блоки от электротехнических помех.

2.2.3 Орбитальные параметры

КА будет выведен на солнечно-синхронную околокруговую орбиту высотой 824x829км с наклоном 98.7°. Местное время пересечения экватора в восходящем узле орбиты – 10ч 30мин, пролет над одним и тем же

районом на поверхности Земли – 26 суток (369 витков) для оптического сканера и 2-3 суток для радиолокационных систем.

2.3 Целевое оборудование космического аппарата

Исходя из анализа способов получения информации экологического мониторинга с помощи космических подсистем ДЗЗ и предъявляемым требованием к целевым оборудованим КА ДЗЗ для выполнения разнохарактерных задач экологического мониторинга окружающей среды, была выбрана ниже перечисленные целевые оборудование.

Радиометр (рис.1.3.1) имеет следующие характеристики:

- рабочие диапазоны: 0.42-0.50, 0.52-0.60, 0.61-0.69мкм (в видимом участке спектра); 0.76-0.89 мкм (в ближнем ИК диапазоне); 0.52-0.69мкм (при съемке в панхроматическом режиме);

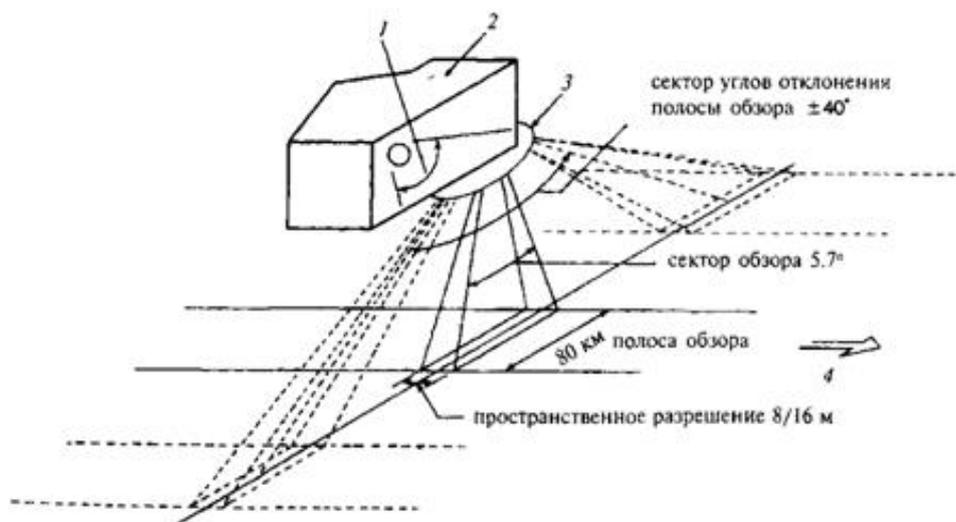


Рис.1.3.1. Принцип работы радиометр

1 – сектор углов калибровки по Солнцу, 2 - оптическая система, 3 – экран, 4 – направление полета ИСЗ.

- пространственное разрешение: 16м (при многоспектральной съемке), 8м (в панхроматическом режиме);
- ширина полосы обзора: 80км (сектор обзора 5.7°);

- ширина полосы просмотра: 1088км (направление съемки может отклоняться на 40° по обе стороны от трассы ИСЗ);
- скорость передачи информации: 60Мбит/с в многоспектральном и панхроматическом режимах;
- масса прибора: 250кг;
- потребляемая мощность: 230Вт.

Оптический сканер (рис.1.3.2) имеет следующие основные технические характеристики: рабочие диапазоны: 0.402-0.422, 0.433-0.453, 0.479-0.501, 0.511-0.529, 0.555-0.575, 0.660-0.680мкм (в видимом участке спектра); 0.745-0.785, 0.845-0.885мкм (в ближнем ИК диапазоне); 3.55-3.88мкм (в ИК диапазоне); 8.25-8.80, 10.3-11.4, 11.4-12.7мкм (в тепловом ИК диапазоне);

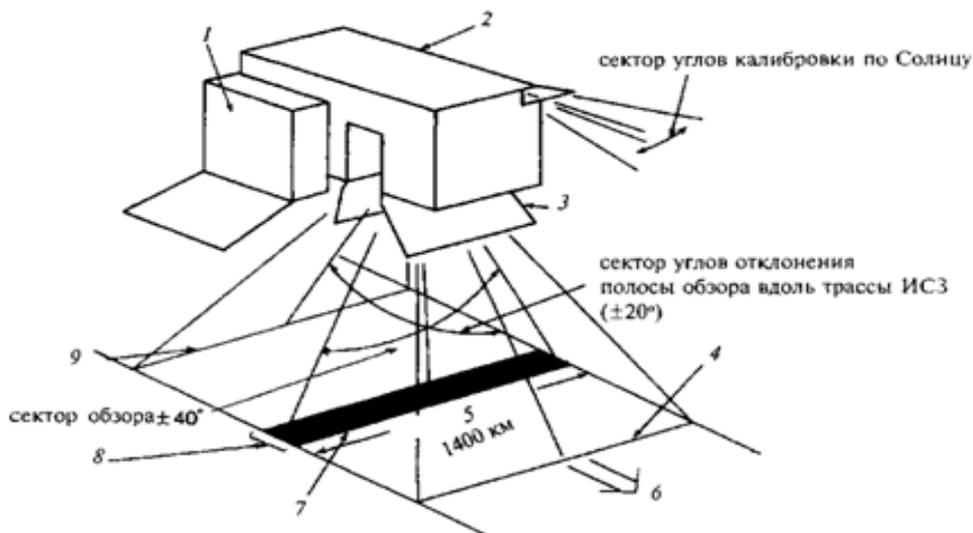


Рис.1.3.2. Принцип работы сканера:

1 – блок охлаждения, 2 – оптическая система, 3 – экран, 4 – сканирование при отклонении полосы обзора по ходу движения, 5 – ширина полосы обзора, 6 – направление полета ИСЗ, 7 – сканирование в надире, 8-10 – строк изображения за один цикл сканирования в направлении поперек трассы ИСЗ, 9 – сканирование при отклонении полосы обзора против хода движения

- пространственное разрешение: 700м;
- ширина полосы обзора: 1400км;

- масса прибора: 320кг;
- потребляемая мощность: 315Вт.

Предусмотрена возможность отклонения вращающегося сканирующего зеркала на 40° по обе стороны вдоль трассы ИСЗ для снижения влияния солнечных бликов.

Микроволновая радиолокационная система:

- частота зондирующих сигналов: 14ГГц;
- пространственное разрешение: 50км;
- ширина полосы обзора: 1200км;
- масса прибора: 237кг;
- потребляемая мощность: 275Вт.

Выводы по главе II.

1. На спутниках ДЗЗ устанавливается следующее оборудование: камеры, радиометры, лидары, надирные активные радары, СВЧ-радиометры;
2. Чтобы обеспечить необходимую периодичность снимки оптимальным вариантом для КА экологического мониторинга является околокруговая солнечно-синхронная орбита.
3. Проектирование начинается с формализации технических требований. Формализация заключается в придании элементам технических требований числовых или логических значений.
4. Компоновка должна быть выполнена с учетом действия космических условий полета, такие как глубокий вакуум, микрогравитация, космическая радиация, метеоритная опасность, влияние низких температур, перегрузка, вибрация, тепловые нагрузки.

Глава III. Конструктивная структура многофункционального космического аппарата

3.1 Разработка логику и технологию проектирования космического аппарата

Процесс проектирования КА представляет собой многоуровневый итерационный и оптимизационный процесс, в течение которого рассчитываются характеристики аппарата и его массовая сводка.

3.1.1 Статистические данные по массовой сводке КА

Конструкция корпуса. Конструкция ИСЗ состоит из корпуса, приборных рам, системы отделения от носителя, кронштейнов и механизмов раскрытия и крепления выносных элементов. Масса конструкции:

$$m_{\text{констр}}=(0,12\dots 0,15)m_{\text{исз}}.$$

Система энергопитания (СЭП). В настоящее время в качестве типичных источников энергопитания применяются аккумуляторы, солнечные батареи с аккумуляторами, топливные элементы, радиоизотопные источники.

Масса СЭП зависит от типа источника тока. Относительная масса СЭП: $m_{\text{СЭП}}=(0,08\dots 0,25)m_{\text{исз}}$.

Система терморегулирования (СТР). Масса системы терморегулирования зависит от величины тепловыделения аппаратуры и систем ИСЗ. Относительная масса СТР: $m_{\text{СТР}}=(0,012\dots 0,035)m_{\text{исз}}$.

Система управления (СУ). Система управления ИСЗ зависит от назначения аппарата и программы его функционирования. Относительная масса системы управления $m_{\text{су}}=(0,050\dots 0,100)m_{\text{исз}}$.

Система ориентации и стабилизации (СОС). Масса системы ориентации и стабилизации зависит от типа системы (активная или пассивная), а для активных СОС - от времени работы: $m_{\text{соc}}=(0,08\dots 0,15)m_{\text{исз}}$.

Антенно-фидерные устройства (АФУ) и кабельные сети (БКС). Относительная масса антенн и фидерных устройств $m_{\text{АФУ}}=(0,008\dots \dots 0,025)m_{\text{исз}}$. Относительная масса кабельной сети $m_{\text{БКС}}=(0,06\dots \dots 0,10)m_{\text{исз}}$.

Бортовой радиокомплекс (БРК). Приведены некоторые массовые данные (в кг) относительно бортового радиокомплекса:

аппаратуры радиолинии связи: 30-50

аппаратуры радиоконтроля орбиты: 80-150

телеметрические системы: 40-50

Электронная аппаратура (ЭА) различных систем: $m_{ЭА}=(0,20...0,60)m_{исз}$.

Некоторые другие массовые соотношения. Плотность размещения аппаратуры в приборном отсеке: $\rho=m_{апп}/V_{отс}=400...600\text{кг/м}^3$.

Масса приборного отсека с аппаратурой (гермоконтейнер, приборная рама, воздухопроводы и т.п.): $\rho=600...1000\text{кг/м}^3$.

Относительная масса топливных баков (ТБ): $m_{ТБ}=(0,05...0,10) m_{исз}$.

3.1.2 Математическая модель КА

В процессе решения задач оптимизации проектных параметров КА возникает необходимость в математических моделях существования (моделях масс), включающих описание наиболее существенных элементов - служебных систем, масса которых, с одной стороны, зависит от требований со стороны целевой аппаратуры, а с другой - определяется их структурой и собственными параметрами каждой системы.

Наиболее универсальной и наглядной формой записи математической модели масс является обобщенное уравнение в относительных величинах, уравнение существования.

Введем следующее основное уравнение существования КА:

$$\mu_{пн} = \frac{1 - \frac{\alpha_{ковстр}}{\rho_{исз}} - \delta_{проч}}{1 + \epsilon_{сэп} + \beta_{стр} + \gamma_{сос} - \delta_{проч}},$$

показывающее связь между относительной массой целевой аппаратуры (ЦА) и статистическими коэффициентами, описывающими долю каждой служебной системы в составе КА.

При выводе этого уравнения были приняты следующие обозначения:

$m_{исз}/m_{ца}=\mu_{пн}$ - относительная масса полезной нагрузки (ПН);

$m_{ца}$ – масса целевой аппаратуры;

$m_{исз}$ – масса КА;

$m_{исз}/V_{исз}=\rho_{исз}$ – плотность размещения аппаратуры и систем;

$V_{исз}$ – масса КА;

$m_{констр}/V_{исз}=\alpha_{констр}$ – удельная масса конструкции;

$m_{констр}$ – масса конструкции;

$m_{сэп}/m_{ца}=\varepsilon_{сэп}$ – относительная масса системы энергопитания (СЭП);

$m_{сэп}$ – масса системы энергопитания;

$m_{стр}/m_{ца}=\beta_{стр}$ – относительная масса системы терморегулирования (СТР);

$m_{стр}$ – масса системы терморегулирования;

$m_{сос}/m_{ца}=\gamma_{сос}$ – относительная масса системы ориентации и стабилизации;

$m_{сос}$ – масса системы ориентации и стабилизации;

$m_{проч}/(m_{исз}-m_{ца})=\delta_{проч}$ – относительная масса прочих элементов КА;

$m_{проч}$ – масса прочих элементов КА.

Задание массы целевой аппаратуры $m_{ца}$ и коэффициентов α , ρ , ε , β , γ , δ дает возможность получить сводку масс по КА:

$m_{исз}=m_{ца}/\mu_{пн}$ – масса КА;

$V_{исз}=m_{исз}/\rho_{исз}$ – объем КА;

$m_{констр}=V_{исз} \cdot \alpha_{констр}$ – масса конструкции;

$m_{сэп}=m_{ца} \cdot \varepsilon_{сэп}$ – масса системы энергопитания;

$m_{сос}=m_{ца} \cdot \gamma_{сос}$ – масса системы ориентации и стабилизации;

$m_{стр}=m_{ца} \cdot \beta_{стр}$ – масса системы терморегулирования;

$m_{проч}=(m_{исз}-m_{ца}) \cdot \delta_{проч}$ – масса прочих элементов.

Полученное нами обобщенное уравнение обладает универсальностью, что позволяет описывать множество КА самой разнообразной структуры и выходить на конкретную модель, манипулируя статистическими коэффициентами, получаемыми на основе прошлого опыта конструирования. Больше того, можно при статистической обработке данных по КА,

разработанным в различных странах и в разное время, получить значения этих коэффициентов в их динамике по годам разработки и таким образом на основе выявленных тенденций прогнозировать их значения, по крайней мере, на срок разработки собственного КА.

Массу системы энергопитания на основе солнечных батарей представим в виде суммы масс основных составляющих: массы панелей солнечных батарей (СБ) ($m_{св}$), массы буферных аккумуляторов ($m_{аккумулятор}$) и массы системы контроля работы СЭП ($m_{контроль}$).

Масса панелей солнечных батарей:

$$m_{св} = \frac{0,9 \cdot W}{\varphi} (T_{с.а.с} + 1)^{1,15},$$

где W - расчетная средняя мощность, отдаваемая в систему энергопитания, кВт; φ - коэффициент полезного действия солнечных батарей; $T_{с.а.с}$ - срок активного существования ИСЗ.

Масса буферных аккумуляторов:

$$m_{аккумулятор} = 20,0E(1 + 3,0T_{с.а.с}^{0,5})$$

где E - расчетная емкость буферных аккумуляторов, кВт·ч.

Масса системы контроля работы СЭП:

$$m_{контроль} = 30,0(W + 1)^{0,5}$$

Масса системы терморегулирования зависит от хладопроизводительности Q и срока активного существования ИСЗ $T_{с.а.с}$:

$$m_{СТР} = 110Q^{0,8}(T_{с.а.с} + 0,2)^{0,25}$$

где Q - хладопроизводительность системы терморегулирования, кВт.

Массу системы ориентации и стабилизации представим в виде следующей функции массы ИСЗ:

$$m_{соc} = -50m_{исз}^2 + 215m_{исз} - 35$$

3.1.3 Функциональные зависимости

Энергетическая мощность, требуемая для обеспечения работы системы ориентации и стабилизации, системы терморегулирования и других

служебных систем, зависит от энергетической мощности целевой аппаратуры:

$$W_{исз} = -0,10 + 1,6W_{цo}$$

Анализ статистических данных современных ИСЗ позволяет получить ряд полезных зависимостей для расчета масс СЭП, СТР и СОС.

Массу системы энергопитания на основе солнечных батарей представим в виде суммы масс основных составляющих: массы панелей солнечных батарей ($m_{СБ}$), массы буферных аккумуляторов ($m_{аккумулятор}$) и массы системы контроля работы СЭП ($m_{контр}$).

Масса панелей солнечных батарей

$$m_{СБ} = 0,9 \cdot W (T_{с.а.с} + 1)^{1,15} / \varphi$$

где W – расчетная средняя мощность, отдаваемая в систему энергопитания, кВт; φ – коэффициент полезного действия солнечных батарей; $T_{с.а.с}$ – срок активного существования ИСЗ.

Масса буферных аккумуляторов

$$m_{аккумулятор} = 20,0 \cdot E (1 + 3,0 \cdot T_{с.а.с}^{0,5}),$$

где E – расчетная емкость буферных аккумуляторов, кВт/ч.

Масса системы контроля работы СЭП:

$$m_{контр} = 30,0 (W + 1)^{0,5}.$$

Масса системы терморегулирования зависит от хладопроизводительности Q и срока активного существования ИСЗ $T_{с.а.с}$:

$$m_{СТР} = 110 \cdot Q^{0,8} (T_{с.а.с} + 0,2)^{0,25}$$

где Q – хладопроизводительность системы терморегулирования, кВт.

Массу системы ориентации и стабилизации представим в виде следующей функции массы ИСЗ:

$$m_{СОС} = -50 \cdot m_{ИСЗ}^2 + 215m_{ИСЗ} - 35.$$

Определение хладопроизводительности системы терморегулирования Q_{Σ} :

$$Q_{\Sigma} = Q_{солнц} A_s + S_0 + Q_{ца} + Q_{СЭП} + Q_{СОС} + Q_{СТР},$$

где $Q_{солнц}$ – солнечная постоянная на орбите ($Q_{солнц} = 1,4 \text{ кВт/м}^2$);

A_s – коэффициент поглощения солнечной радиации ($A_s=0,15$);

S_0 – площадь поперечного сечения ИСЗ (площадь миделя, в первом приближении можно принять ИСЗ - сфера, для которой $S_0=2\pi(3 \cdot V_{исз}/4\pi)^{2/3}$);

$Q_{ца}=W_{ца} (1-\eta)$ – количество тепла, выделяемого целевой аппаратурой, можно принять $\eta=0,9$ - коэффициент полезного действия целевой аппаратуры;

$Q_{\Sigma}=(W_{ца} + W_{исз})(1-\varphi)$ – тепловыделение системы энергопитания, а $\varphi=0,1$ – к.п.д. солнечной батареи; $Q_{СОС}+Q_{СТР}=W_{исз}$.

3.1.4 Логика автоматизированного проектирования

Предлагаемая логика автоматизированного проектирования включает в себя три итерационных цикла (рис.2.3.1).

Цикл "Согласования характеристик". Необходимость этого цикла связана с тем, что в начале проектирования статистические коэффициенты, полученные в результате обработки результатов предшествующих разработок как КА в целом, так и его составных частей, известны недостаточно точно (характеризуются большим разбросом). После расчета с помощью модели масс появляется возможность эти коэффициенты уточнить применительно к конкретному разрабатываемому КА и сравнить их между собой. Такая процедура образует итерационный цикл.

Цикл "Оптимизация". Он подразумевает изменение (вариацию) основных проектных параметров КА с целью получения экстремального значения выбранного критерия оптимизации при заданных ограничениях. Эта оптимизация осуществляется с помощью одного из известных методов, например, последовательных приближений, случайного поиска, градиентного спуска и т.п.

Цикл "Согласование технических требований". С помощью этого цикла осуществляется изменение параметров аппарата с целью обеспечения характеристик КА, соответствующих исходным данным (техническим требованиям) на проектирование.

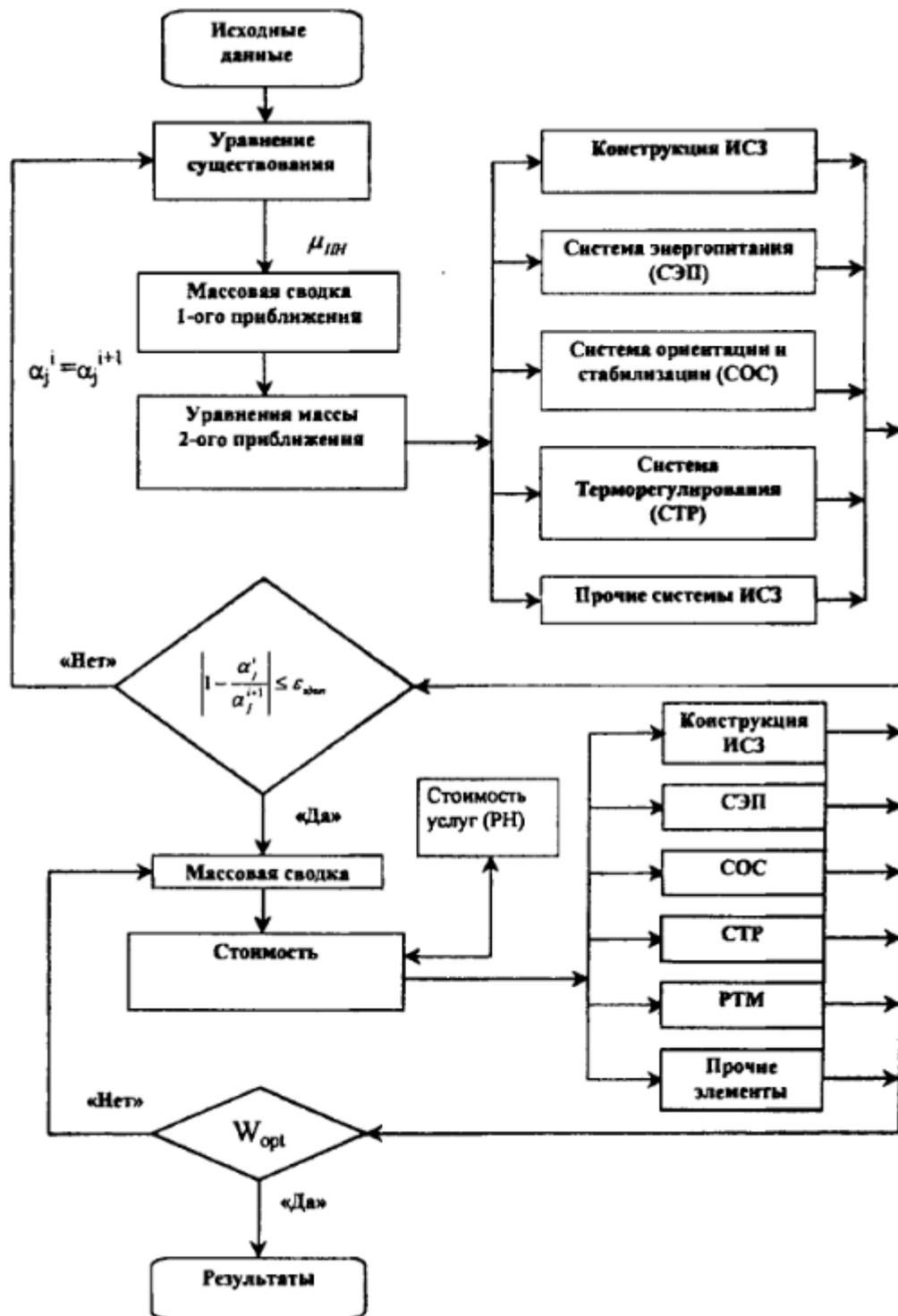


Рис.2.3.1 Блок-схема автоматизированного проектирования ИСЗ

Как видно из рис.2.3.1, проектирование начинается с формализации технических требований, сформулированных заказчиком. Формализация заключается в придании элементам технических требований числовых или логических значений. Таким образом, технические, требования включаются в

набор исходных данных для проектирования. Для начала процесса проектирования необходимо задать начальные значения проектных параметров и статистические коэффициенты, полученные на основе предшествующего опыта или исходя из диапазона их вероятных изменений.

Перечисленные величины образуют полный набор исходных данных для того, чтобы с помощью математических моделей существования и возможности КА получить массово-геометрическую сводку и основные характеристики первого приближения для бортовых служебных систем. Полученные данные используются в модели масс для определения масс элементов конструкции и служебных систем, их основных характерных размеров. С помощью модели масс получаем более подробную массово-геометрическую сводку, которая помимо прочего позволяет определить коэффициенты, которые ранее принимались на основе статистических данных, отвечающих проектируемому варианту КА (коэффициенты 2-го приближения). Далее проводим сравнение статистических коэффициентов, задаваемых в исходных данных, и полученных коэффициентов. Сравнение осуществляется по формуле:

$$\left| \frac{k_i - k_{i+1}}{k_i} \right| \leq \varepsilon_k,$$

где k_i -предыдущее значение коэффициента; k_{i+1} - последующее значение коэффициента; ε_k - задаваемая заранее точность приближения по коэффициенту.

В связи с тем, что коэффициентов, характеризующих бортовые системы КА, может быть несколько, то условие должно быть выполнено по всем коэффициентам. Если условие выполняется по всем коэффициентам, тогда делается следующий шаг в соответствии с логической схемой (см. рис.3.2.1). Если условие не выполняется хотя бы по одному коэффициенту, тогда происходит переприсвоение по форме:

$k_i = : k_{i+b}$ и повторно выполняются расчеты с помощью моделей существования и возможностей КА.

Описанная процедура, образующая первый итерационный цикл, повторяется n -е число раз. В нашем случае сходимость по этому циклу обеспечивалась за три итерации.

После завершения итерации по коэффициентам производится расчет выбранного критерия качества КА (критерия оптимизации). Численные значения проектных параметров в составе исходных данных назначались исходя из некоторых средних значений. Теперь на этом шаге необходимо провести их изменение (вариацию) с целью обеспечить экстремум принятого критерия оптимизации:

$$\bar{W} = \max_{(x_j)} W, \quad j = 1, 2, \dots, N,$$

где \bar{W} - экстремальное значение критерия оптимальности; W - критерий оптимальности, как функционал от проектных параметров; X_j - набор проектных параметров, подлежащих оптимизации.

Каждый раз, когда происходит изменение проектных параметров в соответствии с принятым методом оптимизации, осуществляется первый итерационный цикл. После выполнения процедуры оптимизации, т.е. когда получено экстремальное значение принятого критерия и определены (выбраны) проектные параметры, отвечающие этому критерию (оптимальные проектные параметры), осуществляется переход к следующему шагу проектирования - моделированию с помощью ЭВМ функционирования ИСЗ на всевозможных режимах движения по орбите. В результате расчетов на основе модели движения получают конкретные параметры функционирования бортовых систем, обычно это: количество тепла, получаемое ИСЗ от внешних и внутренних источников, характер сеансов связи, возмущающие силы и моменты и т.п. Эти характеристики сравниваются с аналогичными, задаваемыми в исходных данных

(технических требованиях). Поскольку выполнение этих требований является безусловным, то сравнение выполняется по формуле:

$$\left| \frac{Y_i^{\text{доп}} - Y_{\text{ш}}}{Y_i^{\text{доп}}} \right| \leq \varepsilon_{Y_i},$$

где $Y_i^{\text{доп}}$ - заданное значение основных характеристик КА; Y_i - значение основных характеристик КА, полученных в процессе моделирования функционирования КА; ε_{Y_i} - задаваемая точность выполнения технических требований по основным характеристикам.

Если эти требования выполняются, т.е. спроектированный аппарат отвечает предъявленным требованиям, то формируется перечень результатов расчетов и процедуры проектирования. В случае не выполнения хотя бы одного из требований, необходимо внести изменения в процедуру проектирования.

По завершению цикла проектирования, формируются результаты, в состав которых входят технические требования на разработку КА, полная окончательная массово-геометрическая сводка, включающая оптимальные проектные параметры, а также энергетические и другие характеристики. Кроме того, здесь также содержатся основные результаты моделирования движения и функционирования КА, т.е. параметры орбиты и циклограмма функционирования на различных участках орбитального движения, соответствующие заданному профилю полета. По возможности представляется и компоновка КА, соответствующая принятой схеме аппарата и рассчитанным геометрическим параметрам.

3.2 Расчет бортовых систем космического аппарата

3.2.1 Общие положения

Блоки систем КА, как правило, требуют нормальных условий работы (давление около 0,1 МПа; температура 0...40 °С). Некоторые из них, имеющие собственный герметический корпус, могут работать в открытом

космосе. По этому принципу они собираются в блоки, размещаемые в соответствующих отсеках: в герметических, негерметических с пониженным давлением (около 0,015МПа).

В космической технике широко используется модульный принцип компоновки - создание комплексов приборов и агрегатов, выполняющих некоторый законченный цикл операций. При этом в случае отказа модуля при испытаниях, он не ремонтируется в составе аппарата, а заменяется. Этот принцип позволяет легко "расчленять" аппарат и, расширяя фронт работ, производить отработку каждого модуля.

Выбирая принцип работы той или иной системы, необходимо учитывать их взаимосвязь и влияние на параметры аппарата в целом. При компоновке астродатчиков системы ориентации (датчиков Солнца, планет, звезд) необходимо обеспечивать свободное поле зрения, устранять влияние бликов, подбирать рабочие тела, не дающие свечения при их выделении из КА.

При спектроскопических исследованиях должно учитываться выделение газов материалами конструкции и струйными рулями. Датчики магнитного поля должны быть вынесены за собственное поле спутника. При размещении и конструировании датчиков, располагаемых на корпусе, часто требуется исключить наведение на них статических зарядов.

3.2.2 Системы ориентации и стабилизации

Угловая стабилизация КА не является самостоятельной задачей, а преследует вспомогательные цели при управлении движением центра масс КА.

Ориентацией КА называется управление угловым движением КА на участке свободного полета, т.е. ориентация КА - это придание его осям определенного положения относительно заданных направлений.

Для ИСЗ характерна орбитальная ориентация, при которой одна из осей - ось курса постоянно направлена к центру Земли; вторая - ось тангажа перпендикулярна плоскости орбиты, а третья - ось крена - лежит в этой

плоскости. Если ИСЗ совершает полет по круговой орбите, то ось крена совпадает с касательной к орбите.

Системы ориентации, таким образом, в отличие от угловой стабилизации действуют в условиях малых возмущающих сил и моментов.

Необходимость в ориентации КА возникает:

- при получении энергии за счет работы солнечных батарей;
- при навигационных измерениях;
- при проведении научных исследований;
- при проведении исследований в интересах народного хозяйства;
- при передаче информации на Землю с помощью остронаправленной антенны;
- перед включением тормозного или разгонного двигателя с целью изменения траектории полета КА.

Ориентация КА требует поддержания заданного положения либо постоянно, либо кратковременно.

В отличие от стабилизации ориентация не оказывает влияния на положение центра масс КА.

Системы ориентации и стабилизации нередко выполняются с учетом их тесного взаимодействия и используют одни и те же датчики.

По числу ориентированных осей КА различают одноосную ориентацию, при которой поддерживается определенное угловое положение одной из его осей относительно заданного направления, и полную ориентацию, когда определенное угловое положение придается всем трем осям КА.

В то время как системы стабилизации используются как исключительно активные, системы ориентации - как активные, так и пассивные.

К пассивным системам ориентации относятся: гравитационная, инерционная, аэродинамическая и ряд других, т.е. таких, которые для своей

работы не требуют затрат энергии, запасенной на борту КА. Они отличаются высокой экономичностью. Вместе с тем области их применения ограничены. К системам, требующим для своей работы определенной энергии, запасаемой на борту КА, или массы, т.е. активным системам, относятся: реактивные двигатели ориентации, инерционные маховики, электромагнитные устройства и др.

Преимуществом активных систем является их гибкость, возможность обеспечить разворот КА в нужном направлении с требуемой угловой скоростью.

3.2.3 Системы терморегулирования

В КА требуется поддерживать определенный тепловой режим, зависящий от назначения аппарата:

- для научных приборов диапазон достаточно широк: $0^{\circ} \pm 10^{\circ} \dots 40^{\circ} \pm 15^{\circ} \text{ } ^{\circ}\text{C}$ и даже в более узком диапазоне для приемников инфракрасного измерения, оптических систем;
- температурный режим агрегатов двигательной установки $-50 \dots +40^{\circ} \text{ } ^{\circ}\text{C}$;
- для элементов, расположенных вне герметических отсеков, температурный режим задается исходя из требований, предъявляемых к конструкции.

КА - это самостоятельное небесное тело, находящееся в теплообмене с окружающей средой, но особенности космического пространства таковы, что передача тепла от объекта к объекту и в том числе сброс тепла в окружающее пространство может быть осуществлен лишь путем излучения.

КА получает тепло как от внутренних источников: приборов, агрегатов, энергоустановок, так и от внешних:

- от прямого солнечного излучения;
- отраженного от планеты;
- собственного излучения планеты;
- выделяющееся при столкновении аппарата с молекулами газа верхних слоев атмосферы планеты.

3.2.4 Системы энергопитания

Энергетическая установка является одной из важнейших бортовых систем КА, от которой во многом зависит конструктивное исполнение аппарата, габаритные размеры, масса и срок активного существования. Выход из строя энергоустановки влечет за собой выход из строя всего аппарата.

Масса бортовой энергетической установки отечественных КА находится в пределах 8...25 % от массы объекта. По мере расширения круга задач, решаемых в космическом пространстве с помощью КА, возрастает требуемая мощность бортовых энергоустановок.

СЭП - бортовая система КА, обеспечивающая электроэнергией его аппаратуру и оборудование. В СЭП обычно входят первичный и вторичный источники электрической энергии, автоматика системы энергопитания, зарядные и преобразующие устройства.

В качестве первичных источников могут применяться различные генераторы электроэнергии - солнечные батареи, химические источники тока (гальванические элементы, аккумуляторы, топливные элементы), изотопные генераторы, автономные реакторы-электрогенераторы, а также энергетические установки различных типов – изотопные энергетические установки, солнечные энергетические установки, ядерные энергетические установки и др. В энергетическую установку помимо собственного источника (генератора) электрической энергии входят вспомогательные системы, обеспечивающие его работу, например, система терморегулирования топливных элементов, система ориентации концентратора солнечной энергии и т.д. Возможно применение комбинированных схем СЭП, например, с солнечными батареями и электрохимической установкой.

Автоматика системы энергопитания - это совокупность устройств для автоматического управления работой системы энергопитания КА и контроля ее параметров. Обычно автоматика осуществляет поддержание параметров системы (напряжения, температуры, давления и т.д.) в заданном диапазоне:

- переключения, связанные с изменением режима работы источников электроэнергии или их агрегатов;
- распознавание отказов и аварийную защиту источников электроэнергии;
- токовую защиту агрегатов системы энергопитания; контроль параметров системы с выдачей информации в радиотелеметрическую систему и на пульт космонавтов.

В автоматику входят:

- датчиковая аппаратура (чувствительные элементы, сигнализаторы);
- электронные блоки, обеспечивающие усиление, преобразование и обработку сигналов и команд;
- блоки электросиловой коммутации и исполнительные органы.

Бортовая аппаратура современных КА обычно работает на постоянном токе напряжением 28 или 12 В. Аппаратура, работающая на переменном токе, получает питание через преобразователи, которые преобразуют постоянный ток в переменный. Наибольшее распространение получили статические полупроводниковые преобразователи. Зарядные устройства обеспечивают заряд вторичных источников электрической энергии (аккумуляторных батарей) от первичных.

Солнечная батарея (СБ) - источник электрической энергии в системе энергопитания КА, состоящий из полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) и несущей конструкции, на которой укрепляются преобразователи. Представляет собой большое количество последовательно-параллельно соединенных ФЭП. Такое соединение обеспечивает необходимые напряжение и силу тока. Обычно ФЭП скрепляют внахлест, что одновременно обеспечивает их последовательное электрическое соединение. ЭДС отдельного ФЭП не зависит от его площади и равна 0,5...0,55 В; ток короткого замыкания составляет 35...40 мА на 1 см² площади ФЭП. Ток СБ зависит от условий освещенности и достигает максимума при перпендикулярном падении солнечных лучей на поверхность СБ.

3.3 Разработка компоновки многофункционального космического аппарата

3.3.1 Общие положения

После проведенного предварительного выбора состава бортового оборудования, определения массы и габаритов ее блоков, а также ракеты-носителя можно приступить к компоновке КА.

Компоновка – этап работ по проектированию КА, включающий в себя определение внешнего вида КА, выбор его геометрической формы, разделение корпуса на отдельные отсеки, рациональное размещение приборов, узлов и агрегатов, входящих в состав КА.

Условно компоновку можно разделить:

- на геометрическую;
- инерционно-массовую;
- функциональную;
- конструктивно-силовую;
- аэродинамическую.

Геометрическая компоновка заключается в позиционировании компоновочных элементов бортового оборудования относительно связанной системы координат КА. В процессе геометрической компоновки выбирается внешний вид и формируется теоретический чертеж КА, определяющий его форму и габариты.

Форму и габариты КА устанавливают в соответствии с циклограммой режима полетов, которая предусматривает несколько различных конфигураций: транспортную, конфигурацию на участке выведения, рабочие и т. п.

При геометрической компоновке проводят, если это необходимо, разделение КА на отсеки и функциональные блоки: агрегатный и орбитальный отсеки и т. д.; определяют места размещения солнечных батарей, антенн, ДУ.

Геометрическую компоновку отсеков начинают с определения комплекта блоков бортового оборудования, размещаемых в данном отсеке. Критерием для этого служит назначение отсека и комплексный подход к решению задачи, поставленной перед КА.

При размещении бортового оборудования в отсеке следует учитывать требования к размещению, указанные в габаритных чертежах на оборудование, заданные положения центра масс и моменты инерции отсека, а также удобства сборочно-монтажных работ в цехе и обслуживания на технической позиции.

Инерционно-массовая компоновка – это обеспечение требуемой геометрии масс КА, центровка и балансировка КА относительно строительных осей на всех участках полета.

Обеспечение устойчивости и управляемости накладывает ограничения на положение центра масс и моменты инерции КА. В техническом задании

на проектирование КА задают координаты центра масс и его допустимые отклонения. Определение положения центра масс, выполненное по чертежам, определяют с погрешностью $\pm 2\%$.

Определение положения центра масс КА входит в исходный материал для расчета нагрузок, действующих на КА, а также для нахождения моментов инерции.

Свойства центра масс КА:

- положение центра масс зависит только от расположения масс элементов КА в пространстве и не зависит от выбора системы координат;
- если материальные элементы конструкции КА неизменно связаны между собой, то и положение их центра масс относительно этих элементов неизменно;
- если массы расположены симметрично относительно какой-либо плоскости, то их центр лежит в этой плоскости;
- если массы симметричны относительно двух плоскостей, то их центр находится на линии пересечения этих плоскостей;
- если массы расположены симметрично относительно трех плоскостей, то их центр лежит на линии пересечения этих плоскостей.

Для проведения центровки необходимо знать массогабаритные характеристики конструктивных элементов КА и приборов бортового оборудования, которые определяются целевыми программами и временем существования.

В результате проектных работ внешней и внутренней компоновки определяют значения масс всех элементов конструкции и приборов бортового оборудования, на этапе геометрической компоновки находят координаты центров масс каждого элемента в строительных осях КА.

По значениям масс и координатам их центров формируют таблицу, называемую массовой сводкой.

При формировании массовой сводки особое внимание уделяют активным участкам полета, где работает ОДУ, поскольку на них может происходить смещение центра масс в результате расхода топлива. На этих участках инерционно-центровочные характеристики определяют для каждого малого временного участка.

Компоновка любого КА как процесс рационального размещения оборудования условно подразделяется на внешнюю и внутреннюю.

Внешняя компоновка определяет геометрические формы КА, его размеры, взаимное расположение отсеков и включает в себя разработку требований к размещению на поверхности корпуса КА приборов, систем и другого оборудования.

Внутренняя компоновка обуславливает размещение оборудования в отсеках КА с учетом требований к их установке, прокладку соединительных коммуникаций и т. п. На наружной поверхности корпуса КА находится значительное количество блоков бортового оборудования (антенн, солнечных батарей, ИК-датчиков, датчиков Солнца и т.д.). При установке необходимо строго выдерживать требуемые зоны обзора, размещая

оборудование так, чтобы одни блоки не мешали другим перекрытием зон обзора и действия.

Конструктивно-силовая компоновка предусматривает:

- создание силовой схемы КА, которая воспринимает основные нагрузки, действующие на КА на всех участках полета;
- органичное сочетание силовых элементов конструкции и полезных объемов внутри и вне этой конструкции при размещении приборов бортового оборудования;
- учет требований производства и эксплуатации;
- обеспечение требуемого ресурса функционирования КА в течение заданного времени эксплуатации на рабочей орбите.

В полете на КА действуют два вида сил: внешние и внутренние.

По характеру распределения все внешние силы можно подразделить на три категории:

- объемные или массовые, распределенные по всему объему КА и пропорциональные плотности его материала (силы тяжести и инерциальные силы);
- поверхностные, распределенные по поверхности (аэродинамические, гидродинамические и другие силы);
- сосредоточенные — большие силы, сосредоточенные на малой поверхности, их можно считать силами, если они приложены в точке (сила тяги двигателей и т. д.).

Внешние силы, действующие на корпус КА, приводят к возникновению внутренних сил в несущих элементах конструкций, которые зависят от распределения внешних сил по поверхности корпуса и от характера изменения их во времени.

Отклонение внешних сил, действующих на КА, от расчетных называют внешними возмущающими силами.

При компоновке бортового оборудования КА рассматривают как тело с низкими частотами упругих колебаний, характерных не только для КА больших размеров, но и для космических систем, которые состоят из нескольких состыкованных КА, вследствие малой жесткости стыковочных узлов. При этом корпуса состыкованных КА в первом приближении можно считать абсолютно жесткими телами, перемещающимися относительно друг друга за счет нежесткой связи между ними с частотами, близкими к 1 Гц. Отсюда становится актуальной задача исследования упругих колебаний КА, оснащенного системой управления.

Под аэродинамической компоновкой будем понимать выбор формы и габаритов КА, гарантирующих с момента старта и последовательно на всех режимах полета выполнение таких аэродинамических задач, как обеспечение аэродинамической стабилизации и управления полетом КА; требуемых аэродинамических характеристик; статической устойчивости КА; формирование полей обтекания, обеспечивающих требуемые температуры на поверхности корпуса.

На участке орбитального полета аэродинамическая форма КА влияет на время его существования на орбите, что особенно актуально для долгоживущих КА, работающих на малых высотах. При выборе аэродинамической формы орбитального КА следует:

- придавать корпусу КА максимально возможную обтекаемую форму для того, чтобы аэродинамическое сопротивление КА было минимальным;
- обеспечивать минимально возможный мидель корпуса КА, поскольку он влияет на аэродинамическое сопротивление и возмущающую силу, вызванную солнечным ветром (особенно для высоколетающих КА);
- учитывать наличие бортового оборудования, требующего размещения в герметичных отсеках, которые необходимо выполнять в виде тел вращения, поскольку такие формы позволяют получать минимальные массы конструкции по сравнению с другими формами при использовании одинаковых материалов и нагрузок, действующих на отсек.

3.3.2 Компоновка оборудования

К компоновке целевого оборудования на борту КА предъявляются специфические требования. В частности, необходимо:

1) особое внимание уделять взаимному расположению целевого измерительного и фотографирующего (независимо от способа) оборудования и аппаратуры наведения. Вся аппаратура должна размещаться на одной раме, поскольку при раздельном размещении возникают погрешности, вызванные различным положением датчиков и целевого оборудования. Приборы наведения и регистрирующая аппаратура должны быть соединены жесткой конструкцией; учитывать воздействие проникающей радиации на фото- пленку и микросхемы отдельных приборов, для чего устанавливают специальные защитные корпуса, выполненные из материалов, которые обеспечивают защиту приборов от радиационного воздействия; исключать воздействие вибраций и ускорений, возникающих от внешних и внутренних источников вибрации. Для ослабления возмущений, вызванных вибрациями, чувствительные элементы целевого оборудования или сами приборы устанавливают на амортизаторы; исключать возможность попадания в поле зрения приборов целевого оборудования внешних раскрывающихся элементов конструкции КА; строго выдерживать температурный режим в отсеках, где находятся приборы целевого

оборудования. Повышение или понижение температуры приводит к линейным и объемным изменениям размеров, а следовательно, к расфокусировке объективов аппаратуры и ухудшению качества получаемых снимков. Для исключения влияния температурного фактора приборы целевого оборудования размещают в термостатированных корпусах или отсеках. Для защиты от внешних источников нагрева КА оборудуют системой обеспечения теплового режима (СОТР).

Компоновка гироскопических приборов. При компоновке гироскопических приборов на КА необходимо, чтобы погрешности установки были минимальными. Для правильной установки гироскопических приборов следует знать частоты и формы колебаний конструкции КА. Гироскопические приборы размещают в пучностях, акселерометры – в узлах волн колебаний КА, чтобы приборы не воспринимали движения КА, вызванные упругими колебаниями корпуса. В полете параметры этих колебаний могут изменяться в результате выгорания топлива и раскрытия или сброса элементов конструкции. Смещения пучности и узла волн относительно места установки гироскопических приборов приводят к погрешностям определения углов и угловых скоростей. Поэтому при выборе места установки гироскопических приборов необходимо учитывать изменение частот и форм колебаний конструкции КА вследствие выработки топлива, сброса или раскрытия элементов конструкций.

В процессе работы гироскопические приборы нагреваются от внутренних и внешних источников нагрева. Поэтому для таких приборов необходимо обеспечить постоянный тепловой режим работы. В противном случае возникнут отрицательные явления: смещение центра масс гиromотора, изменение нагрузки на подшипники, увеличение момента сопротивления опор, изменение жесткости конструкции и собственных частот колебаний. Все это приводит к появлению дополнительных погрешностей в работе приборов. При компоновке гироскопических приборов следует предусматривать специальную защиту от воздействия

магнитных полей, точно ориентировать оси прибора относительно осей КА. Погрешности гироскопических приборов могут быть заранее определены по результатам замеров. Для компенсации погрешностей вводят поправки. В целях их уменьшения все гироскопические приборы устанавливают на одной жесткой плате.

При компоновке инфракрасный вертикал (ИКВ) необходимо обеспечить работоспособность, точность измеряемых параметров и помехозащищенность. Инфракрасную вертикаль располагают на борту КА так, чтобы в поле ее зрения не было никаких элементов конструкции. При этом следует помнить, чем меньше высота полета КА с ИКВ, тем шире поле зрения прибора. Для предотвращения нагрева прибора на участке выведения на орбиту его следует размещать под обтекателем КА, а если обтекатель отсутствует, то следует предусмотреть отдельный обтекатель для ИКВ. В некоторых случаях ИКВ размещают на штанге или кронштейне, конструкции которых раскрываются после выведения в космос. Такие конструкции должны свободно раскрываться и обеспечивать требуемый угол поля зрения прибора. На кронштейнах устанавливаются телеметрические датчики, дающие информацию об углах раскрытия конструкции и факте фиксированного положения ИКВ после раскрытия. Кронштейны и штанги должны иметь большую жесткость и частотные характеристики, не совпадающие с собственными частотными характеристиками ИКВ. Механизм раскрытия может быть пружинным, газовым или электромеханическим. В любом случае раскрытие должно происходить плавно и без ударов, после раскрытия конструкция фиксируется с помощью замков.

Точность ориентации КА зависит от погрешности выходных сигналов ИКВ. На работоспособность и точность приборов существенно влияет загрязнение оптики прибора. Источники загрязнения — газы от продуктов сгорания топлива при работе ДУ, выделяющиеся из материалов, используемых в конструкции КА, пыль от экранно-вакуумной теплоизоляции и т. п.

Для защиты высокочувствительных блоков электроники от помех электронного и электротехнического оборудования ИКВ устанавливают в местах, где такие помехи минимальны. В целях более эффективной защиты ИКВ оснащают электрическими фильтрами и экранами.

Компоновка электромеханических исполнительных органов (ЭМИО). В настоящее время для стабилизации и разворотов КА применяют два вида исполнительных органов: ЭМИО и двигатели.

В качестве ЭМИО могут использоваться двигатели-маховики и силовые гироскопы. В обоих случаях управление угловым положением КА осуществляется путем перераспределения суммарного кинетического момента между корпусом КА и вращающимися массами ЭМИО. Двигатели-маховики изменяют свой кинетический момент за счет изменения скорости вращения, силовые гироскопы – за счет изменения взаимного положения роторов, вращающихся с постоянной скоростью. Основное преимущество силового гироскопа – усиление момента, т. е. момент, прикладываемый для поворота вектора кинетического момента ротора гироскопа, значительно меньше возникающего при этом управляющего момента, действующего на КА.

Управление положением КА осуществляется за счет реактивных моментов, возникающих при изменении скорости вращения шарового ротора-маховика по каждой из осей. Шар центрируется автоматически по сигналам с индуктивных датчиков за счет изменения силы тока в обмотках электромагнитов. Отсутствие механических опор позволяет ротору-маховику свободно вращаться вокруг любой из осей, проходящей через центр масс.

Силовые гироскопы. По мере увеличения массы и габаритов КА возникла необходимость в разработке унифицированных силовых гироскопических СС, которые при относительно низкой потребляемой мощности создавали бы большие управляющие моменты. Для этих целей в космической технике применяют трех и двухстепенные силовые гироскопы (гиродины).

Гиродины широко используют в космической технике. Управляющий сигнал поступает на моментный двигатель гироина с чувствительных элементов СО при изменении положения КА под действием возмущающих моментов. Мощность моментного двигателя гироина зависит от темпа нарастания угловой скорости гироузла, момента инерции гироузла и потерь на трение в опорах.

Создание высокоточной СС, включающей в себя гироин, зависит от оптимального расположения прибора на борту КА и от оптимального управления его работой, обусловленных обеспечением точностных и динамических свойств гироина и его узлов.

Компоновка электромеханических СС КА имеет ряд особенностей. Для стабилизации по трем осям КА с помощью плоских двигателей-маховиков необходимо устанавливать на каждую из осей такой двигатель-маховик, что требует выделения значительных объемов в приборном отсеке. Двигатели-маховики следует размещать в центре масс КА или как можно ближе к нему. Это требование также усложняет внутреннюю компоновку приборного отсека.

Вместо трех плоских двигателей-маховиков целесообразно устанавливать один шаровой двигатель-маховик, который имеет ряд преимуществ по сравнению с плоским двигателем-маховиком: значительно меньшие массогабаритные характеристики, а следовательно, и меньшие проблемы при компоновке в приборном отсеке, отсутствие нерасчетных гироскопических моментов при вращательном движении КА в нескольких плоскостях. Шаровой двигатель-маховик следует размещать в центре масс КА или близко к нему. Для устранения влияния электромагнитных полей гироина и шарового двигателя-маховика требуется их экранирование, чувствительные приборы необходимо устанавливать на значительном удалении от источников электромагнитных полей.

При компоновке ДУ на КА необходимо выполнять следующие требования:

- направление вектора силы тяги маршевых двигателей должно совпадать с положительным направлением оси X в связанной системе координат, вектор силы тяги должен проходить через центр масс КА;
- вектор силы тяги двигателей коррекции орбиты должен лежать в плоскости YOZ и проходить через центр масс КА;
- вектор силы тяги двигателей стабилизации КА по крену должен находиться в плоскости YOZ и быть максимально удаленным от оси X , для создания чистого момента двигателя следует располагать парами;
- вектор силы тяги двигателей стабилизации по курсу и тангажу должен быть максимально удален от центра масс КА;
- вспомогательные двигатели размещаются в зависимости от выполняемой задачи, но обязательно парами;
- в узлах крепления двигателей необходимо предусматривать устройства, позволяющие проводить регулировку, обеспечивающую необходимое направление вектора силы тяги;
- размещение двигателей должно обеспечивать удобный подход при монтаже и настройке, сборке и работах на технической позиции;
- недопустима компоновка двигателей, приводящая к обдуву струей воздуха элементов конструкций КА (особенно оптических устройств, солнечных батарей и т. п.).

Компоновка топливных баков существенно зависит от их формы. В космической технике обычно используют сферические, цилиндрические и тороидальные топливные баки.

К компоновке баков предъявляются следующие требования:

- необходимость такого расположения баков, при котором по мере выработки топлива не происходит смещение центра масс КА;
- недопустимость перемещения топлива в баках во время маневров КА, поскольку это может привести к смещению центра масс КА;
- обеспечение свободного доступа к заправочным, сливным и дренажным горловинам;

- необходимость обеспечения удобного монтажа и демонтажа баков в цехе и на технической позиции.

Форма баков выбирается на этапе разработки конструктивно-компоновочной схемы и зависит от вида подачи компонентов топлива в двигатель, положения центра масс КА и его габаритов.

Сферические баки, благодаря минимальной площади поверхности при заданном объеме, прочности и удобству компоновки, широко применяют на всех КА.

Сферические баки рекомендуют размещать в плоскости баков с окислительным и горючим веществами устанавливаются крестообразно, выработка компонентов топлива должна проводиться от периферии к оси симметрии КА или наоборот.

Как правило, сферические баки используются при вытеснительной системе подачи топлива, которая может осуществляться с помощью эластичного мешка или жесткой металлической мембраны.

При системе подачи топлива с помощью свободного эластичного мешка один из компонентов топлива размещается в баке, а другой (газ для вытеснения) подается в мешок.

Недостаток подобной системы подачи — нежесткая фиксация топлива в полости бака, т. е. при маневрировании КА возможно перемещение мешка или перетекание топлива между мешком и стенкой бака.

Этот недостаток отсутствует у системы подачи с помощью фиксированного эластичного мешка, который закрепляется на перфорированной трубке и может только раздуваться или сжиматься в зависимости от места размещения топлива. При такой системе подачи топлива его компонент не следует помещать в мешок, поскольку возникнет большой несливаемый остаток компонента в трубке.

Система подачи компонентов топлива с помощью жесткой металлической мембраны лишена недостатков, присущих системам подачи с помощью эластичного мешка. Однако эта система одноразового действия,

поскольку мембрана, с помощью которой, осуществляется подача топлива, выходит из строя в конце работы. Тогда как бак с эластичным мешком можно заправлять неоднократно. Сферические баки крепят с использованием: фланца, который может быть кольцевым, кольцевым со срезанными гранями, в виде ушек и т. п.; недостатки такого крепления — увеличение массы и сложность монтажа, так как требуется установить значительное количество крепежных болтов; эластичной ленты, которая, охватывая бак, прижимает его к специальному ложементу; преимущества — крепление быстросъемное, удобное при монтаже бака; масса бака соизмерима с массой фланца; недостаток — не всегда удается разместить и ленту и ложементы, что исключает их применение.

Цилиндрические баки применяют в случае размещения большого количества компонентов топлива, невозможности вписать КА в заданный объем и, как правило, при насосной системе подачи топлива.

Для применения вытеснительной системы подачи компонентов топлива в цилиндрических баках используют металлический сильфон. Компонент размещается либо в корпусе сильфона, при этом подача осуществляется за счет сжатия сильфона, либо в полости бака, тогда подача идет вследствие растяжения сильфона. В первом случае возникает несливаемый остаток компонента между гофрами сильфона и его несжимаемой частью, во втором — остаток только между гофрами.

Цилиндрические баки крепят с помощью фланцев, которые размещают с одной стороны бака. Другую сторону бака жестко закреплять не следует, поскольку при заправке криогенными компонентами происходит значительное деформирование баков.

Цилиндрические баки должны иметь сферические днища. Масса цилиндрических баков с вытеснительной системой подачи компонентов значительно превосходит массу баков с насосной системой подачи вследствие высокого внутреннего давления, необходимого для вытеснения компонентов.

Наряду с вытеснительной системой подачи компонентов топлива на КА может использоваться насосная система подачи (преимущественно в разгонных блоках). При этом баки могут иметь как сферическую, так и цилиндрическую форму.

Недостаток насосной системы подачи — произвольная ориентация компонентов топлива в полости бака в условиях невесомости. Для исключения этого применяют двигатели ориентации топлива, включаемые перед запуском ОДУ. Подобная схема неудобна, поскольку требует значительного числа двигателей ориентации топлива при многократных запусках двигателей. Для многократного запуска двигателей применяют капиллярные системы, задерживающие компоненты около заборников топлива. Такая схема не требует использования двигателей ориентации топлива.

Особенности компоновки системы управления движением. Спутниковая навигационная система на борту МКА представлена блоком АПСН, непосредственно связанным с ЦБК. Для СУД информация ССН обеспечивает преобразование углов звездного датчика и датчика Солнца из инерционной в орбитальную систему координат, а также формирование текущего аргумента широты орбиты для вычисления курсового угла путевой системы координат и поправок на методические детерминированные погрешности СО.

Система телеизмерений получает от СУД и передает на НКУ информацию о параметрах СУД и неисправностях (в случае наличия) в ее работе. От СУД на управляемый привод внешних устройств (антенн, солнечных батарей и т. п.) поступают сигналы об угловом отклонении и угловой скорости платформы МКА по каналу крена относительно орбитальной или путевой системы координат.

Двигатель угловой стабилизации получает от СУД сигналы управления электроклапанами. Двигатель управления движением центра масс МКА получает информацию об отсечке тяги двигателя от СУД через ЦБК.

Алгоритмы СУД реализуются в едином бортовом вычислительном комплексе (БВК) МКА.

Параметры УДМ и катушек ЭМ могут изменяться с изменением инерционно-массовых характеристик МКА и внешних возмущающих моментов. Система управления электромагнитными ДУ формируется ЦБК и БСК СУД.

Основная двигательная установка МКА получает информацию об отсечке тяги двигателя от СУД центра масс и ЦБК.

При уточнении приборного состава СУД, применительно к конкретному МКА, приборы могут быть заменены на более совершенные, или может быть исключен ряд приборов, т. е. уменьшена часть приборного резерва.

Компоновка радиотехнического комплекса управления космического аппарата. Качество выполнения целевой задачи, поставленной перед КА, во многом зависит от того, как будет выбрано и скомпоновано обеспечивающее бортовое оборудование.

Радиотехнический комплекс (РТК) управления состоит из бортовых и наземных средств, с помощью которых определяются текущие параметры траектории полета КА, передаются команды управления и принимается информация о состоянии бортового оборудования и результатах работы целевого оборудования. Совокупность РТК, предназначенных для наблюдения за движением КА, определения параметров его траектории и передачи информации с борта КА на Землю и с Земли на борт КА, называют командно-измерительным комплексом (КИК).

Для передачи с борта КА информации о состоянии бортового оборудования используют телеметрическую аппаратуру. Результаты работы целевого оборудования передают либо в потоке общей информации, либо по отдельным каналам связи. На спутниках связи устанавливают специальную радиотехническую аппаратуру, обеспечивающую теле- и радиовещание, телефонию.

Компоновка системы терморегулирования. В процессе полета КА подвергается воздействию нестационарных тепловых нагрузок. В связи с этим, если не предприняты соответствующие меры, температура узлов и агрегатов будет изменяться с течением времени, что может привести к перегреву или переохлаждению оборудования. При этом в элементах конструкции и бортовом оборудовании могут возникать существенные градиенты температуры и, как следствие, деформации конструкции, которые изменят взаимную ориентацию агрегатов, отклонят оптические оси аппаратуры от расчетных значений и приведут к другим нештатным случаям работы бортового оборудования. Для парирования этих эффектов необходимо поддерживать в определенных пределах поля температуры КА, производные полей температуры по времени и градиент по пространственным координатам.

Для поддержания температур элементов конструкции КА, приборов и агрегатов в допустимых диапазонах значений на всех этапах Штатного функционирования КА оборудуют системой обеспечения теплового режима (СОТР). Рассмотрим системы, обеспечивающие функционирование КА на основном этапе полета, их влияние на внешний вид КА и компоновку отсеков.

Требования к компоновке пиромеханизмов. Как правило, современная пиромеханическая система соединения и разделения состоит из нескольких пиромеханизмов, приводимых в действие пиропатронами. Пиропатроны имеют большой относительный разброс по времени срабатывания и массе газа, образующегося после подрыва; возможны случаи их отказов.

При компоновке пироболты, пиротолкатели и пирозамки следует размещать симметрично, чтобы не вызвать возмущающие моменты, воздействующие на активное и пассивное тела.

Выводы по главе III.

1. При статистической обработке данных по КА, разработанным в различных странах и в разное время, получить значения этих коэффициентов в их динамике по годам разработки и таким образом на основе выявленных тенденций прогнозировать их значения.

2. Логика автоматизированного проектирования включает в себя три итерационных цикла: согласования характеристик, Оптимизация и согласование технических требований.

3. После проведенного предварительного выбора состава бортового оборудования, определения массы и габаритов ее блоков, а также ракеты-носителя можно приступить к компоновке КА

4. В космической технике широко используется модульный принцип компоновки - создание комплексов приборов и агрегатов, выполняющих некоторый законченный цикл операций.

Заключение по работе.

В процессе проведения диссертационных исследований выполнено следующее:

- Анализ космических подсистем получения информации экологического мониторинга.
- Анализ существующих конструктивных структур космических аппаратов ДЗЗ.
- Составлен тактико-техническая задания для проектирование многофункционального КА.
- Разработан логика и технология проектирования КА
- бортовых систем космического аппарата
- Компоновки многофункционального космического аппарата

Литература:

1. Муртазов А. К. Экологический мониторинг. Методы и средства. Учебное пособие. Рязань: 2008.
2. Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. Москва: МГТУ, 2010.
3. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов. Москва: Машиностроения, 2003.
4. Грабин Б.В. - Основы конструирования космических аппаратов. М: изд-во «МАИ», 2007.
5. Гарбук С. В., Гершензон В. Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. М: 1997.
6. Шумилин А. А. Авиационно-космические системы США. М: «ВЕЧЕ», 2005.
7. Дистанционное зондирование Земли, сайт компании ЮРИА-центр <http://www.dzz.ru/pages/what.htm>
8. Болсуновский М.А. Основные тенденции в развитии ДДЗ из космоса, отчет компании “Совзонд”, 2007.
9. Компания SpotImage, информационный сайт Infutre, <http://www.infuture.ru/article/148>
10. Sensor Technology; Types of Resolution. NASA Remote Sensing Tutorial http://rst.gsfc.nasa.gov/Intro/Part2_5a.html
11. Научный центр оперативного мониторинга Земли http://www.ntsomz.ru/dzz_info/faq_dzz
12. Colour. Harrison B.A., Jupp D.L.B. Introduction to Remotely Sensed Data. <http://ceos.cnes.fr:8100/cdrom/ceos1/irsd/pages/intro3a.htm>
13. Multi-spectral scanners. Harrison B.A., Jupp D.L.B. Introduction to Remotely Sensed Data. <http://ceos.cnes.fr:8100/cdrom/ceos1/irsd/pages/datacq3.htm>

14. Корнеева Т. Лидары. Новые возможности для атмосферных исследований. Электроника, № 3-4/1998.
<http://www.electronics.ru/issue/1998/3/10>
15. Passive Microwave; Lidar. NASA Remote Sensing Tutorial.
http://rst.gsfc.nasa.gov/Sect8/Sect8_8.html
16. Radar Defined. NASA Remote Sensing Tutorial.
http://rst.gsfc.nasa.gov/Sect8/Sect8_1.html
17. How Radar Works. NASA Remote Sensing Tutorial.
http://rst.gsfc.nasa.gov/Sect8/Sect8_2.html
18. Microwave sensors. Harrison B.A., Jupp D.L.B. Introduction to Remotely Sensed Data.
<http://ceos.cnes.fr:8100/cdrom/ceos1/irsd/pages/datacq5.htm>
19. Radar principles. European Space Agency.
http://earth.esa.int/applications/data_util/SARDOCS/spaceborne/Radar_Courses/Radar_Course_III/radar_principles.htm
20. Государственный космический научно-производственный центр им.Хруничева <http://www.khrunichev.ru>
21. Данные ДЗЗ со спутника Aqua, официальный сайт ЗАО “Совзонд”,
<http://www.sovzond.ru/satellites/436/443.html>
22. Трифионов Ю.В. Создание и внедрение унифицированных спутниковых платформ для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и атмосферы // Вопросы электромеханики. Труды НИИ ВНИИЭМ.
23. Горбунов А.В. Космическая система «Ресурс-О1». Проблемы создания и эксплуатации космических аппаратов оперативного наблюдения Земли // Труды ВНИИЭМ.
24. А.П Клищенко, В.И Шупляк «Астрономия» Москва ООО «Новое знание» 2004
25. Michael D. Griffin, James R. French “Space Vehicle Design” 2004

26. Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н. - Малые космические аппараты. (Книга 3) 2010 Омск Издательство ОмГТУ.
27. Елисеев А.С. - Техника космических полетов — 1983 Москва «машиностроение»
28. Колесников А.В. - Лекции по курсу Испытания конструкций и систем космических аппаратов.2007
29. Мельников В.Н. - Управление ориентацией космических аппаратов преимущественно на геостационарной орбите — 2011 Москва.
30. Новиков Л.С. Взаимодействие космических аппаратов с окружающей плазмой. Москва: 2006.
31. Нусинов М.Д. Влияние космического вакуума на материалы и устройства научной аппаратуры М: 1987
32. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. Москва: «Машиностроение», 1986.
33. Райкунов Г.Г. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. М: ФИЗМАТЛИТ, 2009.
34. Азтюхин Ю. П., Карг Л.И., Симаев В.Л. Системы управления космических аппаратов. Москва: издательство «наука», 1979.