

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

МОСКОВСКИЙ ИНЖЕНЕРНО-ФИЗИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
(ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ)

А.С. Гляненко

**ОСОБЕННОСТИ АВТОМАТИЗАЦИИ
КОСМОФИЗИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ
НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ**

Учебное пособие

*Рекомендовано УМО «Ядерные физика и технологии»
в качестве учебного пособия
для студентов высших учебных заведений*

Москва 2008

УДК 520.6 (075)

ББК 22.61я7

Г55

Гляненько А.С. **Особенности автоматизации космофизических экспериментов на космических аппаратах: Учебное пособие.** М.: МИФИ, 2008. – 120 с.

Учебное пособие предназначено для изучения и освоения материала нового курса «Автоматизация космического эксперимента», разработанного в рамках Инновационной образовательной программы МИФИ. В учебном пособии рассмотрены особенности и условия подготовки и проведения космических экспериментов на борту космических аппаратов (КА), взаимодействие научной аппаратуры с бортовыми системами. Особое внимание уделено специфическим аспектам, с которыми экспериментаторы не сталкиваются при подготовке экспериментов, и их автоматизации в наземных условиях, таким, как радиационная стойкость радиоэлектронных компонентов научной аппаратуры. Дано описание современных интерфейсов связи с системами КА и научными приборами.

Рекомендуется студентам и аспирантам, специализация которых связана с космической физикой, астрофизикой, физикой солнечно-земных связей, ядерно-физическим мониторингом окружающей среды, а также инженерам и научным работникам, которые хотят получить знания о требованиях к научной аппаратуре для космических исследований, подходах к решению задач по автоматизации исследований, по конструированию и эксплуатации приборов, организации и проведению экспериментов в области космической физики и астрофизики.

Пособие подготовлено в рамках Инновационной образовательной программы МИФИ.

Рецензент канд. физ.-мат. наук, доц. В.В.Кадилин

© Московский инженерно-физический институт
(государственный университет), 2008

ISBN 978–5–7262–1002–5

Оглавление

Глава 1. Специфические факторы, воздействующие на приборы для космических исследований и специальные требования к аппаратуре.....	5
Комплекс средств для выведения научной аппаратуры на орбиту искусственного спутника Земли.....	5
Ограничения и требования к научным приборам, предназначенным для космофизических исследований.....	15
Контрольные вопросы.....	28
Список литературы.....	28
Глава 2. Организация эксперимента на борту КА.....	30
Инфраструктура спутниковой космической измерительной системы.....	30
Система электропитания.....	32
Командная радиолиния (система управления бортовым комплексом).....	38
Радиотелеметрическая система.....	45
Система единого времени.....	55
Объединение научных и служебных систем в единый измерительный комплекс.....	55
Системы терморегулирования.....	59
Системы ориентации и стабилизации.....	65
Контрольные вопросы.....	72
Список литературы.....	73
Глава 3. Воздействие на электрорадиоэлементы ионизирующих излучений космического пространства..	75
Воздействие ионизирующих излучений на электронные компоненты аппаратуры.....	75
Расчет поглощенной дозы.....	80
Стойкость радиоэлектронных компонент к полной поглощенной дозе.....	84
Стойкость радиоэлектронных компонент к «одночастичным» событиям.....	87
Выбор полупроводниковых компонентов для использования в приборах для космофизических исследований.....	92
Контрольные вопросы.....	94

Список литературы.....	94
Глава 4. Интерфейсы, часто используемые в бортовых системах	98
Классификация интерфейсов.....	98
Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей (MIL-STD-1553B).....	99
Стандарт LVDS	107
Стандарт SPI.....	112
Контрольные вопросы.....	117
Список литературы.....	118

Глава 1

СПЕЦИФИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ, ВОЗДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ПРИБОРЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ И СПЕЦИАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К АППАРАТУРЕ

Комплекс средств для выведения научной аппаратуры на орбиту искусственного спутника Земли

Особенностью космофизических экспериментов является то, что научный прибор устанавливается на борт космического аппарата (КА), который выводится в космическое пространство. Единственным ныне существующим способом выполнения подобной операции является использование для запуска в космос ракетной техники.

Космической деятельностью в том или ином объеме занимаются 130 стран мира. 20 стран обладают определенным космическим потенциалом: Англия, Германия, Украина, Бразилия и т.д. Из них шесть стран – Россия, США, Япония, Франция, КНР, Индия – имеют свои КА, средства выведения (ракеты носители – РН) и средства управления полетом.

Задачи средств выведения КА и их состав.

Задачами средств выведения КА на космические орбиты являются:

- обеспечение старта космического комплекса (РН + разгонный блок (РБ) + КА);
- сообщение космическому комплексу (3-я ступень РН + разгонный блок + КА) необходимой скорости и вывод его на опорную орбиту;
- управление РН на активном участке траектории вывода на опорную орбиту;
- вывод космического комплекса (3-я ступень РН + разгонный блок + КА) на промежуточную орбиту и орбитального комплекса (разгонный блок + КА) или КА на требуемую стационарную орбиту или траектории отлёта от Земли;
- управление разгонным блоком на траекториях вывода на промежуточную орбиту и КА на требуемую стационарную орбиту или траектории отлёта.

Состав средств выведения КА:

- ракеты носители и разгонные блоки;
- стартовые комплексы (ракетодромы);
- системы управления РН и разгонными блоками;
- пункты радиотехнического сопровождения КА.

Рассмотрим процесс выведения КА на орбиту ракетой носителем (РН). На рис.1.1 представлена схема выведения искусственного спутника Земли (ИСЗ) на орбиту с помощью многоступенчатой ракеты носителя, построенного по часто используемой схеме с боковым расположением блоков 1-й ступени (носители типов «Молния», «Союз», «Протон» и др.). Возможно использование и РН другой конфигурации – без боковых блоков 1-й ступени. В этом случае ступени РН располагаются последовательно – одна над другой (РН – «Циклон», «Космос» и др.). Приведенная на рисунке схема выведения состоит из нескольких основных этапов. На первом этапе происходит запуск ракетных двигателей 2-й ступени и боковых блоков (1-ая ступень), отрыв РН от Земли. После выработки горючего двигателями боковых блоков 1-й ступени они сбрасываются. После выхода комплекса в разреженную атмосферу происходит сброс головного обтекателя КА. После выработки горючего сбрасывается вторая ступень, и далее вступает в работу 3-я ступень РН. И, наконец, после завершения работы третьей ступени, вступает в дело разгонный блок, выводящий КА на нужную рабочую орбиту.

В процессе выведения от комплекса РН – КА отделяются различные элементы (компоненты), которые падают на Землю. В перспективных РН предполагается «мягкий спуск» для возможного повторного использования. Параметры полей падения для них (в случае двухступенчатой РН) составляют:

- первая ступень (ступени) падает на расстоянии ~ 500 км;
- створки головного обтекателя падают на расстоянии 1000 – 1500 км;
- вторая ступень (ступени) падает на расстоянии $\sim 2 - 3$ тыс.км.

СХЕМА ВЫВЕДЕНИЯ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ НА ОРБИТУ

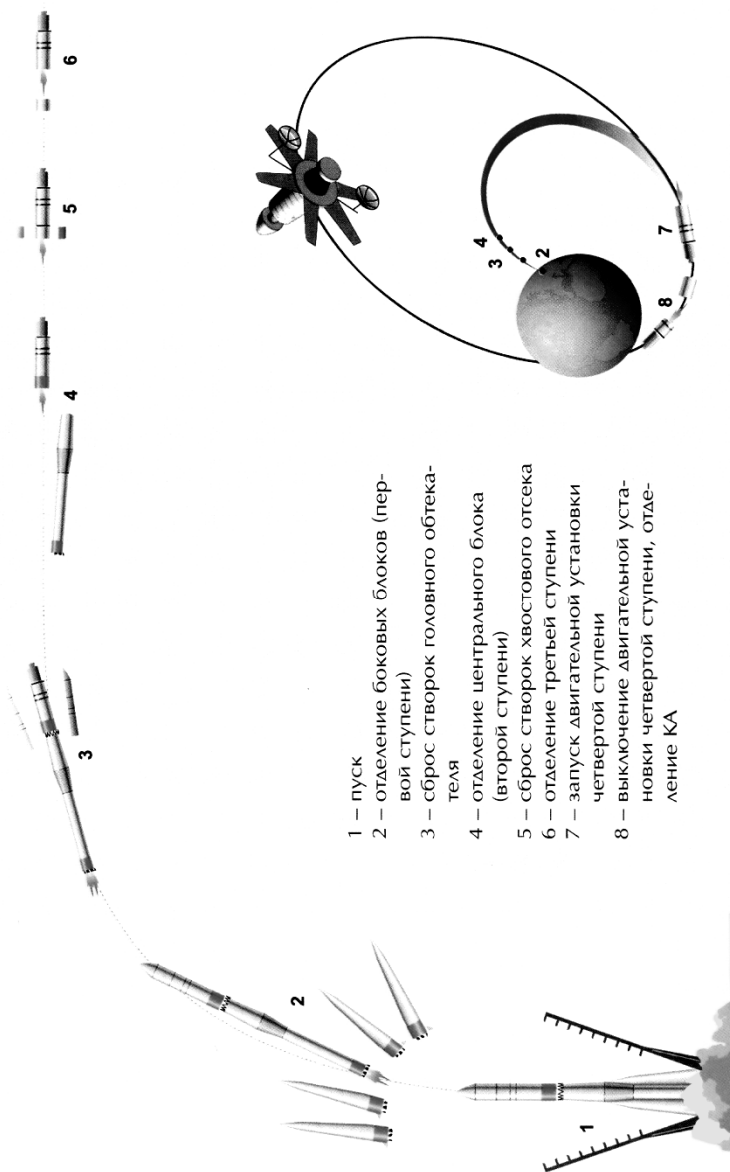


Рис.1.1. Схема выведения ИСЗ на орбиту

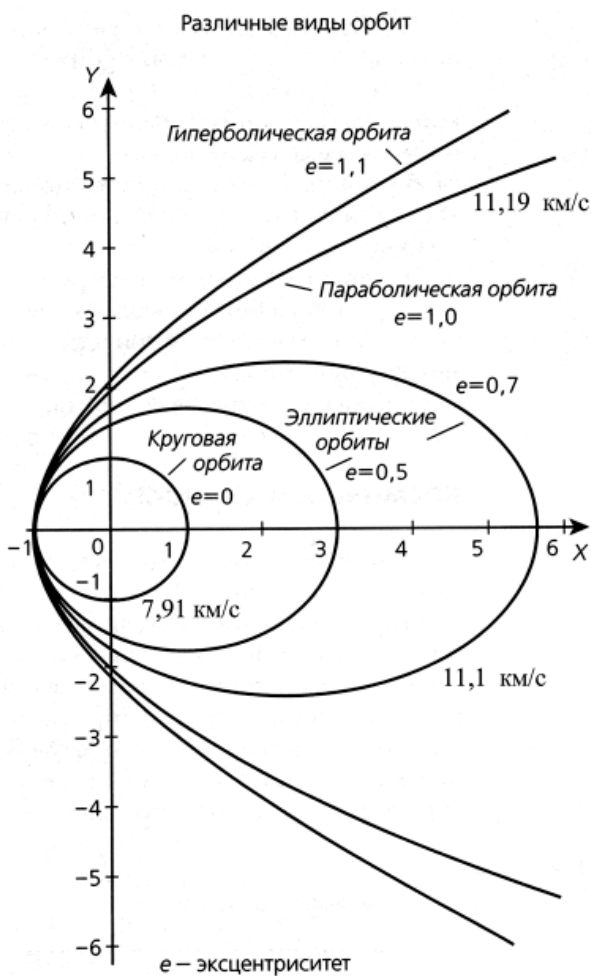


Рис.1.2. Типы орбит космических аппаратов

В зависимости от задач КА он может быть выведен на различные типы орбит. Напомним основные величины скоростей, которые должен получить КА для выполнения своей миссии:

первая космическая скорость – 7,91 км/с, вторая космическая скорость – 11,2 км/с, третья космическая скорость – 16,6 км/с, четвертая космическая скорость – 360 км/с (см. рис.1.2).

Для различных типов орбит и траекторий типовые характеристики различных этапов выведения составляют:

Активный участок траектории вывода КА занимает промежуток от старта до выхода на опорную орбиту. Далее происходит формирование промежуточной орбиты и, в зависимости от планируемой орбиты КА, может дополнительно осуществляться вывод на стационарную орбиту. Для некоторых орбит КА, типов РН, понятия опорная, промежуточная и стационарная орбита могут совмещаться.

Орбиты и ступени РН, обеспечивающие вывод КА на них:

- выход на опорную орбиту – 200 км – I ступень;
- выход на промежуточную орбиту – 400 – 500 км – II ступень, с этой орбиты формируется дальнейший полет КА когда либо КА выходит на круговую (или эллиптическую), низкую орбиту (до 5000 км), либо РН продолжает формировать более высокую орбиту через переходную эллиптическую орбиту до точки апогея этой орбиты;
- III ступень РН выводит КА на стационарную орбиту.

Основные типы орбит:

- геостационарная орбита – высота ~ 36000 км над экватором Земли, период обращения равен суткам;
- геосинхронная орбита – с тем же периодом, но с любым наклонением (проходит через одни и те же подстилающие территории);
- круговая орбита – наклонение любое, период обращения около 90 мин;
- солнечно-синхронная орбита – угол наклонения 97,5°, плоскость орбиты всегда перпендикулярна к направлению на Солнце.

На опорной орбите КА существует – 40 сут.

На орбите высотой 300 км – 300 сут.

В России сейчас используется большое количество различных типов РН, но в перспективе количество типов РН уменьшится, и

большинство запусков КА будет осуществляться с помощью перспективного унифицированного семейства РН «АНГАРА». Общий вид носителей этого семейства и их основные характеристики приведены на рис. 1.3 и в табл. 1.1.

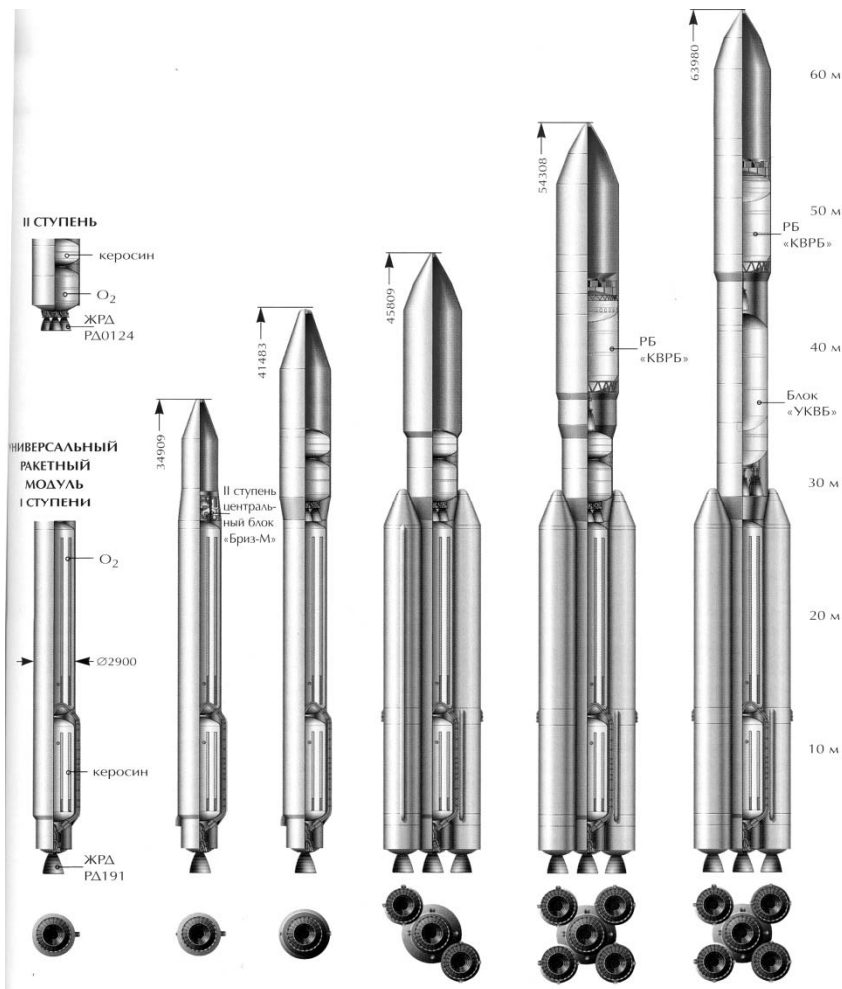


Рис.1.3. Семейство РН «Ангара»

Таблица 1.1

Характеристики РН семейства «Ангара»

Класс РН	Легкий		Сред- ний	Тяжелый	Сверхтяжелый
Тип РН Ангара –	1.1	1.2	3А	5А	5А с «УКВБ»
Стартовая масса, т	145	167	478	772	790
Масса полезной нагрузки при пусках с космодрома Плесецк на орбите					
Низкой $H_{кр} = 200$ км, $i = 63^\circ$	2,0	3,7	14	24,5	28,5
Средней $H_{кр} = 5500$ км, $i = 63^\circ$	–	–	2,3	6,6 (5,2 с РБ «БРИЗ»)	8,0
Геостационар- ной	–	–	1,0	4,0 (2,8 с РБ «БРИЗ»)	5,0

Обеспечивается запуск РН сложным комплексом различных технических средств, который располагается на *космодроме*. Для примера на рис. 1.4 приведена инфраструктура космодрома Плесецк.

Космодром – оборудованная территория с размещенными на ней специальными сооружениями и технологическими системами, предназначенными для сборки, испытаний, подготовки и запуска ракет - носителей. Космодром включает в себя:

Основные сооружения – стартовые комплексы, технические комплексы, командно-измерительные комплексы, стендовые базы, информационно-вычислительный центр, хранилища компонентов топлива;

Вспомогательные сооружения – аэродром, заводы по производству компонентов топлива, теплоэлектростанция, железнодорожные и автомобильные коммуникации, поля падения отделяющихся ступеней РН и элементов КА, жилой город, поисково-спасательные службы.

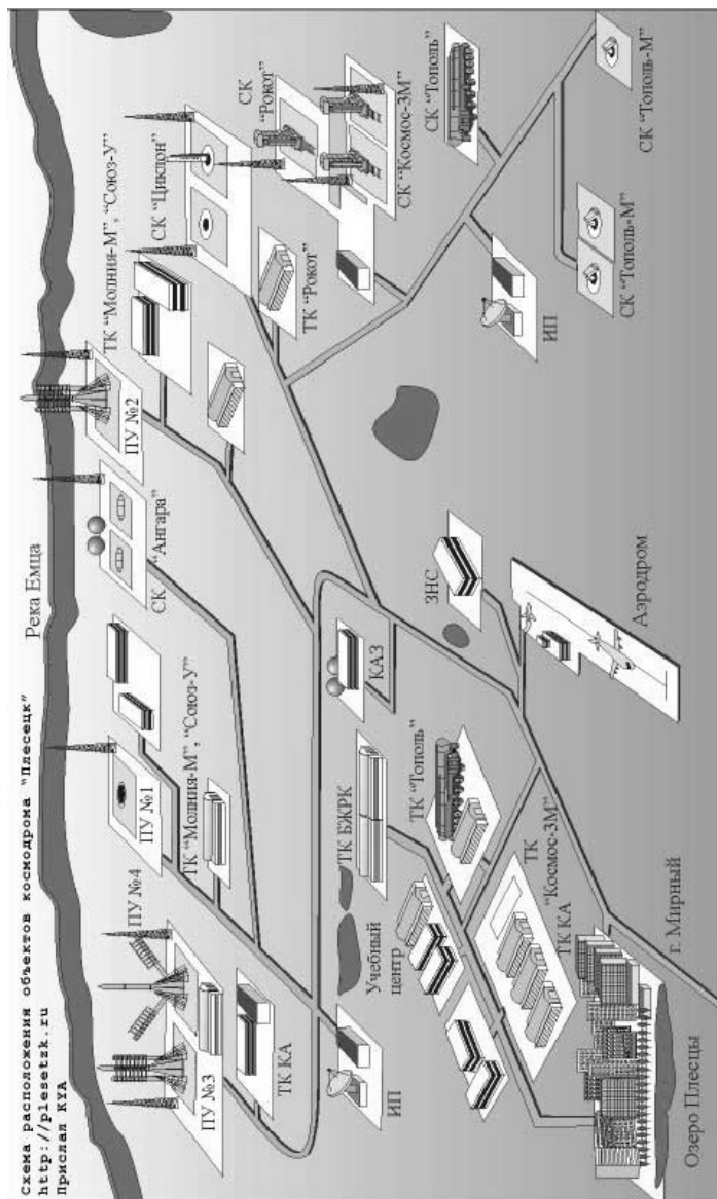


Рис. 1.4. Космодром Плесецк

Технический комплекс – здания и сооружения, оснащенные специальным технологическим оборудованием и общетехническими системами. На техническом комплексе производят прием, сборку, испытания и хранение элементов РН, а также заправку компонентами топлива и сжатым газом КА и разгонных блоков, стыковку с РН и транспортировку РН на старт.

Основной элемент – МИК (монтажно-испытательный корпус). Его размеры для РН «Энергия» – 250х112х50 м. В МИК проводят сборку и заправку КА и разгонных блоков, подготовку к старту КА.

Стартовый комплекс – основной объект космодрома. Обеспечивает транспортировку, установку в стартовое устройство РН с КА, заправку топливом и сжатыми газами, предстартовые операции, контрольные проверки и пуск.

Командно-измерительный комплекс (КИК) обеспечивает траекторные измерения движения РН на активном участке полета, анализ работы бортовых систем.

Космодромы построены на территории нескольких стран мира. На рис.1.5 показаны места размещения действующих и планирующихся к созданию и использованию космодромов.

Ниже приведен список основных космодромов России, США.

Космодромы России

Байконур (начало эксплуатации – май 1957 г. На космодроме находятся стартовые комплексы для ракет-носителей «Союз», «Протон», «Циклон», «Зенит», «Энергия».

Плесецк (начало эксплуатации – декабрь 1967 г. На космодроме находятся стартовые комплексы для ракет-носителей РН «Союз», «Молния», «Космос», «Циклон»

Капустин Яр (начало эксплуатации – декабрь 1964 г. На космодроме находятся стартовые комплексы для ракет-носителей «Космос», «Вертикаль».

Космодромы США

Западный (+ база ВВС Ванденберг). На космодроме находятся 20 стартовых позиций для РН «Атлас», «Титан».

Восточный – 1963г. (персонал 20тыс. человек). На космодроме находятся 48 стартовых комплексов для ракет-носителей «Атлас», «Титан», «Сатурн», «Дельта».

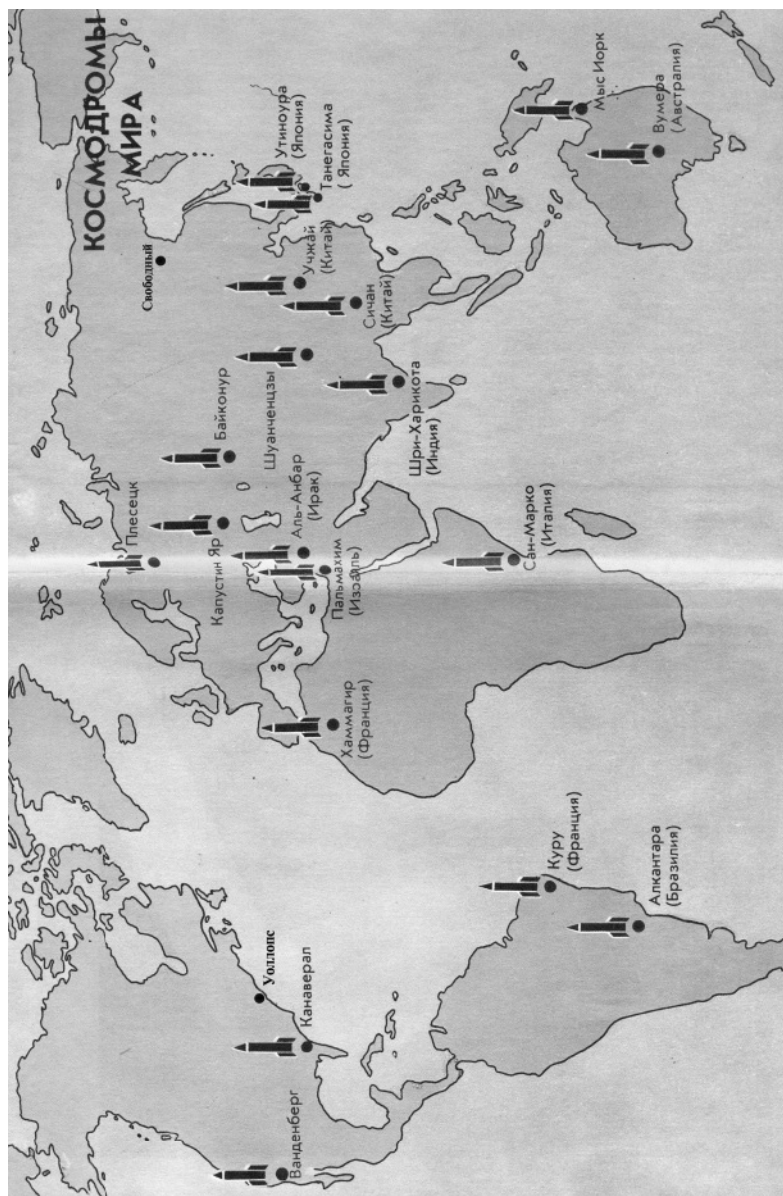


Рис.1.5. Карта мест размещения космодромов мира

Международный проект «Морской старт» с участием России, Украины, Канады и США. В проекте используется ракета-носитель «Зенит-3SL» (средний класс). Старт – в любой точке акватории океанов. Внешний вид пусковой платформы проекта приведен на рис.1.6.



Рис.1.6. Вид комплекса «Морской старт».

Ограничения и требования к научным приборам, предназначенным для космофизических исследований

Познакомившись с техническими средствами, использующимися для вывода в космос КА, посмотрим, какие возникают ограничения и требования к научным приборам, предназначенным для космофизических исследований.

При создании измерительной установки в процессе подготовки эксперимента в лаборатории практически не существует ограничений (кроме бюджетных) на выбор и использование методик измерений и использование в системах сбора, накопления и обработки данных любых доступных электронных систем, блоков и вычисли-

тельных средств, реализующих функции отбора, обработки и накопления данных в реальном масштабе времени. На любой прибор, создаваемый для исследований на борту КА, в отличие от лабораторного накладывается целый ряд ограничений.

Первую группу ограничений, которую можно назвать «естественными», составляют:

1) масса прибора, которая должна быть как можно меньшей (это ограничение связано с высокой стоимостью (не менее 5000 \$) вывода на околоземную орбиту килограмма груза);

2) габариты создаваемого прибора, которые также должны быть минимальны (здесь есть другое естественное ограничение – габариты обтекателя, надеваемого на КА на этапе выведения на орбиту, головной обтекатель служит для защиты КА от скоростного напора воздуха с момента старта до выхода КА на орбиту.);

3) энергопотребление научного прибора на борту КА, которое также должно быть минимальным (и это ограничение достаточно понятно – на борту КА нет линий электропередач, подключенных к РАО ЕС России, типичные величины энергопотребления, отводимые для всего комплекса научной аппаратуры, на борту КА обычно составляют ≈ 400 Вт).

Ко второй группе ограничений можно отнести специфические свойства среды, в которой проводятся измерения, условия доставки КА на орбиту, особенности функционирования научного прибора на борту КА. Все эти факторы необходимо учитывать при конструировании и отработке прибора для исследований на борту КА. В их число входят: невесомость, вакуум, различные механические воздействия и т.д.

Невесомость. Одним из главных факторов, действующих на научные приборы во время космического полета является невесомость. Вообще говоря, сумма сил, действующих на КА, находящийся на орбите вокруг Земли, не равна нулю, так как учет возмущений от сопротивления внешней остаточной атмосферы, несферичности Земли, давление «солнечного ветра» и других факторов приводит к значениям ускорений, меньшим $10^{-4} g$, где g – ускорение свободного падения на земной поверхности. Тем не менее, эти остаточные ускорения достаточно малы, и отсутствие веса накладывает серьезные ограничения на конструкции приборов (особенно

если это астрономические приборы с высоким угловым разрешением). Дело в том, что на Земле любые конструкции деформируются под действием собственного веса. После выведения на орбиту, в невесомости, механические элементы «распрямляются», вызывая перекосы конструкции и нарушая юстировку. Особую опасность это представляет для оптических элементов телескопов, так как в некоторых случаях расстояния между оптическими элементами должно выдерживаться с точностью до нескольких микрон. Дополнительная сложность заключается в том, что длительная (более нескольких минут) невесомость не имитируется в земных условиях и во время испытаний невозможно точно проверить, как ведет себя конструкция в невесомости.

Чтобы минимизировать такие перекосы конструкции при выводе приборов на орбиту, необходимо применять материалы с возможно большими значениями модуля упругости K_y и поперечного сечения и, по возможности, делать приборы как можно более компактными. Некоторые сведения о применяемых материалах приведены в табл.1.2. Бериллий, например, по сравнению с другими материалами обладает большим значением K_y и малой плотностью. Поэтому он весьма часто применяется в конструкциях телескопов и в детекторах ядерных излучений.

Таблица 1.2

**Некоторые сведения о материалах,
используемых в космическом научном приборостроении**

Материал	K_y , 10^{-11} Н/м ² .	Плотность, 10^{-3} кг/м ³ .	коэффициент теплового расширения, 10^6 град ⁻¹ .
Титан	1,1	4,5	9
Сталь	2,0	8	12
Бериллий	3,1	1,8	12
Инвар (сплав железа с никелем)	1,4	8	1
Дюраль	0,7	2,8	20

Все элементы электрических и других связей приборов (кабели, гибкие шланги и т.д.), которые могут попасть в поле зрения прибора, должны быть жестко закреплены.

Еще одной проблемой, возникающей в невесомости, является отсутствие в невесомости конвекции. Для различных электро-радиоэлементов за счет конвекции отводится до 40÷60 % от рассеиваемой этим электронным прибором мощности. Без применения специальных мер в электронных узлах могут возникать «застойные» зоны, где будет происходить сильный разогрев, который может привести к изменению характеристик электронной схемы или даже выходу из строя («отказу»).

Вакуум. На высотах свыше 100 км давление окружающей среды падает до $< 10^{-6}$ атм, достигая приблизительно 10^{-13} атм на высоте около 1000 км. В таком глубоком вакууме резко возрастает сублимация неорганических веществ с поверхности. Скорость потери массы веществом выражается формулой Кнудсена – Ленгмюра

$$dM/dt = (p_n(T)/17,14) \cdot (\mu/T)^{1/2};$$

где μ – молекулярная масса; T – температура, К; p_n – давление насыщающих паров, мм рт.ст. В свою очередь $p_n(T)$ экспоненциально зависит от температуры

$$p_n(T) \propto \exp \{ -B/T \};$$

где B – постоянная, зависящая от удельной энергии сублимации и молекулярного веса, так что скорость испарения монотонно растет с увеличением температуры для всех материалов. Например, лист кадмия толщиной в 1 мм при температуре 150 К за год полностью испарится. Высокой скоростью сублимации обладают также цинк и магний.

Сложные органические вещества и полимеры также сублимируют в вакууме. Под действием солнечного излучения одновременно происходят и процессы распада молекул на составные части. Испарившиеся частицы вблизи КА рассеивают солнечное излучение, повышают уровень фона и создают помехи особенно для приборов, регистрирующих оптическое и ультрафиолетовое излучения.

Испарение в вакууме приводит, во-первых, к ухудшению оптических поверхностей, а во-вторых, к так называемой «контаминации», т.е. осаждению молекул и микрочастиц на более холодные

поверхности (обычно более холодными являются оптические элементы – линзы и т.д.).

В результате испарения, освобождения летучих компонентов, пыли с поверхности и результатов работы двигателей ориентации КА, вокруг него образуется собственная газовая оболочка с плотностью на несколько порядков превышающей плотность окружающей среды. Так на станции «Скайлэб» при плотности окружающей среды $4 \cdot 10^{-14}$ г/см³ плотность «собственной» атмосферы была в тысячу раз больше. Особенно быстро процессы испарения проходят в первые несколько суток после выведения КА на орбиту. Для защиты оптических поверхностей от загрязнения используются крышки, закрывающие оптику. Во время сеансов наблюдений температура линз и зеркал оптических и ультрафиолетовых приборов должна быть выше, чем у окружающих конструкций и материалов КА. Сеансы работы приборов, располагающихся вне гермоотсеков, обычно начинаются через несколько суток после запуска КА на орбиту.

Большие трудности возникают и при разработке и эксплуатации механических узлов для работы в вакууме. Жидкие смазочные материалы в подвижных узлах, имеющие большие значения p_n , улетучиваются в течение нескольких часов и в результате сублимации поверхности самоочищаются и начинают идти процессы слипания и холодной сварки металлов. В этих условиях, как правило, применяются твердые смазки, например дисульфит молибдена MoS₂.

В вакууме на поверхности КА могут возникать значительные колебания температуры. Градиент температуры на поверхности КА определяется величиной падающего потока лучистой энергии Солнца на освещенной стороне КА, радиационным охлаждением КА на теневой стороне и теплопроводностью самого КА. Так как в космосе отсутствуют конвекционные потоки во внешнюю среду, то при средней температуре КА в 20 °С перепад температур на поверхности аппарата может достигать от –150 до +150 °С (с учетом захода КА на околоземных орбитах в тень Земли), что в свою очередь требует применения специальных материалов или специальных методов для поддержания изменений температуры КА в приемлемых пределах.

Различные механические и прочие воздействия в процессе выведения на орбиту и при эксплуатации КА. В процессе выведения на орбиту и при выполнении на орбите различных динамических операций КА на установленный на него прибор действует комплекс вибрационных, линейных, ударных воздействий, а также во время нахождения КА в атмосфере еще и акустические потоки. Типичные ракеты–носители (РН) имеют 2 – 3 ступени, на КА надевают головной обтекатель для защиты на этапе движения в атмосфере от воздействия набегающих потоков воздуха. Поэтому любой прибор недостаточно сделать только устойчивым и надежно работающим в вакууме и невесомости, необходимо обеспечить его сохранность и работоспособность после действия на него различных деструктивных факторов на этапе выведения.

Вибрации – колебания конструкций КА и установленного на них приборов в широком диапазоне частот (на испытаниях проводят тестирование в диапазоне 20 Гц – 20 кГц при синусоидальном характере воздействий). Величина вибрационных воздействий измеряется в «естественных» единицах – ускорения свободного падения g . Вибрации возникают во время работы двигателей и другой механической аппаратуры, распространяются по корпусу ракеты и другим механическим конструкциям космического комплекса и передаются на все приборы и конструкции. Частота и уровень вибраций определяются мощностью двигателей, размерами РН, массой топлива, оставшегося в баках и т.д. Так вибрационные перегрузки с величинами до 1 g с характерными частотами вибрации в единицы – десятки герц длятся 2 – 3 мин после старта. На высоких частотах – несколько тысяч Гц, величины вибрационных ускорений растут до 8 – 10 g и действуют в течение всего времени от момента старта до выведения на орбиту (типичное время около 10 мин). Для различных РН и КА максимальные воздействия в диапазоне частот могут достигать величин 4 – 10 g . Очень важно, чтобы конструкционные особенности прибора обеспечивали отсутствие резонансов, которые могут приводить к усилению воздействия и к повреждениям или даже разрушению прибора или конструкций КА.

Линейные ускорения (воздействия) – перегрузка, возникающая в процессе разгона комплекса РН – КА. Они хорошо известны тем, кто пользовался скоростными лифтами, особенно на Останкинской

телевизионной башне. Воздействуют по вертикальной оси комплекса. Измеряются в единицах величины свободного падения g . Для обычно используемых РН линейные перегрузки составляют 4 – 11 g . Кроме того, на этапе движения в плотных слоях атмосферы системы управления РН должны обеспечить быструю компенсацию порывов ветра, отклоняющих РН с заданного курса. При этом помимо вертикальных линейных перегрузок могут возникать поперечные линейные перегрузки с типовыми величинами 0,5 – 3,0 g . Аналогичные воздействия могут возникать при выполнении КА на орбите динамических операций (маневров).

При расстыковке ступеней РН, сбросе головного обтекателя, отделения КА от РН и т.д. появляются ударные перегрузки, связанные со срабатыванием пироболтов, используемых при таких операциях. Время действия перегрузок – несколько миллисекунд, но величины ускорений достаточно велики (до 30 – 40 g) во всех направлениях. Удары с величинами до нескольких g возникают и при возвращении оборудования из космоса во время раскрытия парашюта и посадки на поверхность.

Мощность акустических потоков (продольных волн плотности) на корпусе достигает 150 дБ в частотном диапазоне от десятков до нескольких тысяч герц. В герметических отсеках уровень акустических колебаний уменьшается до 120 дБ.

Итак, аппаратура, выводимая в космос, должна обладать соответствующими прочностными характеристиками для того, чтобы выдержать все допустимые перегрузки. Для защиты от перегрузок и ударов все движущиеся детали и узлы обычно закрепляются на время выведения КА на орбиту и освобождаются после выведения. Все резьбовые соединения фиксируются при помощи специальных лаков, мастик или красок. Принимаются также меры для подавления резонансных колебаний (например, установка амортизаторов) и других нежелательных эффектов во время вибраций.

Микрометеориты. Расчеты показывают, что вероятность попадания КА в плотный поток метеорных частиц весьма мала – не более 10^{-6} . В то же время следует учитывать потоки частиц массой менее 10^{-6} г. Поток метеоритных частиц с массой, больше m , на единицу поверхности КА может быть выражен эмпирической формулой:

$$n(> m) = a \cdot m^{-b} [\text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}],$$

где m выражено в граммах; $a = 10^{-12}$ и $b = 1,05$. Метеорные частицы имеют каменную или железорудную структуру и плотность порядка $2\div 8 \text{ г/см}^3$. Их скорости находятся в диапазоне от 10 до 100 км/с.

Такие частицы при столкновениях с материалами КА выбивают осколки с суммарной массой, в сотни раз превышающей собственную массу, и оставляют после себя кратер глубиной $10^{-2} \div 10^{-3} \text{ см}$. Таким образом, из-за взаимодействия с метеорным потоком – происходит эрозия материалов со средней скоростью потери массы порядка одного грамма с квадратного метра поверхности в год. Эрозия постепенно изменяет свойства приборов, в которых используются тонкие пленки, ухудшает параметры фотодиодов и фотоспротивлений; под влиянием микрометеоритов падает коэффициент отражения оптических поверхностей, ухудшается прозрачность линз и иллюминаторов.

Для защиты от метеорных частиц на чувствительные поверхности, в тех случаях, когда это возможно, наносятся дополнительные покрытия из материалов, пропускающих излучение в заданном участке спектра. Иногда устанавливаются защитные противометеоритные экраны. Во время пробоя такого экрана кинетическая энергия частицы расходуется на образование дырки и осколков. Разлет последних идет с существенно меньшими скоростями и не представляет опасности. Толщина экрана при этом составляет обычно доли миллиметра.

Солнечное электромагнитное излучение и заряженные частицы. На орбите Земли величина потока солнечной энергии составляет (солнечная постоянная) $1,39 \cdot 10^6 \text{ эрг/(\text{см}^2 \cdot \text{с})}$, из которых 90 % приходится на видимую и ближнюю инфракрасную область от 0,4 до 10 мкм. Из-за отсутствия атмосферы внешняя, обращенная к Солнцу, поверхность КА на околоземной орбите может нагреваться до температур $\approx 150 \text{ }^\circ\text{C}$. Длительное воздействие больших тепловых потоков приводит к температурному изгибу механических элементов, увеличению скорости испарения, потемнению светоотражающих поверхностей, помутнению прозрачных материалов и т.д.

Представление о спектрах и потоках излучений от Солнца можно получить из графиков, приведенных на рис.1.7.

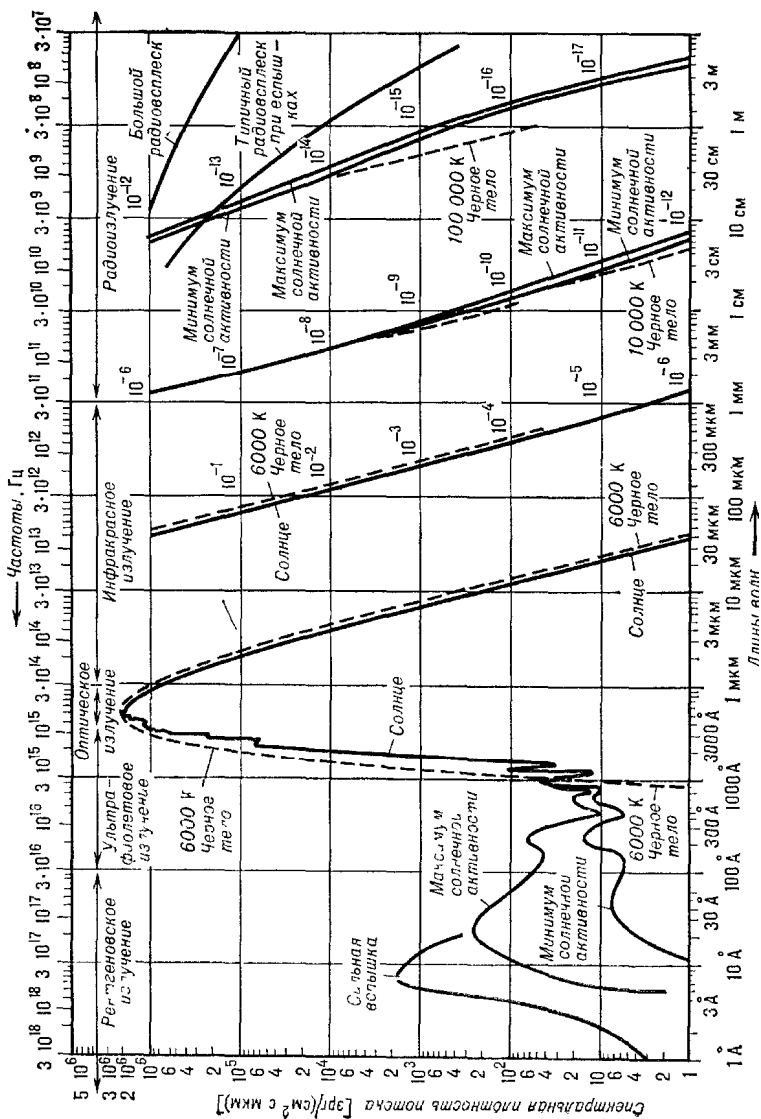


Рис.1.7. Спектры и потоки излучений от Солнца

Примерно 10 % энергии, поступающей от Солнца, приходится на диапазон длин волн $\lambda = 2000 \div 4000 \text{ \AA}$, и около $2 \cdot 10^{-4}$ солнечной постоянной составляют фотоны с $\lambda < 2000 \text{ \AA}$. При продвижении далее в коротковолновую область поток от Солнца слабеет и все сильнее зависит от солнечной активности. Так, в крайней ультрафиолетовой области при $\lambda < 1000 \text{ \AA}$ от Солнца поступает $2,5 \text{ эрг}/(\text{см}^2 \cdot \text{с})$; во время солнечных вспышек эта величина возрастает в несколько раз, в то время как в мягком рентгеновском диапазоне ($\lambda < 100 \text{ \AA}$) поток меняется более чем в 100 раз. Во время вспышек в рентгеновской и гамма-областях спектра Солнца излучает $\geq 10^{31}$ эрг в течение нескольких часов.

Фотоны жесткого ($\lambda < 2000 \text{ \AA}$) солнечного излучения при взаимодействии с материалами КА тратят энергию на возбуждение и ионизацию атомов, диссоциацию сложных молекул органических соединений, катализацию различных химических реакций. Если не принимать мер защиты (специальные покрытия, экраны и т.д.), то через некоторое время свойства оптики и детекторов под воздействием ультрафиолетовых и рентгеновских фотонов существенно изменятся, чаще всего в нежелательную сторону. Так, например, монотонно падает квантовая эффективность регистрации излучения фотодетекторов («фотонная деградация»). Этот эффект еще более усиливается в условиях повышенных температур. Обычно детекторы, не предназначенные для регистрации солнечного излучения, предохраняют (даже в выключенном состоянии) от прямых засветок путем конструирования специальных затворов и крышек, автоматически закрывающих детекторы (и зеркала) при возникновении опасности прямой засветки.

На работу аппаратуры влияют и потоки заряженных частиц. Во время солнечных вспышек до 10^{30} эрг выделяемой энергии приходится на солнечные космические лучи (в основном протоны с небольшими добавками более тяжелых ядер и электронов), причем различные механизмы ускорения во вспышках ускоряют космические лучи до релятивистских энергий. В периоды спокойного Солнца от него исходит солнечный ветер – поток плазмы с плотностью $6\div 20 \text{ см}^{-3}$ на орбите Земли, распространяющийся со скоростями около 400 км/с. Галактические космические лучи состоят на 99 % из релятивистских протонов и ядер гелия, распростра-

няющихся с интенсивностью $0,2 \text{ част./ (см}^2 \cdot \text{с} \cdot \text{ср)}$ во всех направлениях. Спектры космических лучей имеют максимум на энергиях 200 – 400 МэВ, спадая вплоть до энергий $\geq 10^{13}$ эВ по степенному закону с показателем степени $\alpha \sim 2,5$.

Область ближайшего околоземного космического пространства в виде кольца, окружающего Землю, в которой сосредоточены огромные потоки протонов и электронов, захваченных дипольным магнитным полем Земли, получила название радиационного пояса Земли (РПЗ). Магнитную силовую линию можно «пометить» расстоянием между экваториальной точкой этой линии и центром диполя и выразить в относительных единицах $L = r_{\text{эКВ}}/r_3$, где $r_{\text{эКВ}}$ – расстояние от экваториальной точки до центра диполя, а r_3 – радиус Земли. Так, магнитная силовая линия с параметром $L = 1$ имеет экваториальную точку на поверхности Земли.

Движение частицы может быть представлено как ларморовское вращение вокруг магнитной силовой линии. Двигаясь по инерции вдоль магнитной силовой линии дипольного поля, частица приближается к Северному или Южному магнитному полюсу, причем напряженность поля сильно увеличивается. Она замедляет поступательное движение частицы к полюсу до полной остановки, после чего заставляет частицу двигаться с ускорением к противоположному полюсу. Точку, где движение частицы вдоль магнитной силовой линии изменяет направление на обратное, называют зеркальной точкой. Для электронов и протонов с энергией 10 МэВ периоды колебаний между парой зеркальных точек РПЗ составляют секунду и десятую долю секунды соответственно. В дипольном магнитном поле нельзя полностью выполнить условие адиабатичности, особенно для захваченных частиц с высокими энергиями. Действительно, когда частица совершает один оборот вокруг магнитной силовой линии, она пересекает области с разной напряженностью магнитного поля: оно больше на внутренней части ларморовской окружности, чем на внешней. Следовательно, и ларморовский радиус меньше на внутренней части, чем на внешней. По этой причине частица, совершив полный оборот, минует исходную точку, так что ведущий центр смещается к западу в случае положительного заряда частицы или к востоку в случае отрицательного. Смещение будет происходить и на последующих витках. Так возникает еще один вид движения – долготный дрейф. Частица оборачивается

вокруг Земли именно из-за долготного дрейфа: период обращения обратно пропорционален энергии частицы. Для электронов и протонов с энергией ~ 10 МэВ этот период равен приблизительно двум минутам и нескольким десяткам секунд соответственно.

Частица движется по спиральной траектории, навиваясь на магнитные силовые линии, и, если эти магнитные линии замкнутые, возникает эффект магнитного удержания. Если за время каждой осцилляции частицы между двумя зеркальными точками значение отношения интеграла действия к импульсу частицы сохраняется и частица совершает при этом долготный дрейф, то можно считать, что она все время находится на вполне определенных силовых линиях. Совокупность этих силовых линий составляет поверхность и называется оболочкой.

Положение любой точки в магнитосфере Земли может быть обозначено как трехмерными географическими координатами, так и магнитной системой координат. Обычно для описания движения заряженных частиц используют магнитную координатную систему (L, B) . Совокупность этих силовых линий составляет поверхность и называется оболочкой. Оболочка напоминает замкнутый выпуклый пояс, где верхний и нижний края – множество широт расположения зеркальных точек. Края пояса, его выпуклость или вогнутость зависят уже от реальной конфигурации дипольного магнитного поля Земли. Пояс для конкретной частицы имеет толщину, определяемую ее ларморовским радиусом. Захваченные частицы отличаются импульсами, питч-углами и т.п. и каждая имеет свой пояс. Все вместе они образуют РПЗ. На рис.1.8 показано меридиональное сечение радиационного пояса Земли. Оболочки $L = 1 - 3$ – внутренняя часть пояса; $L = 3,5 - 7$ – внешняя часть; $L = 1,2 - 1,5$ – стабильный пояс высокоэнергетичных электронов; $L \sim 2$ – стабильный пояс ядер аномальной компоненты космических лучей; $L \sim 2,6$ – квазистабильный пояс.

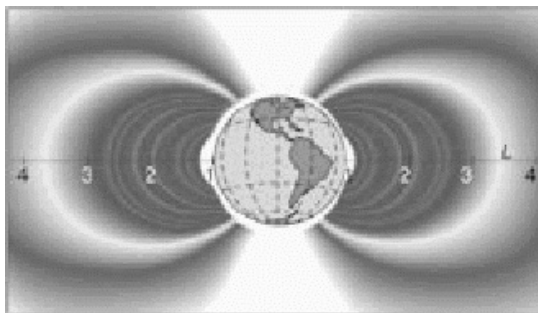


Рис.1.8. Радиационные пояса Земли

Вследствие наличия у Земли магнитного поля в радиационных поясах (имеющих форму тора, ориентированного по геомагнитному экватору) плотность захваченных магнитосферой электронов с энергией более 1 МэВ может достигать величин порядка 10 электронов/(см²·с) на расстояниях в $4 - 5R_3$ (R_3 – радиус Земли) в плоскости экватора. Потoki протонов радиационных поясов с энергией $E_p > 5$ МэВ до $3 \cdot 10^6$ протонов/(см²·с) наблюдаются при $R \sim 2 R_3$.

Заряженные частицы в дополнение к эффектам, аналогичным тем, которые наблюдаются при наличии жесткого электромагнитного излучения, во многих случаях рожают дополнительную и весьма мощную компоненту шума в детекторах (пропорциональных и полупроводниковых счетчиках, ФЭУ). Вследствие высокой проникающей способности интенсивный поток заряженных частиц выводит из строя электронные блоки, производит изменение внутренней структуры материалов и т.д. Взаимодействия заряженных частиц и космических лучей рожают долгоживущие изотопы, которые, в свою очередь, в процессе распада создают дополнительную компоненту фона. Выбивание электронов и ионов с поверхностей (вторичная электронная и ионная эмиссия) ведет к образованию электростатических зарядов и изменению электрических характеристик КА (такие же эффекты наблюдаются при движении спутников Земли на высотах $h_{орб} \sim 200\div 400$ км в верхних слоях ионосферы).

Для уменьшения влияния потоков заряженных частиц на работу аппаратуры наблюдения обычно проводят или на низких ($h_{орб} <$

1000 км), или на высоких ($h_{\text{орб}} > 5-6 R_z$) орбитах, или участках орбит.

Контрольные вопросы

1. Какую скорость должна сообщить РН космическому аппарату для осуществления полета к Марсу?
2. В чем отличие геостационарной орбиты от геосинхронной орбиты?
3. Какие ограничения и требования к научным приборам мы можем назвать «естественными»?
4. На каком этапе запуска на КА и научные приборы воздействуют различные механические дестабилизирующие факторы?
5. Какие проблемы при конструировании и эксплуатации научных приборов связаны с возникновением невесомости при орбитальном движении КА?
6. Какие проблемы при конструировании и эксплуатации научных приборов связаны с наличием вакуума при работе научных приборов вне гермоотсека КА?
7. Зависят ли какие-либо параметры потоков излучений в космосе от солнечной активности?
8. Какое явление принято называть «солнечный ветер»?
9. Что является источником возникновения радиационных поясов Земли?

Список литературы

1. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. / Под ред. Ю.Н. Коптева. – М.: Рестарт+, 2001. – 216 с.
2. Материалы сайта <http://www.plesetzk.ru/>.
3. Модель космоса. Т.1. Физические условия в космическом пространстве / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С.Новикова. – М.: КДУ, 2007. – 872 с.
4. Модель космоса. Т.2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под ред. М.И.Панасюка, Л.С.Новикова. – М.: КДУ, 2007. – 1144 с.
5. Москаленко Е.И. Методы внеатмосферной астрономии. – М.: Наука, 1984. – 280 с.

6. Гальпер А.М. Радиационный пояс Земли.
<http://www.astronet.ru/db/msg/1167351>.

7. Физика космоса. Маленькая энциклопедия / Под ред.
Р.А.Сюняева. – М.: Советская энциклопедия, 1986. – 784 с.

8. Мирошниченко Л.И., Петров В.М. Динамика радиационных
условий в космосе. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 152 с.

Глава 2

ОРГАНИЗАЦИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА НА БОРТУ КА

Инфраструктура спутниковой космической измерительной системы

Работа любой экспериментальной установки обеспечивается набором технических средств. В наземных условиях мы обеспечиваем подключение электронных устройств установки к сети питания, управление режимами работы в автоматическом или ручном (с помощью действий оператора) режимах, сбор, накопление и обработку информации на входящих в состав установки вычислительных средствах, поддержание необходимых температурных режимов и т.д. Как же обстоит дело с организацией эксперимента на борту КА?

Любой научный прибор является частью комплекса аппаратуры, установленной на КА. При этом, кроме собственных блоков научной аппаратуры, всегда имеются дополнительные устройства, обеспечивающие функционирование основной аппаратуры и выполнение научной программы. В задачи этих систем, называемых служебными, входит:

- ослабление влияния отрицательных факторов космического пространства на прибор и использование тех свойств окружающей среды, которые могут способствовать работе прибора (комплекса приборов);
- обеспечение электроэнергией всех систем КА;
- управление ориентацией как всего аппарата, так и прибора, обеспечение заданной траектории движения поля зрения прибора по небесной сфере, а также получение информации для последующего контроля и уточнения ориентации;
- управление режимами работы всех систем, включая научную аппаратуру, проверка их функционирования;
- прием радиокоманд управления с Земли и их выполнение в заданные моменты времени;
- контроль поступающей с прибора информации, ее регистрация и передача на Землю по линии радиосвязи.

При проектировании космической аппаратуры возможна разработка служебных систем на основе потребностей уже имеющейся или создаваемой аппаратуры. На практике же обычно возникает обратная ситуация – когда научная аппаратура разрабатывается с учетом конкретных возможностей служебных систем уже существующего аппарата, на котором должен быть установлен прибор. В последнем случае параметры прибора – вес, размеры, энергопотребление и т.д. – не должны выходить за указанные допуски, что определяет и в значительной степени ограничивает конкретную схему и научные возможности эксперимента.

Инфраструктура любой спутниковой космической измерительной системы приведена ниже на рис.2.1. С некоторыми из служебных спутниковых систем научный прибор имеет необходимые электрические связи, о возможностях и структуре других знаем лишь по некоторым обобщенным данным, которые получаем при начале разработки прибора для спутникового эксперимента. Инфраструктура любого космического эксперимента включает себя КА и Центр управления полетом (ЦУП).

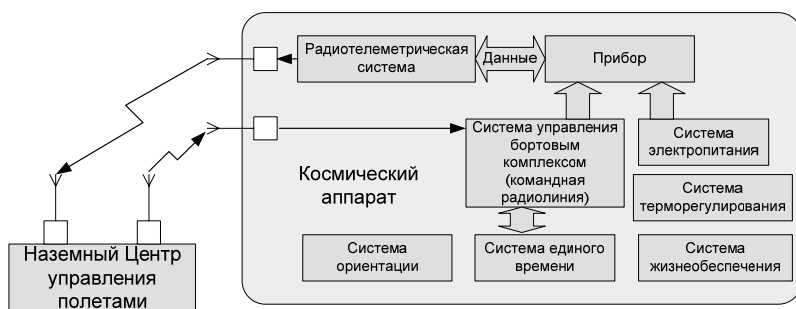


Рис.2.1. Инфраструктура космического эксперимента

Непосредственно (электрически) на борту КА аппаратура научного эксперимента взаимодействует со следующими служебными системами КА:

- системой электропитания (СЭП), обеспечивающей электроснабжение прибора и всего КА;
- системой управления бортовым комплексом (СУБК), которую часто в литературе называют командной радиолинией (КРЛ),

в задачи которой входят выдача управляющих воздействий всем потребителям на борту КА;

- радиотелеметрической системой (РТС), обеспечивающей прием и передачу данных эксперимента на Землю.

Помимо этого научные приборы используют данные системы единого времени (СЕВ), реализующей функции привязки всех операций на борту КА к универсальной временной шкале. Кроме того, в состав КА входят также системы, оказывающие серьезное влияние на ход эксперимента, но не имеющие непосредственных электрических связей с научной аппаратурой – системы терморегулирования, ориентации и жизнеобеспечения (в случае, если эксперимент проводится на обитаемом КА). Наземный ЦУП обеспечивает связь с КА (передачу на борт КА последовательностей команд и прием данных эксперимента, полученных в ходе эксперимента). Рассмотрим возможный состав и характеристики различных служебных систем КА и то, каким образом научный прибор взаимодействует с ними. Рассматривать далее будем в основном отечественные технические решения.

Система электропитания

Задача любой системы электропитания (СЭП) состоит в обеспечении потребителей на борту КА электроэнергией. Устройства, в которых вырабатывается электрическая энергия, питающая все электрические блоки КА, а также стабилизаторы напряжения, переключатели, защитные и контрольные приборы, входят в состав СЭП.

Обычно для питания научной аппаратуры используется постоянное напряжение в 27 В, величина которого может в процессе работы КА меняться в диапазоне 24 – 34 В. Для КА США (*NASA*), Европы (*ESA*) СЭП, как правило, обеспечивают более комфортные условия ($+27 \pm 0,5$ В). Все другие необходимые для работы величины постоянных и переменных напряжений (число которых может достигать нескольких десятков) вырабатываются в блоках электроники самого эксперимента. СЭП существующих космических аппаратов могут обеспечить мощность питания до нескольких киловатт. Наиболее часто используемыми источниками получения электрической энергии являются химические аккумуляторы, сол-

нечные батареи, топливные элементы и радиоизотопные генераторы.

Аккумуляторы. Серебряно–цинковые аккумуляторы состоят из положительных (серебро) и отрицательных (оксид цинка) электродов, погруженных в электролит. Рабочее напряжение одного такого элемента равно 1,5 В при количестве циклов заряд - разряд, достигающем до 300. Основным недостатком у них является выделение газообразных кислорода и водорода при перезарядке, что затрудняет их герметизацию. Этому недостатка лишены никель-кадмиевые аккумуляторы, у которых положительным электродом является гидрат оксида никеля, а отрицательным – кадмий. Кроме того, аккумуляторы этого типа допускают большее число циклов заряд - разряд (до 3000). Но их удельная емкость – $20\div 40$ (Вт · ч)/кг – меньше, чем у серебряно-цинковых.

Серебряно-кадмиевые элементы, в которых вместо цинка используется кадмий, занимают по своим характеристикам промежуточное положение между первыми двумя типами аккумуляторов. Срок службы аккумуляторов всех типов достигает нескольких лет.

Приведенные характеристики обуславливают возможности применения аккумуляторов в СЭП различных аппаратов. Так, в краткосрочных экспериментах предпочтительно использование серебряно-цинковых элементов, в то время как на большинстве искусственных спутников Земли (ИСЗ) в дополнение к солнечным батареям устанавливаются никель-кадмиевые аккумуляторы – на дневной стороне орбиты они заряжаются током солнечных батарей, а на теневых участках используются для питания аппаратуры.

Топливные элементы. По принципу работы топливные элементы, также весьма часто применяемые в качестве источников питания, аналогичны аккумуляторам, но в отличие от последних «катодное» и «анодное» вещества для извлечения электрической энергии из химической непрерывно подаются к емкости с электролитом, где и происходят окислительно-восстановительные процессы. Топливные элементы характеризуются большой удельной емкостью (до 1 (кВт · ч)/кг), большой плотностью тока на единицу поверхности электрода – до 5 кА/м², и большим КПД преобразования химической энергии в электрическую – до 60 – 70 %. Мощ-

ность, реализуемая в СЭП с топливными элементами, достигает $1 \div 2$ кВт. В настоящее время реализуются элементы со сроком службы до нескольких месяцев. В качестве топлива применяются водород, углеводороды, спирт, гидразин, в качестве окислителя – кислород, двуокисл азота и т.д., т.е. в принципе те же компоненты, что и у топлива для двигательных установок РН.

ЭДС одного элемента – около 1 В. Наличие взрывоопасных веществ, а также необходимость их хранения в больших объемах при длительной работе являются недостатками топливных элементов. Кроме того, отработанное вещество должно сбрасываться за борт КА, что может приводить к эффектам изменения ориентации КА.

Солнечные батареи (СБ). Наибольшее распространение в космической технике получили фотоэлектрические генераторы (солнечные батареи), в которых энергия солнечного излучения преобразуется в электрическую при внутреннем фотоэффекте в полупроводнике. Чаще всего применяются элементы с *p-n*-переходом, образованным диффузией *n*-фосфора (донорная примесь) на глубину $0,15 \div 0,5$ мкм в *p*-кристалле кремния толщиной не более 0,4 мм. В результате диффузии электронов в *p*-область и дырок – в *n*-область в полупроводнике возникает *p-n*-переход с собственным электрическим полем. При облучении передней поверхности кристалла излучением с длиной волны меньше пороговой (для кремния $\lambda_{\max} = 1,1$ мкм) сгенерированные электроны дрейфуют к *n*-слою, а дырки – к *p*-области, на противоположных сторонах кристалла возникает разность потенциалов и во внешней цепи появляется ток.

Размеры одного солнечного элемента составляют $2 - 12$ см², ЭДС – до 1 В. КПД преобразования солнечной энергии в электрическую у солнечных батарей достигает ~ 10 %, что обеспечивает удельную мощность до 100 Вт/м², а на одной панели СБ может располагаться до $80\,000$ элементов. Так, СБ площадью > 100 м², установленные на орбитальной космической станции (ОКС) «Мир», обеспечивали мощность электропитания в 10 кВт.

Освещенность СБ зависит от угла падения лучей пропорционально $\cos^2\varphi$ (φ – угол падения), и для получения максимальной мощности на КА, не ориентированных на Солнце постоянно, СБ снабжаются системой слежения, которая устанавливает панели СБ

под наименьшими углами падения при любой ориентации объекта. Если такая система отсутствует, то обычно выбирается режим наблюдений, в котором углы падения солнечного излучения на батареи не превышают $15 - 20^\circ$. Еще одним недостатком СБ является деградация батарей от времени, связанная с механическими и радиационными повреждениями СБ.

Солнечные батареи в настоящее время являются основными источниками электроэнергии у околоземных спутников и аппаратов для исследований внутренних планет Солнечной системы со сроком службы до нескольких лет.

Радиоизотопные генераторы. Во время полетов к внешним планетам вследствие малой эффективности СБ используются радиоизотопные генераторы. Достоинствами их являются длительный (до десятков лет) срок службы, отсутствие требований к ориентации, нечувствительность к внешней радиации, высокие надежность и удельная мощность (до 50 Вт/кг).

В радиоизотопных генераторах энергия радиоактивного распада превращается в тепло. Для ^{238}Pu с периодом полураспада $t_{1/2}$, равным 86,4 года, ^{147}Pm ($t_{1/2} = 2,6$ лет) и ^{137}Cs ($t_{1/2} = 33$ года) удельная мощность выделяемой тепловой энергии составляет $0,2 - 0,5 \text{ Вт/г}$. Теплота превращается в электрический ток в термоэлектрических генераторах, основанных на появлении ЭДС в месте контактов различных металлов или полупроводников, если контакты поддерживаются при разных температурах. КПД термоэлектрических генераторов составляет $5 - 10 \%$.

В КА «Вояджер», предназначенных для исследований Юпитера и Сатурна, использовались три радиоизотопных плутониевых генератора, выделявших по 7200 Вт тепловой энергии, преобразуемой затем в 390 Вт электрической энергии (в каждом генераторе).

Определенные трудности при использовании изотопных источников энергии представляют радиоактивное излучение и высокие температуры. Например, для уменьшения радиации генераторы окружаются защитой, которая составляет до 80% массы всей установки, и укрепляются вдали от основных приборов КА на длинных фермах.

Ядерные энергетические установки (на основе ядерных реакторов). Использование термоэлектрических и термоэмиссионных преобразователей энергии в сочетании с ядерными реакторами позволило создать принципиально новый тип установок, в которых источник тепловой энергии (ядерный реактор) и преобразователь тепловой энергии в электрическую объединены в единый агрегат – реактор–преобразователь. На рис.2.2 приведен внешний вид одной из таких установок.



Рис.2.2. Ядерная энергетическая установка

Ряд подобных ядерных установок был запущен в космос в СССР и США. Отечественные разработки опережали разработки США и, согласно ряду сообщений в прессе, в 1992 г. США приобрели в России за 13 млн. дол. две ЯЭУ «Енисей». Один из реакторов, поставленных в США, предполагалось после тщательных наземных испытаний использовать в 1995 г. в космическом эксперименте с ядерно-электрической двигательной установкой. Однако в 1996 г. этот довольно дорогостоящий проект был закрыт. К сожалению,

эксплуатация установок с ядерными реакторами сопровождалась рядом аварий. Самая серьезная произошла 24 января 1978 г. с советским КА («Космос-954»). В результате неконтролируемого схода спутника с орбиты при прохождении плотных слоев земной атмосферы произошло разрушение КА, а его обломки упали в северо-западных районах Канады. Произошло незначительное радиоактивное загрязнение поверхности, правительство СССР выплатило Канаде компенсацию, но ущерб в этом случае был в большей степени политическим – СССР обвинили в милитаризации космоса, а КА пришлось дооснащать дублирующей системой обеспечения радиационной безопасности, и пуски таких аппаратов возобновились только в 1980 г. Но, тем не менее, энергетические установки с ядерными реакторами продолжают оставаться перспективными источниками электричества на борту КА и в мире сейчас проводятся разработки таких энергетических установок с мощностью от 3 – 10 до 100 кВт. По мнению экспертов, для дальних экспедиций к внешним планетам Солнечной системы альтернативы этим установкам нет.

Если рассматривать структуру любой СЭП, то, как правило, она состоит из нескольких рассмотренных ранее компонентов. Простой пример приведен на рис.2.3.

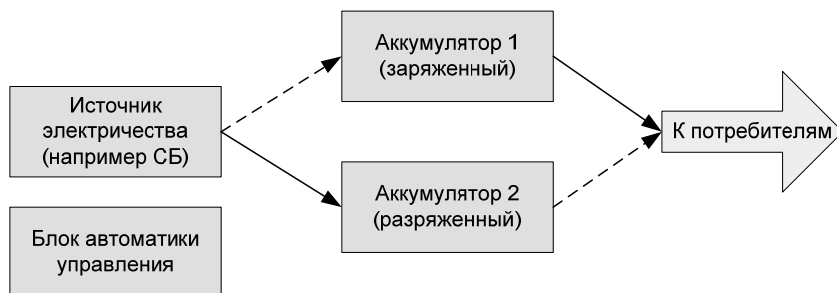


Рис.2.3. Структура СЭП

Приведенная на рисунке СЭП состоит из двух или большего числа аккумуляторов, блока автоматики управления и первичного источника электроэнергии, роль которого могут выполнять, например, солнечные батареи для спутников на околоземной орбите или радиоизотопный источник на КА для дальних миссий. Блок авто-

матики контролирует заряд-разряд аккумуляторов. Один из аккумуляторов предварительно заряжен до максимальной величины и по схеме подключен к потребителям на КА. Второй аккумулятор в это время подключен для подзарядки к первичному источнику. Когда напряжение на подключенном к потребителям аккумуляторе уменьшится до критического значения, блок автоматики выдаст команды на подключение аккумулятора 2 к потребителям и, соответственно, для подключения аккумулятора 1 к первичному источнику для подзарядки. Такой процесс будет циклически продолжаться.

Командная радиолиния (система управления бортовым комплексом)

В КА входит и командная радиолиния (КРЛ), по которой из ЦУП или с наземных измерительных пунктов (НИП) на борт передаются команды управления, ориентации, переключения режимов работы, включения и выключения различных систем КА. КРЛ является составной частью общей схемы управления КА, заключающейся в приеме и анализе в ЦУП информации о состоянии бортовых систем, выборе команд для обеспечения работы аппаратуры в заданных режимах, передаче командных сообщений на борт КА и получении подтверждений об исполнении команд. Типичная схема СУБК приведена на рис. 2.4.

В процессе автономной работы на орбите участвуют бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) и программно-временные устройства (ПВУ). Если в ПВУ принятые в сеансе связи команды могут храниться до момента исполнения, то в БЦВМ по сигналам с датчиков могут оперативно вырабатываться сигналы управления. Кроме того, информация о необходимых командах может храниться в запоминающем устройстве (ЗУ) и уже оттуда может транслироваться в ПВУ.

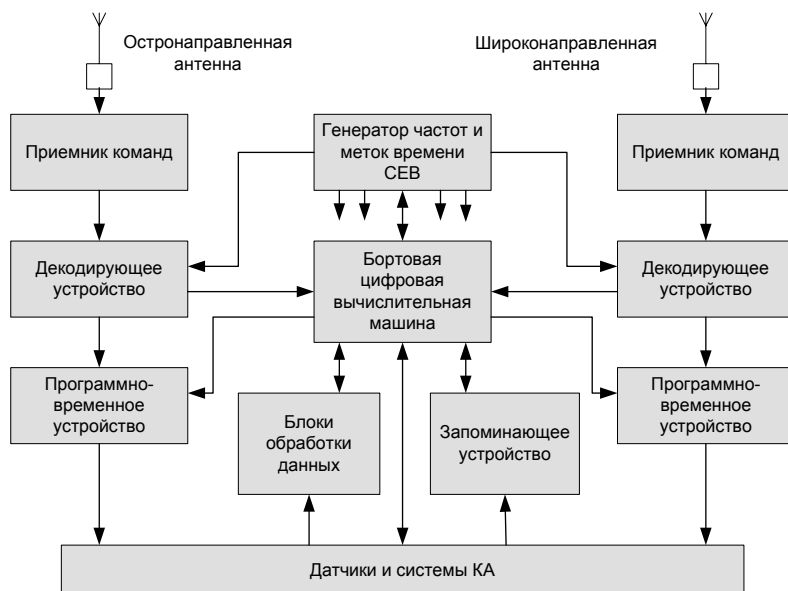


Рис.2.4. Типичная структура СУБК

Команды от СУБК на научный прибор могут поступать в виде следующих электрических воздействий:

- импульсов напряжения бортовой сети (+27 В) длительностью $0,1 \div 0,3$ с;
- кратковременного замыкания/размыкания «сухих контактов», т.е. контактов, к которым не подключено никакого внешнего напряжения (эквивалент «кнопки» на Земле);
- длительного замыкания/размыкания «сухих контактов» (эквивалент «выключателя/тумблера» на Земле);
- выдачи кодовой посылки (файла с данными) по какому-либо специализированному интерфейсу связи «СУБК – научный прибор».

Вышеперечисленные воздействия на прибор могут быть выданы как непосредственно во время сеанса связи с Землей (с ЦУП), так и в произвольный момент времени, соответствующий определенному пользователем времени СЕВ. Такие команды обычно называют «программными».

Примерный вид бортовой части КРЛ показан на рис.2.4. Обычно на борту КА имеются две приемные антенны КРЛ – всенаправленная и остронаправленная. При этом антенна с широкой диаграммой направленности используется в начале сеанса связи для обнаружения, опознавания КА и установления связи. Кроме того, через эту антенну передаются команды в аварийном режиме при потере ориентации КА. После ориентации остронаправленной антенны КА на передатчик НИП через нее на борт транслируются команды. При этом обеспечивается передача большего (по сравнению с всенаправленной антенной) объема данных. Общее число используемых с одним КА команд может достигать нескольких тысяч. Многие комплексы КРЛ обладают собственными передатчиками, по которым в ЦУП или на НИП осуществляется квитирование о приеме или выполнении команд и могут передаваться параметры систем КА. В качестве примера такой современной системы можно назвать автоматизированную радиотехническую систему управления (АСУ) искусственными спутниками Земли «Компарус».

Система «Компарус». АСУ «Компарус» предназначена для автоматизированного управления до 180 одновременно находящихся на орбитах КА с пропускной способностью 120 объекто–сеансов управления в сутки.

АСУ «Компарус» имеет в своем составе:

- различные модификации бортовой аппаратуры («Компарус-А») со сроком активного существования 5 – 10 лет с вероятностью безотказной работы более 0,99;
- наземные станции («Компарус-У»), в т.ч. в возимом исполнении, обеспечивающие автоматизированное управление КА с любой территории.

Частотные диапазоны «Компарус» зарегистрированы в Международном союзе электросвязи.

Состав системы «Компарус»

Бортовая часть аппаратуры «Компарус». Бортовая аппаратура КИС «Компарус» разработана в виде трех групп модификаций, различающихся объемом выполняемых функций и массой. Модификации бортовой аппаратуры имеют одинаковую базовую часть

(антенны, приемопередающее устройство, устройство вторичной селекции), унифицированную часть (программно-временное и телесигнализационное устройство) и сопрягающие устройства, отражающие специфику интерфейса конкретных космических аппаратов. Вид компонентов системы «Компарус» показан на рис.2.5.

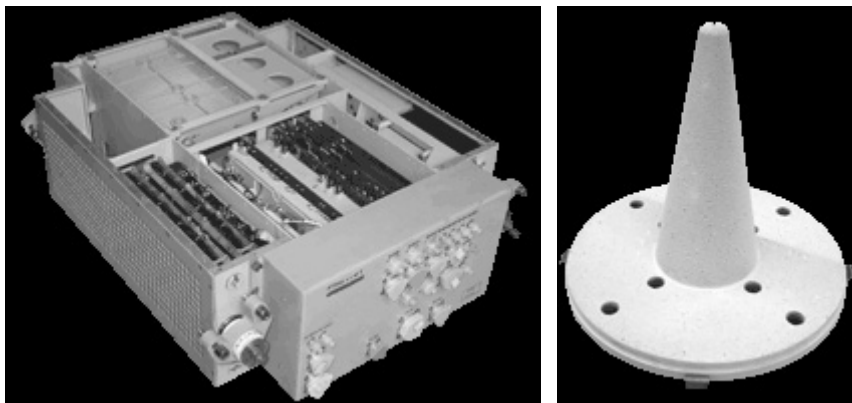


Рис.2.5. Вид элементов системы «Компарус-А» (блок, антенна)

Наземные комплексы управления с центрами управления полетом «Компарус-Ц» и наземными перевозимыми и стационарными станциями «Компарус-У». Наземный комплекс управления КА, решая совместно с бортовым комплексом управления задачи командно-програмного, информационно-телеметрического и баллистического обеспечения управления, осуществляет автоматизированное оперативное управление полетом КА.

Средствами центров управления полетом «Компарус-Ц» и перевозимых наземных станций «Компарус-У1» обеспечивается однопунктное управление КА с любой территории.

Наземные станции «Компарус-У1» в перевозимом исполнении имеют антенну с диаметром зеркала 2,2 м и требуют площадь для размещения не более 100 м² (в автомобильном исполнении – 30 м²).

Эти станции являются универсальными и предназначены для автоматизированного управления КА ближнего космоса с бортовой аппаратурой «Компарус-А». Адаптация к различным типам КА осуществляется программными методами.

На рис.2.6 показан внешний вид наземной станции системы «Компарус».



Рис.2.6. Внешний вид наземной станции системы «Компарус»

Наземные стационарные станции «Компарус-У2» имеют антенну с диаметром зеркала 5 м и предназначены для автоматизированного управления как низкоорбитальными, так и высокоорбитальными космическими аппаратами.

КА, оснащенные бортовой аппаратурой «Компарус-А», могут управляться с наземных станций «Куб-Контур-У», входящих в состав наземных комплексов управления (НКУ) с существующими центрами управления полетами космических аппаратов.

НКУ и наземные стационарные станции «Компарус-У2». Основными средствами НКУ являются:

- центр управления полетом (ЦУП) КА;
- наземные станции командно-измерительных систем;
- наземные приемо-регистрационные станции с комплексом обработки телеметрической информации (РТС);
 - система средств автоматизации;
 - система связи и передачи данных.

Все средства НКУ расположены в центре управления и на командно-измерительных пунктах и обеспечивают:

- планирование работы и управления бортовыми средствами;
- информационный обмен ЦУП со станциями КИС, РТС и др.;
- формирование и передачу программно-командной информации;
- навигационно-баллистическое обеспечение;
- получение и анализ информации оперативного контроля;
- обработку результатов сверки времени;
- контроль работы средств НКУ.

С созданием НКУ достигнута автоматизация управления космическими аппаратами.

Центр управления полетом КА «Компарус-Ц». Центр управления полетом «Компарус-Ц» в процессе орбитального полета КА осуществляет:

- планирование сеансов управления КА на основе заявок потребителей;
- определение параметров орбиты КА на основе измерений наземными станциями «Компарус-У» текущих навигационных параметров и решения необходимых для управления КА баллистических задач;
- расчет и формирование программ и списков разовых команд управления бортовыми системами КА;
- обработку телеметрической (телесигнализационной) информации и анализ состояния и функционирования бортовых систем КА;
- автоматизированный информационный обмен с наземными станциями «Компарус-У» при подготовке, проведении и после сеанса связи с КА.

Центр управления полетом «Компарус-Ц» включает в себя информационно-вычислительный комплекс и рабочие места операторов. Архитектура информационно-вычислительного комплекса – сетевая, построенная по принципу «клиент–сервер» с использованием персональных ЭВМ. Требуемая площадь для размещения оборудования – 60 м².

Навигационно-баллистическое обеспечение по программе «Компарус». Для навигационно-баллистического обеспечения орбитального полета КА решаются следующие задачи:

- определение и прогнозирование параметров рабочей орбиты КА для выдачи целеуказаний наземной станции (НС) «Компарус-У» и для выполнения целевых функций космических систем;
- обеспечение расчета импульсов коррекции орбиты и определение параметров скорректированной орбиты средствами наземного комплекса управления (НКУ).

Реализованные точности измерения параметров движения КА в «Компарус» позволяют обеспечить требуемые точности определения и прогнозирования движения КА, коррекции его орбиты и всего цикла навигационного обеспечения управления КА.

Выполнение устройств наземной станции, центра управления полетами (ЦУП) и контрольно-проверочной аппаратуры в переводимом варианте дает возможность развернуть и привести их в состояние готовности к работе в течение 24 часов.

Технические характеристики АСУ «Компарус»:

Обеспечение управления КА с высотами орбит, км.....	170 –56000
Обеспечение систем объекта синхрочастотами и кодом бортового времени.....	обеспечивается
Передача на борт КА разовых команд управления с темпом выдачи 1 с.....	до 750
Передача на борт КА массивов рабочих и временных программ со скоростью, бит/с.....	до 900
Передача на Землю квитанционной информации и цифровых информационных массивов от систем КА со скоростью, бит/с	до 1500
Сверка бортовой и наземной шкалы времени, коррекция и фазировка бортовой шкалы времени с точностью мкс,	до 10
Обеспечение измерения дальности движения КА с точностями, м....	не хуже 15
Обеспечение измерения радиальной скорости движения КА с точностями, м/с.....	до 0,06
Запоминание временных программ объемом, бит	до 32000
Прием временных программ в системы КА с точностью, с	не хуже 1
Сбор, запоминание со сжатием и передача на Землю информации телесигнализации от функциональных датчиков	не менее, чем от 64
Сбор, запоминание со сжатием и передача на Землю информации телесигнализации от релейных (сигнальных) датчиков,.....	не менее, чем от 448

Схема работы системы приведена на рис. 2.7.

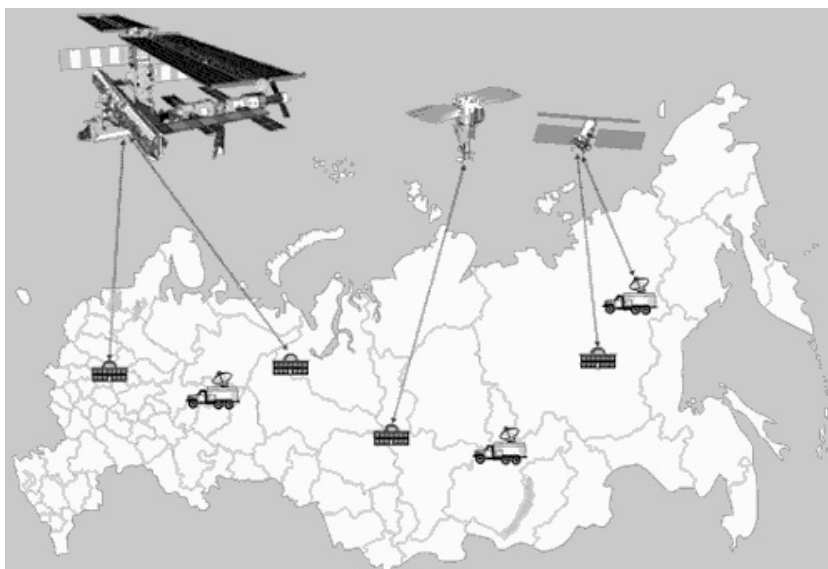


Рис. 2.7. Схема работы системы

Радиотелеметрическая система

Радиотелеметрическая система (РТС) представляет собой совокупность приборов и устройств, с помощью которых обеспечивается передача измеряемых величин по радиоканалам и прием информации на наземных измерительных пунктах (НИП). Естественным образом РТС разделяется на бортовую и наземную части. В первую из них входят преобразователи сигналов к стандартному виду, кодирующие устройства, коммутаторы, бортовые запоминающие устройства и системы хранения информации, а также электронные блоки и антенна передатчика телеметрической информации. По виду передаваемых данных РТС разделяются на научные и служебные. Последние осуществляют передачу сведений о работе всех без исключения систем КА (в том числе и самой РТС) для оценки их работоспособности, определения качества получаемых научных данных и решения на основе этой информации задач управления полетом.

По принципу (алгоритму) работы РТС можно разделить на два типа:

- с непрерывным (циклическим) считыванием информации с постоянным временем опроса состояний датчиков, далее циклические РТС;
- со считыванием информации по запросу от научных приборов.

Циклические РТС, как правило, предназначены и ориентированы на работу со служебными системами и датчиками КА, второй тип РТС используется для обслуживания комплекса научной аппаратуры.

Для большинства КА сеансы связи, а значит и приема телеметрической информации (ТМ)-информации проводятся только в зоне видимости объекта с данного НИП. В этом случае для хранения информации, полученной между сеансами, на борту имеется запоминающее устройство (ЗУ) с регистрацией данных на магнитную ленту или полупроводниковое ЗУ. Во время сеанса связи информация с ЗУ сбрасывается на НИП со скоростью, в десятки - сотни раз превышающей скорость записи, и ЗУ вновь подготавливается к работе. Емкость современных ЗУ составляет от 1 Мбайт – 768 Гбайт. Если прием научной информации в сеансе связи производится непосредственно через бортовой передатчик, т.е. минуя ЗУ, то такой режим работы носит название режима непосредственной передачи. При этом возможна частота опроса в сотни раз выше, чем при работе ЗУ.

Рассмотрим принципы работы циклических РТС. Структура РТС с циклическим вводом информации приведена на рис.2.8.

Обычно по одному радиоканалу передаются данные всех телеизмерений. Для реализации этого применяется частотное или временное разделение каналов: При частотном разделении каждому каналу соответствует своя частота модуляции и соответствующие полосы несущих частот не перекрываются. Во время обработки информации на Земле каналы выделяются фильтрами, настроенными на различные несущие частоты.

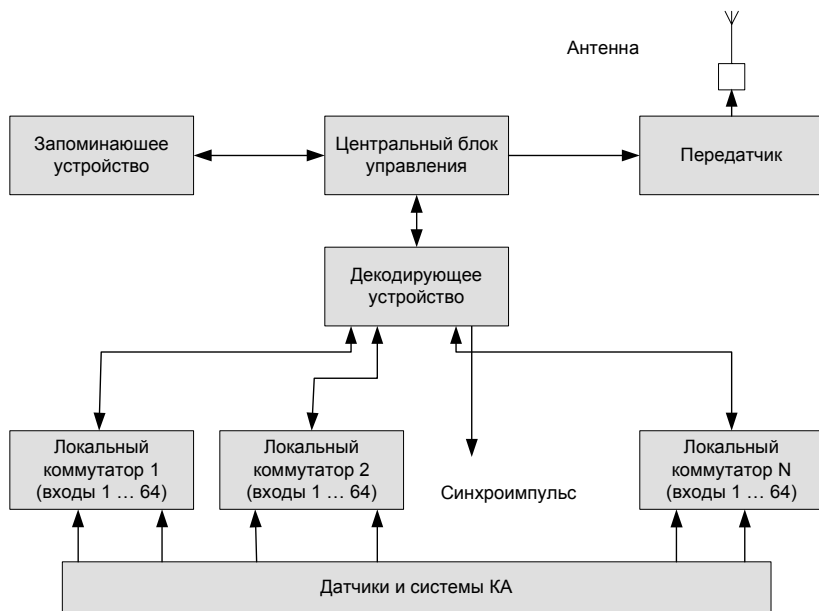


Рис.2.8. Структура РТС с циклическим опросом датчиков информации

Временное разделение каналов проводится с помощью циклических (локальных) коммутаторов, которые при каждом опросе подсоединяют вход кодирующего устройства к выходам разных датчиков. После опроса всех каналов начинается новый цикл с такой же последовательностью. На Земле в таком же порядке проводится разделение сигналов и информации от различных каналов. Для синхронизации работы источников данных (обновление информации) на КА используется специальный импульс синхронизации, по которому может быть проведено обновление информации. Из данных с каждого из циклов опроса датчиков в РТС при временном методе разделения каналов формируется кадр измерений, к которому приписывается вспомогательная информация, например код (значение) бортового времени. Информация от каждого из датчиков в таком кадре располагается в строго определенном месте, что позволяет на Земле после сброса разделить потоки данных по их источникам.

На рис.2.9. показана циклограмма считывания информации при работе с ТМ-системой с циклическим считыванием информации с датчиков на КА.

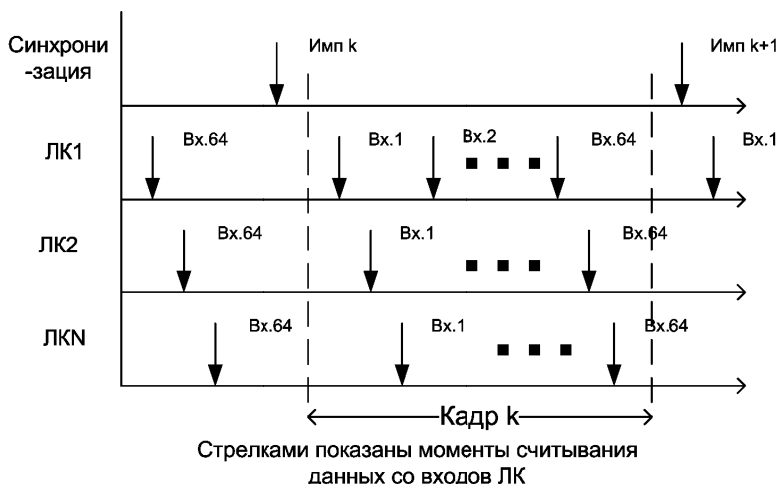


Рис.2.9. Циклограмма считывания информации для РТС с циклическим считыванием данных

Временное разделение каналов обеспечивается считыванием, преобразованием данных со входов локальных коммутаторов информации (ЛК) в определенном, фиксированном порядке. Каждому из кадров предшествует импульс синхронизации, по которому приборы и датчики КА могут обновить данные. Далее последовательно опрашиваются датчики, подключенные ко входам 1 всех ЛК РТС, затем датчики, подключенные ко входам 2 всех ЛК и т.д. Перед формированием нового $(k + 1)$ кадра информации формируется синхроимпульс $(k + 1)$ и процесс считываний данных продолжается в вышеописанном порядке.

РТС циклического типа могут принимать от приборов следующие типы информации:

- аналоговые сигналы (типичный диапазон $0 \div 6,3$ В);
- цифровые сигналы (обычно объединяются в группы размерностью 1 байт);
- сигналы типа «сухой контакт», т.е. замыкание/размыкания контактов, к которым не подводится никаких напряжений;

- значение датчиков сопротивлений (например, термодатчиков).

Аналоговые величины и значения сопротивлений обычно оцифровываются преобразующим устройством с разрядностью восемь бит, т.е. имеется 256 градаций значений подобных сигналов.

Недостаток РТС с циклическим вводом данных очевиден в случае, если прибор выключен, или данные не готовы, в ТМ в качестве информации с прибора все равно записываются заведомо неправильные данные.

Этого недостатка лишены РТС со считыванием информации по запросу от научных приборов (подобные системы используются, как правило, в качестве РТС для научных приборов).

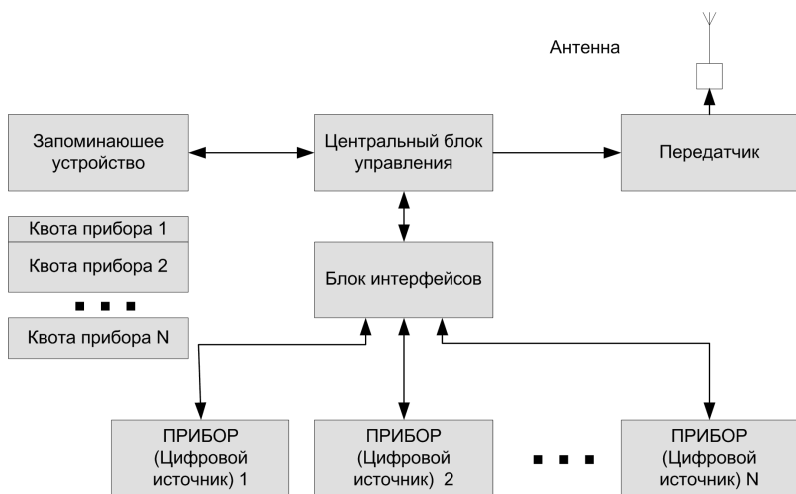


Рис.2.10. Структура РТС со считыванием данных по запросу научных приборов

Структура системы со считыванием данных по запросу от научных приборов приведена на рис.2.10. В основе концепции таких систем лежит принцип «квотирования», заключающийся в том, что каждому прибору на сеанс наблюдений отводится фиксированный объем данных, который прибор может передать в РТС (фиксированный объем ЗУ РТС). Порядок использования выделенной «квоты» определяется целевой задачей прибора, режимами и алгоритмом работы прибора. При исчерпании прибором выделенной ему «квоты» РТС прекращает обслуживание запросов прибора на вы-

вод данных. При изменении программы наблюдений в следующем сеансе может быть по команде с Земли проведено перераспределение выделенных каждому прибору «квот». При построении систем каждый канал (интерфейс) прибора, по которому осуществляется информационный обмен, носит название «Цифровой источник» (ЦИ) и каждый ЦИ имеет свою, индивидуальную «квоту». В подобных системах (см. рис.2.11) обмен информацией между ЦИ и РТС осуществляется пересылкой блока (или нескольких блоков информации). Размер блока данных не стандартизован. В подавляющем большинстве таких систем используется внутренний блок РТС с размером 128 байт (1024 бит). Из них 8 байт являются служебными байтами РТС, а 120 байт (960 бит) составляет передаваемая прибором информация. Каждый канал обмена информацией имеет свой номер в системе (номер цифрового источника ЦИ). Номер ЦИ служит для идентификации данных с научного прибора. Прибор может обмениваться данными более, чем по одному каналу, т.е. использовать более, чем один ЦИ. Квоты выделяются отдельно, для каждого ЦИ. Обмен информацией между ЦИ и РТС происходит по запросу на обслуживание, генерируемому ЦИ. Если в данный момент система РТС не занята, то она проводит цикл считывания данных с ЦИ. Временная диаграмма информационного обмена приведена на рис. 2.11. После того, как у ЦИ готовы данные для передачи в РТС, ЦИ переводит в активное (низкое) состояние сигнал «Данные готовы». Когда РТС, получив сигнал запроса на обслуживание, начинает считывание информации, РТС переводит сигнал «Прием данных» в активное (низкое) состояние. Ввод данных осуществляется последовательным кодом. Метод передачи информации – синхронный. По перепаду «высокий/низкий» сигнала синхронизации «Синхро», формируемого РТС, осуществляется запись очередного бита данных в память РТС. По перепаду «низкий/высокий» сигнала синхронизации «Синхро» ЦИ обязан обновить выходную информацию. Первым в посылке следует старший бит информационного слова.

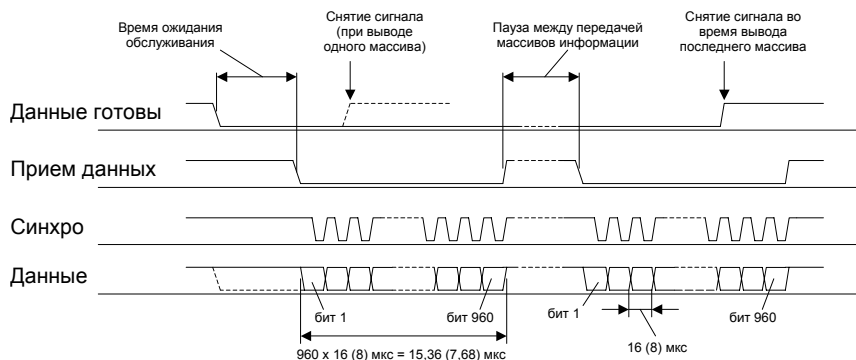


Рис.2.11. Временная диаграмма информационного обмена

При обмене одним кадром данных ЦИ обязан снять сигнал запроса на обслуживание «Данные готовы» после начала обмена данными. На приведенной временной диаграмме времена приведены для частоты обмена 62,5 кГц (125 кГц). Подсчет «квоты», т.е. количества принятых кадров ведется в РТС для каждого ЦИ. Кадры данных располагаются в ЗУ РТС последовательно, по мере поступления. Формат каждого отдельного кадра в памяти РТС приведен ниже в табл. 2.1.

Таблица 2.1

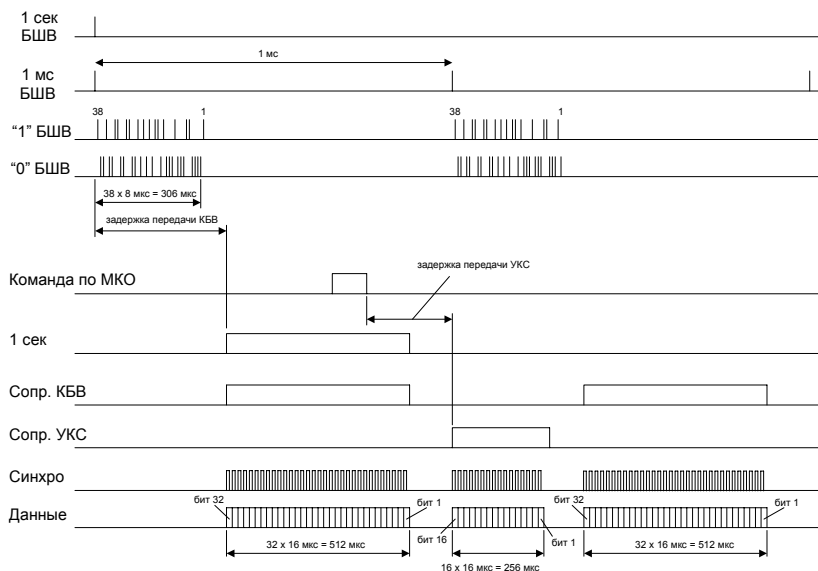
Структура телеметрического кадра

1 – 4 байты	Маркер = 7С 6Е А1 2С (в шестнадцатичном виде)
5 байт	Идентификатор кадра (номер ЦИ)
6 – 7 байты	Порядковый номер кадра от данного ЦИ
8 – 127 байты	Массив информации (960 бит, т.е. 120 байт)
128 байт	Контрольная сумма *

* Контрольная сумма формируется путем суммирования по модулю 2 (XOR, ИСКЛЮЧАЮЩЕЕ ИЛИ) всех байт кадра с учетом маркера или другим методом.

После воспроизведения информации на Земле по идентификатору кадра (номеру ЦИ) идет разделение информации между ЦИ (приборами).

Часто функции, реализуемые РТС со считыванием информации по запросу от научных приборов (научных РТС), дополняются функциями обеспечения данными о текущем бортовом времени (код бортового времени – КБВ) для привязки получаемых данных ко времени и передачи на прибор управляющей информации от бортовых систем (управляющие кодовые слова – УКС). Временные диаграммы для одного из вариантов реализации таких функций приведены на рис.2.12.



Примечания:

1. Код КБВ-НА передается каждую 1 мс.
2. Сигнал «Сопр. КБВ» можно использовать в качестве 1 мс метки.
3. Код УКС-НА передается в промежутках между кодами КБВ-НА.
4. Код УКС-НА передается не чаще 1 раза за 2 сек.
5. Данные меняются по переднему фронту сигнала «Синхро»

Рис.2.12. Временная диаграмма передачи кода бортового времени и УКС

На представленной временной диаграмме РТС получает данные о времени от СЕВ КА в виде сигналов с высокостабильной частотой: 1 с бортовой шкалы времени (БШВ), 1 мс БШВ, и 38-разрядный последовательный КБВ в виде импульсов «1» и «0» БШВ. В РТС осуществляется преобразование 38-разрядного кода в 32-разрядный последовательный код КБВ. Значение младшего раз-

ряда кода соответствует 1 мс. После преобразования кода он передается на все ЦИ, подключенные к системе РТС. Кроме того, система РТС по каналу связи магистрали коллективного обмена МКО (ГОСТ Р 52070-2003, хорошо известный так же как международный стандарт Mil-1553b) может получать от цифровой бортовой вычислительной машины (БЦВМ) командную информацию и передавать ее на ЦИ. В данной реализации РТС для уменьшения числа линий связи в представленном интерфейсе применяется методика обмена данными с использованием одних и тех же линий данных (сигнал «Данные») и синхронизации (сигнал «Синхро») для обоих типов информации. Тип информации определяется строб-сигналами (признаками) типа передаваемых данных (сигналы «Сопр.КБВ» и «Сопр.УКС»). Метод передачи информации – синхронный. По перепаду «высокий/низкий» сигнала синхронизации «Синхро», формируемого РТС, осуществляется запись очередного бита данных в устройства ЦИ. По перепаду «низкий/высокий» сигнала синхронизации «Синхро» РТС обязан обновить выходную информацию. Первым в посылке следует старший бит информационного слова. Код КБВ имеет длину 32 разряда, данные УКС – 16 разрядов.

Качество принятой на Земле телеметрической информации и скорость передачи данных определяется в значительной мере шумами в радиолинии, поэтому отношение сигнал/шум (S/N) является важнейшим параметром, по которому оценивается работа РТС. При передаче сигналов через бортовую антенну мощностью W_6 коэффициентом усиления G_6 на расстояние r от КА до НИП мощность принятого сигнала определяется выражением

$$W_{\text{п}} = W_6 \cdot G_6 \cdot S_{\text{эф}} / (4\pi \cdot r^2 \cdot L_0), \text{ Вт},$$

где $S_{\text{эф}}$ – эффективная площадь приемной антенны, $S_{\text{эф}} = \lambda^2 \cdot G_{\text{п}} / 4\pi$; λ – длина волны радиолинии; $G_{\text{п}}$ – коэффициент усиления приемной антенны. Параметры с индексом «б» соответствуют бортовой системе.

В формуле величина L_0 учитывает потери сигнала при прохождении ионосферы и атмосферы Земли, а также потери в антенно-фидерном тракте приемной антенны.

На входе приемника при отсутствии полезного сигнала мощность шума записывается так:

$$W_{\text{ш}} = k \cdot T_{\text{ш}} \cdot \Delta f, \text{ Вт},$$

где k – постоянная Больцмана, равная $1,4 \cdot 10^{-23}$ Дж/К; $T_{\text{ш}}$ – суммарная эквивалентная температура шумов (внутренних и внешних); Δf – полоса приема.

Для современных приемников шумовая температура составляет несколько градусов, но уровень излучения атмосферы Земли и дискретных источников на небе, попадающего в основной или боковые лепестки антенны, может составлять сотни градусов по яркостной температуре.

Таким образом, отношение сигнал/шум может быть записано следующим образом:

$$S/N = (W_{\text{п}} / W_{\text{ш}}) = (W_{\text{б}} \cdot G_{\text{б}} \cdot \lambda^2 \cdot G_{\text{п}}) / \{(4\pi)^2 \cdot L_0 \cdot k \cdot T_{\text{ш}} \cdot \Delta f\}.$$

Это уравнение является одной из форм уравнения дальности радиосвязи. Из уравнения видно, какие должны быть приняты меры для сохранения величины S/N на возможно более высоком уровне. Обычно для достоверной передачи сообщений требуется отношение S/N больше 10. С учетом помехоустойчивости и помехозащищенности наиболее удобными для работы систем РТС являются частоты в диапазоне от 100 МГц до 10 ГГц. Именно в этой области радиоволн располагаются участки, выделенные для космической радиосвязи.

Вид применяемой в РТС модуляции определяется многими факторами – объемом передаваемой информации, полосой частот, точностью передачи данных и т.д. В космической технике наибольшее распространение получила кодовая импульсная модуляция (КИМ) входных сигналов вследствие высокого эффективного отношения S/N , надежности, а также возможности непосредственного ввода данных, если они представляют собой двоичный код, в наземные ЭВМ. Преимуществами КИМ являются также меньшее количество ошибок, возможность их быстрого выявления, отсутствие накопления ошибок в процессе передачи данных, более узкая полоса модулирующих частот, высокая помехоустойчивость.

Информационные характеристики РТС. Важнейший параметр РТС – скорость передачи информации по радиоканалу – определяется из формулы, полученной Шэнноном:

$$b = \Delta f \cdot \log_2(1 + S/N) \text{ [бит/с]}.$$

Современные РТС реализуют скорости до 256 Мбит/с. С отношением S/N связана и вероятность ошибочной передачи символов, что имеет важное значение при оценке как научных результатов, так и работы служебных систем КА. Для современных РТС вероятность ошибки при передаче данных составляет величину $\approx 10^{-6}$.

Система единого времени

При синхронизации передачи и приема кодированных сообщений необходима точность счета времени до нескольких микросекунд. Для реализации экспериментов, например по поиску и регистрации космических гамма-всплесков, или для интерферометрических радиоастрономических наблюдений со сверхдлинными базами точность временной привязки должна быть даже лучше, чем 1 мс. В этом случае становятся существенными доплеровский сдвиг моментов прихода сигналов, вызванных движением КА по орбите относительно наземной антенны, а также запаздывание сигналов при прохождении атмосферных и ионосферных слоев. Необходимо учитывать и конечную скорость распространения сигналов в электронных блоках. Перечисленные факторы, а также задачи нахождения моментов времени для исполнения принятых в сеансе связи команд и привязки научных данных по времени обуславливают наличие на борту высокостабильных генераторов для выработки временных меток и кода бортового времени. Генераторы вместе с эталонами частоты в ЦУП и на НИП входят в систему единого времени (СЕВ).

В качестве бортовых генераторов используются кварцевые стандарты частоты со стабильностью около 10^{-10} . У цезиевых генераторов относительная ошибка в определении времени может достигать 10^{-11} и у водородных – до 10^{-13} .

В системе единого времени периодически проводится сверка генераторов времени, установленных на НИП, с сигналами от эталона времени ЦУП и бортовых генераторов – с сигналами точного времени, принимаемыми в сеансах связи с НИП. Метки времени бортовых часов записываются в ЗУ во время работы аппаратуры или передаются непосредственно на Землю по телеметрическим

радиоканалам. В процессе приема информации на НИП также регистрируются сигналы от эталонов времени. По сигналам от бортовых и наземных часов в современных СЕВ реализуется привязка событий по времени с точностью до долей миллисекунд.

Объединение научных и служебных систем в единый измерительный комплекс

Во многих проектах для обеспечения потребностей научной аппаратуры в сборе и передачи на Землю научной информации традиционно использовались ресурсы двух телеметрических систем, штатной спутниковой системы и специализированной системы сбора научной информации. При этом сброс на Землю данных осуществлялся через две независимые радиолинии на различные пункты приема информации. Для информационного обеспечения проекта в составе комплекса научной аппаратуры (КНА) "ФОТОН" также предусмотрено использование специализированной системы сбора и регистрации научной информации (ССРНИ). Дальнейшим развитием этой тенденции является бортовая система сбора, предварительной обработки и регистрации научной информации для проекта "КОРОНАС-ФОТОН".

Вся научная информация КНА может быть представлена в виде нескольких типов данных:

- цифровых массивов данных, передаваемых с приборов в систему ССРНИ;
- цифровых параметров, контактных датчиков, резистивных датчиков, аналоговых сигналов, передаваемых с приборов в бортовую аппаратуру телесигнализации (БАТС).

В КА «КОРОНАС-ФОТОН» используется более современная, по сравнению с предыдущими КА проекта «КОРОНАС» аппаратура бортового комплекса управления (БКУ), что предоставляет дополнительные возможности по организации сбора, предварительной обработки и регистрации информации, а также по управлению КНА при проведении эксперимента. Структура представляемой системы сбора, предварительной обработки и регистрации научной информации приведена на рис.2.13. Наряду с традиционными средствами (ССРНИ и бортовая служебная телеметрическая система КА – БАТС) в работе этой системы активно используется средства

БКУ. Таким образом, она фактически является распределенной системой сбора, предварительной обработки и регистрации научной информации с дополнительными средствами управления с участием средств КНА и штатных систем КА. В состав этой системы вошли ССРНИ КНА, БАТС КА, мультиплексный канал обмена (МКО) КА (ГОСТ 26765.52-87), бортовая управляющая машина (БУМ) КА с соответствующим математическим обеспечением. На представленном рисунке не показана обязательная связь между БУМ и системой питания и блоком выдачи команд управления КА, используемым для управления комплексом научной аппаратуры при помощи дискретных команд управления.

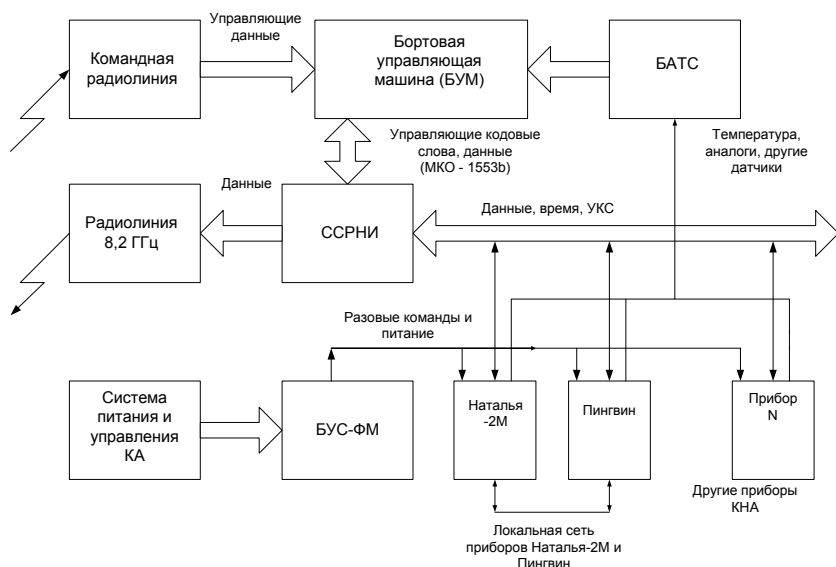


Рис.2.13. Структура бортового комплекса проекта «КОРОНАС-ФОТОН»

Бортовой комплекс управления (БКУ) КА позволяет принимать с Земли в сеансах связи до 48 Кбит управляющей информации, которая может быть использована в интересах КНА. Поэтому для ввода управляющей информации в ССРНИ из БКУ был использован, имеющейся в составе КА мультиплексный канал обмена - МКО (ГОСТ 26765.52-87), по которому предполагается ввод в ССРНИ из БКУ поступающей с Земли в сеансах связи управля-

щей информации для комплекса научной аппаратуры. Введение дополнительной возможности – передачи УКС – позволяет организовывать адаптивные цифровые системы управления характеристиками приборов, существенно улучшив возможности «тонкой» подстройки аппаратуры по сравнению, например, с управлением характеристиками приборов при помощи дискретных команд управления.

Определенная часть физических параметров, а также подавляющая часть контрольно-служебных параметров приборов КНА представлена в виде цифровых параметров, контактных датчиков, резистивных датчиков, аналоговых сигналов, которые для обработки и передачи на Землю традиционно подключаются к служебной телеметрической системе КА – БАТС. Подобное разделение информационных потоков с КНА имеет свои недостатки, главный из которых необходимость постоянного использования двух различных радиолиний для передачи информации на Землю и, следовательно, постоянного использования двух различных наземных приемных пунктов (НИП). Это приводит, помимо увеличения трудоемкости работы по получению информации на Земле, к их взаимной привязке по времени и т.д., еще и к значительному увеличению эксплуатационных расходов.

В штатном режиме работы аппаратура БАТС осуществляет преобразование цифровых параметров, контактных датчиков, резистивных датчиков, аналоговых сигналов КНА в цифровой код, БУМ осуществляет необходимую выборку параметров и пересылку их по каналу МКО в ССРНИ. Дополнительно по этому каналу в ССРНИ передается ряд параметров КА и управляющая информация от БУМ для использования в приборах КНА.

Для реализации подобной структуры работы с параметрами КНА и КА, поступающими по каналу МКО, в ССРНИ предусмотрено выделение ресурсов ЗУ для этих двух потоков: каждый из потоков получит индивидуальный номер ЦИ и предусмотрено выделение соответствующей квоты ЗУ, т.е. каждый из потоков приравнен к информации, поступающей от научного прибора. Все эти данные будут передаваться на Землю в едином информационном потоке ССРНИ и наряду с данными от приборов КНА будут разделяться на этапе предварительной обработки данных на Земле.

В БУМ введены дополнительные функции, которые являются чрезвычайно важными для проведения наблюдений Солнца, особенно при регистрации потоков рентгеновского и гамма-излучений. Это расчет и выдача данных о нахождении КА на освещенной или теневой частях орбиты, выдача данных о входе в географические зоны с неблагоприятными фоновыми условиями наблюдений – в зоны сильного влияния радиационных поясов и в зону Южно-Атлантической магнитной аномалии. Использование в режиме реального времени такой информации позволит качественно улучшить получаемые научные данные.

Использование распределенной системы с участием КНА и штатных систем КА обеспечивает возможности для гибкого и оперативного изменения параметров различных приборов, сбора и передачи на Землю полных потоков информации о всех типах датчиков и данные о состоянии и работоспособности систем КА. Уменьшение числа сеансов связи по каналам штатной системы (для сброса данных БАТС) за счет использования только одной линии связи ССРНИ позволит существенно сократить эксплуатационные расходы, связанные с арендой и использованием НИП для приема данных по служебной радиолинии.

Системы терморегулирования

Научные приборы работают в разнообразных температурных режимах. Наряду с детекторами, работающими в открытом космосе, блоки электроники обычно работоспособны в интервале температур $0 \div 40$ °С. Требования качества оптических поверхностей для телескопов и взаимного расположения оптических элементов ограничивают разброс температур вокруг заданного значения от 0,5 до нескольких градусов. Полупроводниковые детекторы инфракрасной и рентгеновской астрономии достигают необходимого уровня чувствительности только при температурах ниже – 50 °С, а некоторые кристаллы требуют охлаждения до температур жидкого гелия ($2 \div 4$ К). В зависимости от этих требований способы терморегулирования также весьма разнообразны. В более общем виде терморегулирование в применении к научной аппаратуре может быть сформулировано как комплекс мер, обеспечивающих функциони-

рование каждого блока аппаратуры в заданном температурном режиме для выполнения научных задач эксперимента.

Терморегулирование КА проводится подводом и отводом тепловой энергии от заданных блоков аппаратуры.

Для любого блока, устройства и КА в целом справедливо соотношение

$$C \cdot m \cdot (dT/dt) = q \cdot S,$$

где C – теплоемкость; m – масса; S – площадь; T – температура элемента; q – суммарный подводимый или отводимый удельный поток энергии.

Передача тепла производится конвекцией, лучистым переносом или теплопроводностью. В равновесных условиях $q = 0$ и $T = \text{const}$. В общем случае методы, используемые в системах терморегулирования (СТР), можно разделить на пассивные и активные.

Пассивные методы СТР. Данные методы СТР характеризуются отсутствием на борту специальных механических и электрических устройств, регулирующих температуру прибора или его частей с применением веществ – теплоносителей – и с затратами электроэнергии для этого. Для пассивного терморегулирования широко используются внешние тепловые потоки (например, от Солнца), отвод энергии излучением с частей КА, не обращенных к Солнцу, а также соответствующая ориентация КА на орбите и сама ориентация орбиты.

Спутник, находящийся на орбите вокруг Земли, в общем случае поглощает солнечную энергию с коэффициентом поглощения k и излучает ее в открытое пространство (только лучистой электропроводностью) с коэффициентом излучения ε . Тогда, если спутник имеет сферическую форму радиусом R , то можно записать:

$$\varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot 4\pi R^2 = k \cdot \pi R^2 \cdot q,$$

и стационарная температура на дневной стороне орбиты:

$$T = (k \cdot q / 4 \cdot \varepsilon \cdot \sigma)^{1/4} \sim 300 \text{ K}$$

при $k/\varepsilon = 1$. В этих выражениях σ – постоянная Стефана – Больцмана.

Кроме потока от Солнца, спутник освещается отраженным от Земли солнечным излучением ($\sim 800 \text{ Вт/м}^2$ на высоте 300 км) и тепловым излучением Земли с эффективной температурой $\sim 280 \text{ К}$ (при сплошной облачности температура облаков $\sim 220 \text{ К}$). Все эти потоки падают на соответствующие мидельные поверхности КА (миделем называется площадь проекции КА на плоскость, перпендикулярную данному направлению). Находясь в тени Земли, спутник охлаждается, так что температура на внешних поверхностях низкоорбитального спутника обычно колеблется в пределах $250\div 300 \text{ К}$.

Кроме того, во всех электронных приборах большая часть электроэнергии ($\sim 95 \%$) в конечном счете переходит в тепло, и рациональным расположением аппаратуры на корпусе КА можно уменьшить амплитуду колебаний температуры до $\sim 10^\circ$.

Выбор оптических характеристик покрытий. Регулирование температуры с помощью покрытий с заданными коэффициентами поглощения k и излучения ε широко применяется при конструировании приборов для внеатмосферных наблюдений, например в тех случаях, когда требуется относительно более высокая температура какого-либо блока по сравнению с окружающими элементами. В частности, такой режим очень важен для зеркал телескопов, так как в результате газовыделения с окружающих металлических и пластиковых элементов при охлаждении зеркал (например, на теневом участке орбиты) падает давление насыщенных газов ($p_n \propto \exp(T)$), и газы конденсируются на поверхности зеркала, что весьма нежелательно. Для прозрачных материалов (стекло, кварц) отношение k/ε мало ($0,01 - 0,2$), т.е. температура оптики ниже, чем у окружающих металлических конструкций, для которых $k/\varepsilon = 1\div 5$. Для повышения температуры зеркал к ним или прикрепляются нагреватели, или же, как в случае солнечного телескопа ОСТ на ОКС «Салют-4», зеркала алюминировются со всех сторон.

Применение тепловой изоляции. Эффективным способом уменьшения колебаний температуры внутри какого-либо отсека КА (например, при периодических прохождении освещенных и теневых участков орбиты) является покрытие его снаружи экранно-вакуумной тепловой изоляцией (ЭВТИ). ЭВТИ представляет собой многослойное (10–30 слоев на толщине в 1 см) покрытие из алю-

минимизированной полиэтилентерефталатной пленки. При этом процесс передачи тепла внутри ЭВТИ идет в основном лучистым теплообменом, а так как коэффициент излучения ϵ у алюминизированной поверхности мал, то тепловое сопротивление ЭВТИ в десятки – сотни раз больше, чем корпуса КА. В настоящее время практически всегда узлы и блоки приборов, для которых нужна стабилизация температуры до нескольких градусов, закрываются многослойной ЭВТИ.

Создание «тепловых мостов». Этот метод заключается в подводе и отводе тепла через материалы с высокой теплопроводностью (медь, серебро, алюминий и т.д.). Такие методы применяются, например, для отвода тепла с элементов, находящихся в фокусе солнечного телескопа, так как при длительных наблюдениях Солнца они могут разогреться до весьма высоких температур.

Отвод солнечного излучения специальными экранами. Такой метод довольно часто применяется для отвода лишнего теплового потока от прибора.

Использование радиаторов. Для теплоотвода лучистым теплообменом на теневой стороне КА часто устанавливаются радиаторы с большой поверхностной площадью, изготавливаемые из веществ с большим отношением теплопроводности к плотности (Al, Mg), которые могут понизить температуру на поверхности до ~ 100 К.

Активные методы СТР. Системы, которые автоматически, по радиокомандам, или с помощью экипажа, регулируют температуру отдельных узлов во время полета, называются активными СТР. Активные системы применяются, во-первых, когда требования к температурной стабильности высоки (до $0,5$ °С), или когда необходимо глубокое охлаждение каких либо блоков ниже 100 К, недостижимое с помощью пассивных систем (радиаторы обеспечивают понижение температуры до 100 К при отводимых тепловых потоках менее $0,1$ Вт).

Активные системы СТР подразумевают наличие хладагента, т.е. вещества с высокой теплоемкостью, которым переносится тепловая энергия от одних частей КА к другим для нагрева или охла-

ждения. При этом могут использоваться устройства как с расходуемым, так и с сохраняемым хладагентом (системы с разомкнутым или замкнутым циклами).

Циркуляционные системы. В герметичных отсеках КА охлаждение нагреваемых блоков проводится обдувом с помощью вентиляторов. Горячий воздух охлаждается, соприкасаясь с холодным материалом обшивки спутника, находящегося в тени. В жидкостных контурах теплоотвод проводится циркуляцией жидкого хладагента по замкнутым трубопроводам, проходящим через охлаждаемые устройства и под поверхностью радиатора.

Перенос тепла может осуществляться и парами жидкости. По этому принципу действуют *тепловые трубки*, содержащие жидкий теплоноситель, при нагреве одного конца которых образующийся пар из-за разности давлений перемещается к другому концу, где при охлаждении конденсируется. Образовавшаяся жидкость возвращается на прежнее место по капиллярной структуре внутри трубки.

Тепловые аккумуляторы. Если наблюдения проходят на циклически меняющихся участках нагрева и охлаждения (например, на низких околоземных орбитах), широко применяются тепловые аккумуляторы, накапливающие энергию при поступлении внешних потоков тепла, и отдающие ее при охлаждении. В качестве материала аккумуляторов используются вещества с большой скрытой теплотой плавления $Q_{\text{пл}}$ и подходящей температурой плавления $T_{\text{пл}}$ (например, хлорид фосфония PH_4Cl с $Q_{\text{пл}} = 7,5 \cdot 10^5$ Дж/кг и $T_{\text{пл}} = 30$ °C). Для аккумуляции и отдачи энергии могут применяться и обратимые химические реакции с поглощением и выделением тепла; при этом величина аккумулируемой энергии на единицу веса достигает 10^7 Дж/кг.

Холодильные машины. Механические холодильные машины замкнутого цикла отбирают тепло от заданного элемента и сбрасывают во внешнюю среду через радиатор. Они применяются, когда во время наблюдений требуется охлаждение до криогенных температур $T \leq 50$ К. Достоинствами холодильных машин являются относительно быстрое охлаждение внутреннего объема до заданной температуры, полная автономность в работе, отсутствие быстро

расходуемых веществ и в связи с этим длительное (до нескольких лет) функционирование на орбите без дозаправки, а также возможность включения (и охлаждения заданного элемента) только на время проведения наблюдений. Вместе с тем имеются и недостатки, весьма ограничивающие применение холодильных машин:

- большие затраты энергии и большой вес (так холодильная машина субмиллиметрового телескопа БСТ-1М на ОКС «Салют-6» обеспечивала отвод 0,5 Вт тепла с приемника излучения, находящегося при температуре ~ 4 К, потребляя мощность в 1,5 кВт при весе машины в 130 кг);
- сложность конструкции и необходимость самой тщательной балансировки;
- вынужденная необходимость функционирования *только* в циклическом режиме и невозможность постоянного поддержания при низкой температуре ограничивает использование некоторых типов приемников излучения;
- для предотвращения вибраций требуется тщательное динамическое уравнивание движущихся частей машины.

Бортвые криостаты. В системах открытого цикла тепло отбрасывается при фазовых превращениях теплоносителя – испарении, сублимации – и затем сбрасывается в открытое пространство вместе с хладагентом. Так как во время работы рабочее тепло (охладитель) расходуется, срок службы таких систем ограничен взятым на борт запасом твердых или жидких криогенных веществ.

При использовании жидких охладителей (например, в криостатах с жидким гелием) на КА возникают проблемы разделения жидкой и газообразной фаз в криостате (так как в невесомости свободное вытекание жидкости из дроссельного отверстия криостата ведет к непроизводительному расходу рабочего тела), борьбы с ударными перегрузками, поддержания заданного давления газа и т.д., вследствие чего они пока не получили большого распространения.

Более широко используются криостаты, в которых на основе сублимации твердых веществ достигаются температуры в 43 К (азот), 120 К (CO_2), 150 К (аммиак).

Достоинствами сублимационных криостатов являются отсутствие разделителя фаз, значительно меньшая, чем у жидкостей, чувствительность к переменным перегрузкам (во время участка выведения и динамических операций на орбите), а также большая скрытая теплота сублимации, что значительно увеличивает срок работы криостата при том же весе.

Для обеспечения комфортного режима работы приборов в любом КА используется, как правило, совокупность как активных, так и пассивных методов СТР.

Системы ориентации и стабилизации

В процессе наблюдений поля зрения приборов должны быть ориентированы в заданном направлении или перемещаться по небесной сфере по определенному закону, т.е., как говорят, должна быть построена заданная ориентация прибора. Процесс же ликвидации возникающих отклонений от заданной ориентации называется стабилизацией. В большинстве случаев наблюдения проводятся в нескольких основных режимах:

- направление оси прибора в заданную точку неба (на наблюдаемый источник) и поддержание этой ориентации в течение заданного времени с необходимой точностью (режим наведения или режим трехосной инерциальной стабилизации);
- периодическое отклонение поля зрения прибора на заданный угол от направления на исследуемый объект с последующим возвратом (качание); этот режим наблюдений применяется, в частности, для измерений фоновых потоков;
- движение поля зрения по заданному закону с выбранной угловой скоростью, например, по большим или малым кругам небесной сферы (режим сканирования).

Управление ориентацией, т.е. выполнение программных разворотов на заданные углы и поддержание заданного положения оси прибора (стабилизация) с нужной точностью выполняют системы ориентации и стабилизации. При этом возможны как развороты только самого аппарата, на котором установлен телескоп (в случае жесткого крепления последнего), так и использование дополнительных систем, управляющих движением прибора (или отдельных его частей) относительно КА. Диапазон требований к стабилизации

инструмента при внеатмосферных наблюдениях весьма широк – иногда используются неориентированные спутники, и в этом случае поле зрения прибора неупорядоченно сканирует небесную сферу. В то же время при наблюдениях (особенно спектрометрических) с большими инструментами требуется точность стабилизации до $0,1''$. Так как системы ориентации КА не обеспечивают такой точности, то в этом случае и приходится проводить «тонкое гидирование» самим инструментом (например, с помощью подвижных зеркал). Такая методика стабилизации в настоящее время реализуется, например, на всех космических телескопах оптического и ультрафиолетового диапазона с апертурой более нескольких десятков сантиметров. В рентгеновских же телескопах современные требования к точности стабилизации составляют десятки секунд дуги, а гамма-телескопы должны стабилизироваться с точностью до нескольких угловых минут.

Разнообразие требований к ориентации КА обусловило широкий спектр способов управления ориентацией и стабилизацией. Прежде всего, любая такая система должна опознавать какие-то выделенные направления в пространстве, от которых в дальнейшем ведется отсчет углов (системы координат), и способы ориентации можно разделить по тому, какие направления выбраны за опорные. Это может быть направление на Солнце (одноосная солнечная ориентация) и выбранную яркую звезду (трехосная солнечно-звездная ориентация) или направления на две или больше опорных звезд (звездная ориентация). Наконец, отсчет углов может производиться от осей вращения гироскопов или от осей гиросtabilизированной платформы. Во вращающейся системе координат, связанной с орбитой, часто ориентируются спутники, находящиеся на околоземной орбите, близкой к круговой, – такая система называется орбитальной. В этой системе ось Y_0 соединяет центр Земли с центром масс спутника, ось X_0 перпендикулярна к ней и направлена по вектору скорости в плоскости орбиты, ось Z_0 дополняет систему до правой.

Системы ориентации можно также подразделить на активные и пассивные. В пассивных системах объект стабилизуется под воздействием моментов, создаваемых внешними силами, например гравитационной, силой аэродинамического сопротивления верхней атмосферы Земли, давлением солнечного излучения, и для поддер-

жания данной ориентации (по направлению к центру Земли, по вектору скорости КА, на Солнце) можно не расходовать энергию систем самого КА.

К активным системам ориентации относятся такие, в которых управление положением КА в пространстве производится исполнительными органами – реактивными двигателями, тяжелыми маховиками самого КА, т.е. с приложением внутренних сил. На околоземных орбитах часто используют магнитные системы ориентации, в которых по строительным осям КА располагаются соленоиды и, пропуская через них электрический ток, мы вызываем взаимодействие системы ориентации с магнитным полем Земли (МПЗ), которое позволяет проводить изменение ориентации осей КА относительно силовых линий МПЗ. Активные системы имеют гораздо больше возможностей для разворотов и стабилизации КА в любом заданном направлении и за значительно более короткое время, чем пассивные системы. Но на поддержание заданного режима ориентации при этом затрачивается энергия (или электроэнергия, идущая на раскрутку маховиков, или энергия рабочего тела – газа, истекающего из реактивных двигателей). Кроме того, при быстром наборе угловой скорости появляются значительные ускорения, а газ, выброшенный из сопел, загрязняет атмосферу вокруг КА, что иногда нежелательно. Эти и некоторые другие недостатки в той или иной степени могут быть уменьшены применением комбинированных систем ориентации, в которых управление разворотом КА идет с применением как внешних, так и внутренних сил.

В зависимости от требуемой точности ориентации и стабилизации, технических параметров систем КА, научных задач эксперимента и программы наблюдений различные системы ориентации могут включаться последовательно – от более грубых до более точных, с применением на конечном этапе системы гидирования, расположенной в самом приборе.

Гравитационная стабилизация КА. Гравитационная стабилизация спутников возможна вследствие того, что у любого материального тела, находящегося на орбите, сила притяжения, действующая на элементарный объем dm , в точности равна центростремительной только на сферической поверхности, проходящей через центр масс тела. Центр этой сферы совпадает с центром притяжения. Так как

гравитационная сила обратно пропорциональна квадрату расстояния, то на части тела, лежащие выше или ниже радиуса орбиты R_0 (расстояния от центра масс спутника до центра притяжения), будут действовать неравные силы, стремящиеся развернуть тело вокруг центра масс. Таким образом, гравитационная стабилизация обеспечивает ориентацию осей спутника по осям орбитальной системы координат. Маятниковые колебания КА приводят к тому, что точность гравитационной стабилизации КА на низких орбитах составляет $1 \div 5^\circ$.

Стабилизация вращением. Режим вращения часто используется для стабилизации КА после ориентации в нужном направлении. В этом случае прибор, поле зрения которого совпадает с осью вращения, исследует одну область неба в течение длительного периода.

Активные системы ориентации. Управление ориентацией КА с помощью активных систем предполагает неперенное наличие трех видов устройств:

- датчиков, с помощью которых выбирается базовая система координат, и от направления ее осей отсчитываются углы при разворотах, а также ведется контроль углов и угловых скоростей при ориентации, разворотах и стабилизации КА;
- исполнительных элементов, которые по командам производят развороты КА;
- логических преобразующих устройств или бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ), включенных в контур управления.

Эти элементы, обрабатывая показания датчиков и сравнивая их с заданной программой наблюдений, выдают соответствующие команды и выполняют развороты. Функции управления и контроля на пилотируемых КА в той или иной степени могут выполняться космонавтами.

Для получения информации о взаимном положении осей базовой системы отсчета (на использовании которой построена данная система ориентации) и осями КА и телескопа могут использоваться датчики, которые постоянно удерживают данную ось базовой системы в центре своего поля зрения (так называемый нуль-метод

измерения). В этом случае они должны устанавливаться на КА в карданных подвесах и снабжаться автономными приводами.

В других случаях датчик может давать информацию о направлении и величине отклонения выбранной оси от центра его поля зрения, или просто передавать значения координат и скорости движения по полю зрения какого-либо опорного объекта, например яркой звезды.

В соответствии с разнообразием выбираемых базовых направлений существует несколько типов датчиков ориентации.

Магнитометры. Для этого в активную систему ориентации вводится магнитометр, измеряющий величины и знаки проекций вектора локального магнитного поля на оси координат, связанные с прибором. Точность измерения углов при этом обычно составляет $\sim 1^\circ$.

Датчики инфракрасной вертикали (ИКВ). Для определения направления на центр Земли при наблюдениях с КА широко применяются датчики ИКВ. Принцип их действия основан на том, что эффективная температура излучения верхней атмосферы Земли мало меняется в зависимости от времени суток и состояния облачности, в то время как эффективная температура излучения космического пространства значительно ниже – около 4 К. Следовательно, в диапазоне $\lambda \sim 1 \div 20$ мкм Земля выглядит как очень яркий источник с примерно постоянной яркостью и резкой границей. Возможно несколько подходов к построению датчиков ИКВ. Наибольшее распространение вследствие простоты, надежности и отсутствия механических узлов получила балансная схема, в которой ИКВ определяется по отношению сигналов противоположащих инфракрасных детекторов, делящих изображение Земли на четыре квадранта. Предполагается, что в случае равенства сигналов со всех детекторов центр поля зрения датчика ИКВ совпадет с направлением на центр Земли. Точность определения ИКВ на современных КА составляет $\sim 5'$.

Солнечные датчики. В системах ориентации, в которых за основу базовой системы выбрано направление на Солнце, это направление определяется с помощью солнечных датчиков. В зависимости от точности солнечные датчики можно разделить на грубые –

они применяются для поиска и индикации положения Солнца в поле зрения достигающем половины сферы, датчики средней точности и высокоточные солнечные датчики. У последних точность определения направления на центр солнечного диска достигает 1 – 2".

Звездные датчики. При астрономических наблюдениях в режимах солнечно–звездной и звездной ориентации в качестве одной или нескольких осей базовой системы выбираются направление на заданные яркие звезды – Сириус ($M = -1,46$), Канопус ($M = -0,75$), Вегу ($M = +0,03$) и др. При этом необходимыми элементами системы ориентации становятся звездные датчики. Положение опорных звезд на небе известно с очень высокой точностью. Для определения ориентации осей КА осуществляется «снимок» неба, который затем обрабатывается в реальном времени и, как результат, определяется ориентация осей КА относительно «опорных» звезд. В звездных датчиках используются электронно–механические системы с ФЭУ, электронно–лучевые и на матрицах ПЗС телевизионные камеры.

Гироскопические датчики. Во время выполнения программных разворотов и при контроле за выполнением трехосной стабилизации КА и приборов важной задачей является измерение углов и угловых скоростей по отношению к какой–либо выбранной базовой системе отсчета. Эти задачи обычно решаются с помощью гироскопических датчиков углов и угловых скоростей.

Принципы работы этих устройств хорошо известны, здесь же мы отметим только несколько моментов:

- современные гироскопические датчики угла и датчики угловой скорости (ДУС) могут измерять углы и скорости с точностью до $\sim 1'$ и ~ 1 угл.с/с соответственно;
- так как всегда и у всех гиродатчиков существует конечная скорость «дрейфа» вектора кинетического момента гироскопов (у лучших образцов она составляет порядка нескольких угловых секунд в час), то такие системы нуждаются в периодической коррекции (с помощью солнечных или звездных датчиков); вследствие этого их применение наиболее выгодно на ограниченных отрезках времени, например в процессе выполнения программных поворо-

тов; кроме того, при экспериментах на КА они всегда используются в комплексе с другими (солнечно-звездными) системами ориентации.

Исполнительные органы систем ориентации.

Системы ориентации и стабилизации КА при трехосной ориентации КА используют ряд методов:

- двигатели ориентации;
- тяжелые маховики для стабилизации оси КА (так называемые гиродины), располагаемые по всем осям КА;
- магнитные системы ориентации.

Остановимся подробнее на принципе работы системы стабилизации и ориентации с использованием маховиков. Во время наблюдений на КА действуют возмущающие моменты внешних сил различной природы. Значит, изменение суммарного кинетического момента системы КА + маховик подчиняется уравнению $d\mathbf{L}/dt = \mathbf{P}$. Вектор $\mathbf{L}$ равен сумме кинетических моментов КА и маховиков: $\mathbf{L} = \mathbf{L}_{\text{КА}} + \sum \mathbf{L}_{\text{махи}}$. Задачей стабилизации является поддержание условия $\mathbf{L}_{\text{КА}} = \text{const}$, т.е., другими словами, маховики не создают и не уменьшают общий кинетический момент, они лишь перераспределяют его таким образом, что величина $\mathbf{L}_{\text{КА}}$ остается постоянной.

Но в реальной ситуации внешние моменты всегда действуют так, что происходит непрерывное накопление кинетического момента. Из этого следует, что для поддержания ориентации маховики должны постоянно увеличивать свой кинетический момент $\mathbf{L}_{\text{махи}}$ и, следовательно, скорость вращения. Так как последняя не может расти неограниченно, значит, время от времени необходимо подключать другие виды стабилизации для уменьшения вращения маховиков – как говорят, производить «разгрузку гиродинов». Это означает, что система ориентации только с силовыми гироскопами (гиродинами) обязательно должна быть дополнена другой системой.

Для изменения ориентации КА используется то же свойство: $\mathbf{L}_{\text{КА}} = \text{const}$. Изменяя скорости вращения гиродинов, можем производить переориентацию осей КА.

Контрольные вопросы

1. Какие основные системы КА используются для обеспечения требований эксперимента на борту КА?
2. Что является основой любой системы электропитания КА?
3. Каковы преимущества и недостатки солнечных батарей, используемых в СЭП КА?
4. Что входит в состав системы управления бортовым комплексом КА?
5. Какие типы электрических воздействий используются для управления научной аппаратурой при проведении экспериментов на борту КА?
6. Каково назначение ЦУП и какие основные задачи управления КА и экспериментом решаются в ЦУП?
7. Какие типы информации могут регистрироваться телеметрическими системами на борту КА?
8. Какие типы телеметрических систем можно выделить?
9. Каким образом осуществляется накопление данных в специализированных научных телеметрических системах?
10. Может ли осуществляться управление научными приборами через ресурсы телеметрических систем?
11. Какие предельные точности привязки данных ко времени достижимы в настоящее время?
12. Какие пассивные методы часто используются в системах терморегулирования КА?
13. Какие датчики используются в системах ориентации КА?
14. Какие методы пассивной ориентации Вы знаете? На каких принципах они основаны?

Список литературы

1. Модель космоса / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т.1. Физические условия в космическом пространстве – М.: КДУ, 2007. – 872 с.
2. Физика космоса. Маленькая энциклопедия / Под ред. Р.А. Сюняева. – М.: Советская энциклопедия. 1986. – 784 с.

3. Карасев П.А. Ядерные энергетические установки в космосе// Атомная стратегия. – 2007. – № 30 (по материалам сайта <http://www.proatom.ru>).
4. Материалы сайта <http://www.niitp.ru/>
5. Москаленко Е.И. Методы внеатмосферной астрономии. – М.: Наука, 1984. – 280 с.
6. Гущин В.Н., Панкратов Б.М., Родионов АД. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. Учебное пособие для вузов. – М.: Машиностроение, 1992. – 250 с.
7. Конструирование автоматических космических аппаратов / Под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.
8. Сильвестров С.Д., Васильев В.В.. Структура космических измерительных систем. – М.: Советское Радио, 1979. – 224 с.
9. Космическая система «МЕТЕОР-3М» №1. Справочные материалы. Вып. 1 / Под ред. Г.М. Полищука. – С.-Пб.: Гидрометеопиздат, 2001. – 104 с.
10. Космический комплекс «РЕСУРС-ДК» №1. Справочные материалы. Вып. 3. / Под ред. Ю.И. Носенко. – М.: Маджерик, 2006. – 120 с.
11. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.
12. Гляненько А.С., Чулков И.В., Юров В.Н., Аликин Ю.И. Бортовая система сбора, предварительной обработки и регистрации научной информации проекта «КОРОНАС–ФОТОН» // Космічна наука і технологія. – 2003. – т. 9. – №2.
13. Stepanov A.I., Klepikov V.Yu., Oraevsky V.N. et al. // CORONAS information N10. – 1994. – Astrophysical Institute, Potsdam, Germany.
14. Инновационные разработки в фундаментальных и прикладных космических проектах. / Под ред. Л.М. Зеленого. – М.: ИКИ РАН, 2006.
15. Гобчанский О.П. Проблемы создания бортовых вычислительных комплексов малых космических аппаратов // СТА. – 2001. – № 4. – С 28 – 34.

16. Гобчанский О.П. Применение MicroPC в вычислительных комплексах специального назначения // СТА. – 1997. – № 2. – С. 38 – 42.

17. Гобчанский О.П. Унифицированные средства бортовых вычислительных комплексов космических аппаратов // СТА. – 1998. – № 1. – С. 72 – 76.

Глава 3

ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ЭЛЕКТРОРАДИОЭЛЕМЕНТЫ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

При конструировании и создании научных приборов для использования на КА нельзя не учитывать столь важный и влияющий на надежность и работоспособность аппаратуры фактор, как воздействие на электрорадиоэлементы ионизирующих излучений космического пространства (КП).

Любая аппаратура, предназначенная для проведения исследований на КА, наряду со стандартными электрическими и надежностными требованиями должна обеспечивать требования по радиационной стойкости. Радиационной стойкостью (РС) аппаратуры, комплектующих элементов и материалов называется их свойство сохранять свои параметры и выполнять заданные функции в пределах установленных норм во время и после действия ионизирующих излучений. Для обобщенных оценок работоспособности аппаратуры в условиях воздействия ионизирующих излучений ее стойкость характеризуется следующими параметрическими показателями: флюенсом быстрых нейтронов (энергия нейтронов $E_n > 1$ МэВ) и общей дозой облучения гамма-квантами, при которой параметры аппаратуры выходят за пределы установленных норм. Кроме того, для оценки радиационной стойкости аппаратуры необходимо рассматривать ее стойкость по отношению к одностичным эффектам, которые могут приводить к сбоям или даже отказам приборов.

Воздействие ионизирующих излучений на электронные компоненты аппаратуры

Источниками ионизирующих излучений при проведении исследований на КА являются радиационные пояса Земли и других планет, солнечные и галактические космические лучи, альбедное излучение Земли, а также (при их наличии) ядерные источники энергии КА. Относительная роль этих источников зависит от орбиты, ориентации КА, расположения аппаратуры и других особенностей проводимого эксперимента.

Далее рассмотрим характер воздействия ионизирующих излучений на различные типы комплектующих элементов.

Воздействие ионизирующих излучений на резисторы вызывает обратимые или необратимые изменения сопротивления, увеличение уровня шумов, ухудшение влагостойкости резисторов. Основная причина – деградация электрофизических характеристик резистивного и электроизоляционного материалов (резкое увеличение проводимости из-за ионизационных эффектов в материалах, воздухе или другой среде, окружающей резистор). Гамма-излучение вызывает в основном обратимые изменения. Для наиболее широко используемых металлопленочных и пленочных углеродистых резисторов при их одновременном облучении нейтронами ($10^{14} - 10^{18}$ нейтр./см²) и гамма-квантами 10^8 рад отмечается постепенное увеличение сопротивления до 3,5 %, при этом необратимые изменения составляют менее 2 %. Устойчивость к влаге, уровень шумов и температурный коэффициент сопротивления (ТКС) резисторов после облучения не меняются.

Воздействие ионизирующих излучений на конденсаторы сказывается на параметрах электрической прочности конденсаторов $R_{\text{изол}}$, t_g , $C_{\text{ном}}$. Причины этих изменений: преобразования в структуре диэлектрика, механические деформации, ионизация диэлектрика и окружающей среды, выделение газов. Рентгеновское и гамма-излучения вызывают в основном обратимые радиационные дефекты. При облучении нейтронами возможны как обратимые, так и необратимые дефекты. Наибольшей стойкостью к воздействию ионизирующих излучений обладают конденсаторы с неорганическим диэлектриком: керамические, стеклоэмалевые, слюдяные. Изменение их параметров при облучении нейтронами до 10^{16} нейтр./см² и воздействия гамма-излучения до 10^9 рад не превышает долей или единиц процентов. Менее надежны электролитические конденсаторы. Наблюдались случаи разгерметизации из-за разложения электролита. Изменение емкости носит нерегулярный характер. Сведения о радиационной стойкости электролитических конденсаторов недостаточно достоверны.

Среди всего многообразия материалов и электрорадиокомпонентов, используемых при создании аппаратуры для использования на КА полупроводники и приборы на их основе обладают самой низкой радиационной стойкостью. Именно из-за повышенной чув-

ствительности полупроводниковых приборов к длительному воздействию ионизирующих излучений в середине 60-х годов XX в. произошел отказ в аппаратуре американского спутника связи *Teles-tar*, а повышенная радиация, обусловленная ядерными взрывами в атмосфере, привела к отказу аппаратуры спутников *Ariel* и *Transit IV-B*, в момент солнечной вспышки, имевшей место 20 января 1994 г. произошли функциональные отказы электронной системы стабилизации канадского спутника *Amik E1*, а при серии солнечных вспышек в октябре 2003 г. отказал японский спутник *ADEOS-II*.

Наибольшим отличием интегральных микросхем от других полупроводниковых приборов являются существенно меньшие геометрические размеры различных фрагментов микросхемы (транзисторов, диодов, интегральных резисторов и т.д.) в отличие от «чистых» полупроводниковых приборов, что делает интегральные микросхемы более чувствительными к ионизирующим излучениям.

Результаты воздействия ионизирующих излучений на элементы микроэлектроники могут быть разделены на две категории.

1. Постоянное ухудшение характеристик элементов (возрастание обратных токов переходов, энергопотребления, ухудшение временных характеристик и т.д.), связанное с накоплением дефектов в кристаллах, захватом носителей в оксидном слое изоляции; изменением энергетических уровней на границе оксид-кремний (эффект полной поглощенной дозы). При этом наблюдается сдвиг пороговых напряжений МОП-транзисторов, но до каких-то критических доз работоспособность еще сохраняется, а затем довольно быстро наступает полная деградация элементов. Такие повреждения создаются излучениями как с высокой удельной ионизацией (тяжелые ионы), так и с низкой (электроны, релятивистские протоны, тормозное излучение). При выключении питания критические дозы повышаются в десятки раз.

2. Изменение логического состояния элемента, вызванное выделением заряда при прохождении через элемент одной сильноионизирующей частицы (ионы, особенно тяжелые). Роль этих нарушений в работе логических схем особенно возросла в связи с уменьшением геометрических размеров отдельных фрагментов интегральных микросхем до величин меньших, чем 1 мкм. Одночастичные изменения логического состояния могут быть обратимыми (*SEU – single event upset*) или необратимыми (*LU – latch-up*)

или *SEL* – *single event latch-up*). В первом случае ошибочное логическое состояние удерживается в течение некоторого времени (порядка 1 мкс), что, однако, может привести к нарушению нормальной работы всей системы. При необратимых изменениях элемент «защелкивается» в новом логическом состоянии и остается в нем до отключения питания. «Защелкивание» чаще происходит в тех интегральных схемах, где отдельные элементы изолированы *p*-переходами (например, в стандартных КМОП-сериях), и представляет собой тиристорный эффект, приводящий к смещению уровня на выходе и увеличению тока. Вероятность одночастичного эффекта для конкретной интегральной схемы характеризуется двумя параметрами: *пороговым значением линейной передачи энергии (LET)* (выраженным в МэВ · см²/мг), начиная с которого эффект становится возможным и *асимптотическим эффективным сечением σ* (в см²/прибор), которое устанавливается при значениях *LET*, выше пороговых.

Чувствительности интегральных микросхем к первому и второму типу нарушений (дозовый и одночастичный эффекты) необязательно связаны друг с другом. Так, логические схемы ТТЛ более устойчивы по отношению к эффекту полной дозы, чем стандартные КМОП, но уступают последним в стойкости по отношению к одночастичным эффектам.

Потоки частиц, их спектры сильно зависят от многих факторов: орбиты КА (околоземная или с выходом за пределы магнитосферы Земли), солнечной активности в период проведения эксперимента, размещения научного прибора на борту КА. Даже на околоземных орбитах (для одинаковой высоты) потоки частиц сильно зависят от наклона орбиты и состояния магнитного поля Земли.

Для примера посмотрим на спектры линейной передачи энергии (ЛПЭ), полученные автором для высоты орбиты 500 км для разных геомагнитных условий с помощью программы Spenvis (на рис.3.1 – $M = 1$ – спокойная магнитосфера; на рис.3.2. – $M = 10$ – сильные геомагнитные возмущения – магнитная буря). Спектры приведены для отсека КА с толщиной эквивалентной защиты 2 г/см².

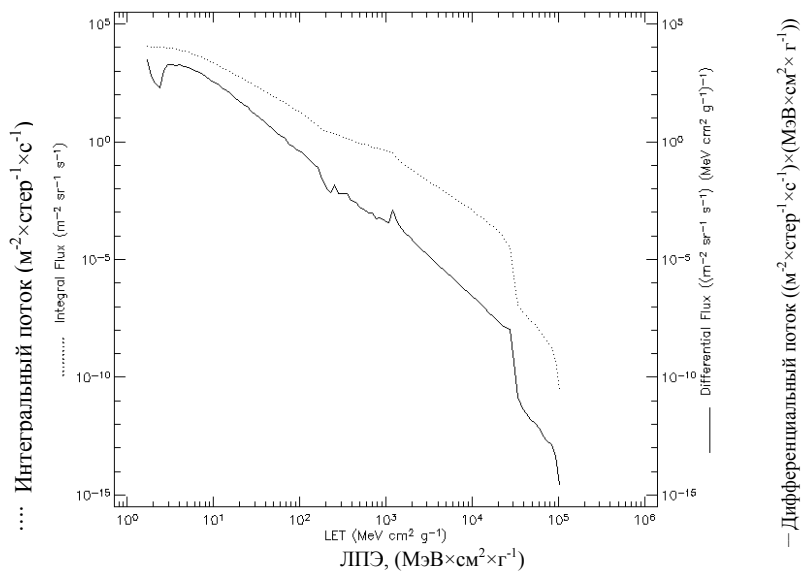


Рис.3.2. Спектры ЛПЭ в спокойный период

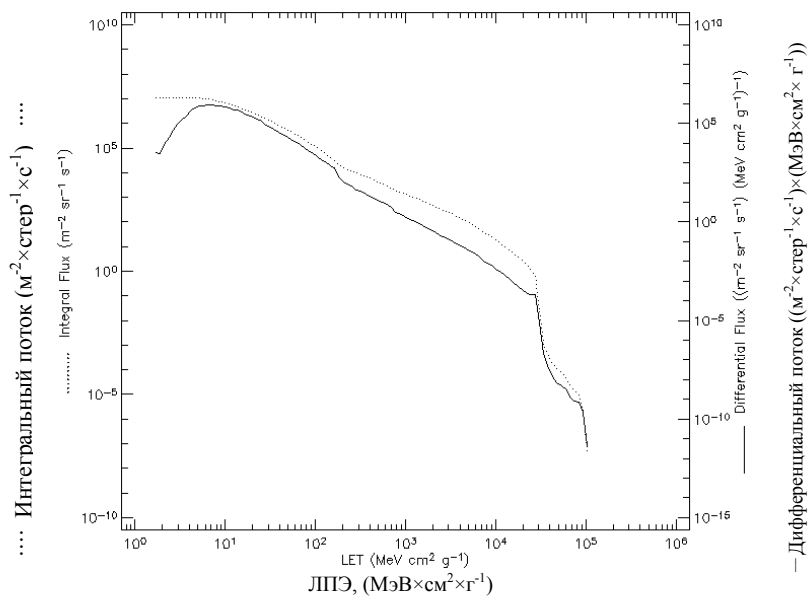


Рис.3.2. Спектры ЛПЭ в период сильной магнитной бури

Как видно, из представленных графиков, интенсивности потоков различаются на два и более порядка. Для длительных сроков существования аппаратуры проводятся расчеты полной поглощенной дозы, исходя из орбиты КА и периода солнечной активности, когда КА будет работать на орбите с учетом всех типов частиц, составляющих потоки радиационных поясов Земли (РПЗ), солнечных космических лучей (СКЛ), галактических космических лучей (ГКЛ).

Расчет поглощенной дозы

Расчет поглощенной дозы $D(x)$ [рад] после прохождения частицами защиты толщиной x проводится по формуле

$$D(x) = k \int_{L_{min}}^{L_{max}} L \Phi(L, x) dL, \quad ,$$

где k – коэффициент пересчета единиц дозы в рады; L – линейная передача энергии (ЛПЭ) в веществе (кремний) от частиц, падающих на объект, которая зависит от энергии частицы и ее типа, МэВ/(г/см²); $\Phi(L, x)$ – дифференциальный спектр ЛПЭ в кремнии от изотропного потока частиц космической радиации и вторичных излучений (от защиты), упавших на исследуемый объект после прохождения защиты толщиной x , см⁻² (ед.ЛПЭ)⁻¹.

Формула применяется для каждого из радиационных полей (электронов РПЗ, протонов РПЗ, всех частиц ГКЛ и всех частиц СКЛ) в отдельности. Для расчета спектра ЛПЭ потока частиц радиационного поля $\Phi(L, x)$ используется формула

$$\Phi(L, x) = \sum_i \frac{\Phi_i(E, x)}{dL_i(E)/dE},$$

где $\Phi_i(E, x)$ – дифференциальный энергетический спектр потока частиц i -го вида. В расчетах $\Phi(L, x)$ для электронов РПЗ дополнительно учитывается образование гамма-квантов (тормозного излучения), а для протонов РПЗ – образование вторичных нейтронов. Для ГКЛ и СКЛ суммирование в формуле учитывает вклад в спек-

тры ЛПЭ потоков протонов, нейтронов (за защитой) и различных тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ).

В программах расчета обычно используются следующие модели:

- модели потоков электронов и протонов РПЗ;
- модели потоков частиц ГКЛ (протонов и ядер химических элементов от $z = 2$ до $z = 92$) около Земли за пределами магнитосферы;
- модели потоков частиц СКЛ (протонов и ионов химических элементов от $z = 2$ до $z = 28$) около Земли за пределами магнитосферы;
- модели проникновения протонов и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) ГКЛ и СКЛ в магнитосферу Земли;
- моделей торможения частиц космической радиации в защитных экранах с учетом образования вторичных протонов и нейтронов.

Основные особенности используемых моделей заключаются в следующем.

Модель потоков частиц РПЗ. Для расчета потоков захваченных заряженных частиц РПЗ используются электронные таблицы моделей *NASA AE8* для электронов и *AP8* для протонов, которые практически совпадают со значениями потоков, стандартизованными ГОСТ 25645.138-86 (протоны РПЗ) и ГОСТ 25645.139-86 (электроны РПЗ). Эти таблицы устанавливают потоки частиц в зависимости от геомагнитных координат, характеризующих магнитное поле Земли.

Модель потоков частиц ГКЛ. Энергетические спектры протонов и ядер ГКЛ рассчитываются на основе динамической модели потоков частиц ГКЛ вне магнитосферы Земли, разработанной в НИИЯФ МГУ и стандартизованной ГОСТ 25645.150-90. В этой модели потоки частиц определяются для межпланетного пространства вблизи Земли, и учитываются их изменение из-за изменения солнечной активности.

Модель потоков частиц СКЛ. Для расчета энергетических спектров потоков протонов и ионов СКЛ применяется вероятностная модель, основные положения которой для потока протонов СКЛ в

межпланетном пространстве около Земли стандартизированы ГОСТ Р 25645.165-2001. Модель учитывает изменение частоты появления солнечных событий с изменением солнечной активности и пуассоновское распределение событий для временных интервалов одинаковой продолжительности. Модель устанавливает предельные (наибольшие) значения суммарного потока и пиковой плотности потока частиц, которые ожидаются с заданной вероятностью в результате появления множества событий в течение заданного периода времени.

Модель проникновения частиц ГКЛ и СКЛ в магнитосферу Земли. Плотность потоков частиц ГКЛ и СКЛ, рассчитанная по моделям для межпланетного пространства, пересчитывается на плотность потока этих частиц в магнитосфере Земли с помощью модели «магнитной жесткости обрезания». Эта модель использует таблицы вертикальной жесткости обрезания для невозмущенной магнитосферы с учетом поправок на местное время.

Модели торможения частиц в защитных экранах. Расчетные энергетические спектры плотности потока частиц, определенные на орбите КА, преобразуются в энергетические спектры потоков частиц за алюминиевой сферической защитой известной толщины. Для электронов это преобразование выполняется на основе обобщения расчетных данных, с учетом торможения и рассеяния электронов, а для протонов и ТЗЧ – на основе обобщения данных по потерям энергии ТЗЧ в веществе экрана (алюминии).

При расчетах используется генератор координат точек орбиты, задаваемых с определенным шагом (обычно 100 точек на виток орбиты). В каждой из этих точек вычисляется плотность потока частиц каждого из радиационных полей, которые потом интегрируются по времени для определения потока частиц в течение срока активного существования (САС) КА.

Следует отметить, что потоки частиц РПЗ и ГКЛ отражают поток частиц, постоянно присутствующий в космическом пространстве. Расчетный поток частиц СКЛ представляет собой, как правило, значение потока протонов, которое можно ожидать с вероятностью 95 % при суммировании потока протонов множества отдельных событий СКЛ, возникших в течение САС КА.

На рис.3.3 показан пример расчета потоков частиц различного происхождения (за 3 года) для КА, находящегося на орбите высотой 500 км и наклонением орбиты 81,5°.

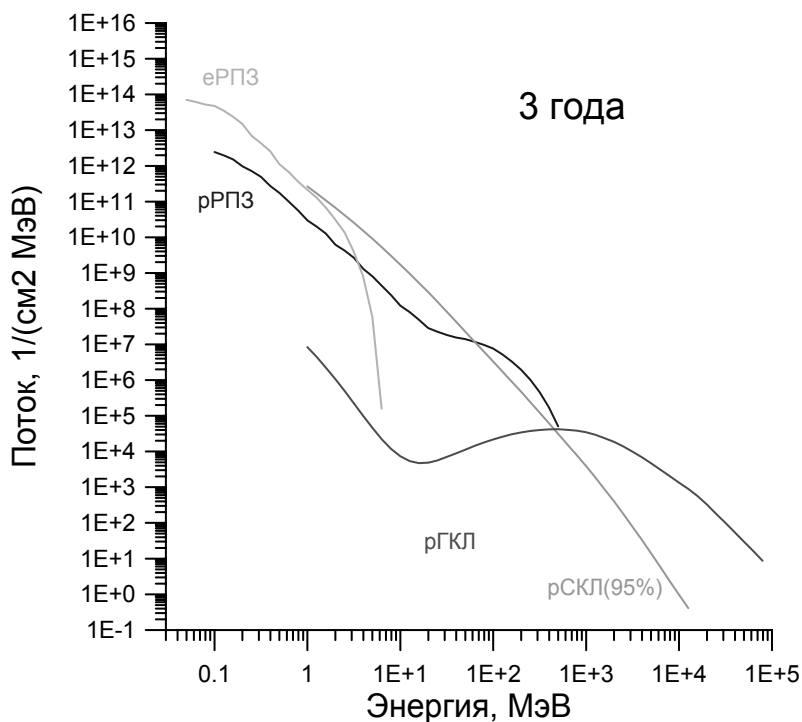


Рис.3.3. Потоки частиц различного происхождения: eРПЗ – электроны радиационных поясов Земли; pРПЗ – протоны радиационных поясов Земли; pГКЛ – протоны галактических космических лучей; pСКЛ – протоны солнечных космических лучей

При оценке эффекта полной дозы необходимо также учитывать толщину защиты перед электронными системами прибора. На рис.3.4 показана зависимость полной поглощенной дозы в электронных компонентах от эквивалентной толщины защиты. На графике представлена полная доза и вклад в нее электронов, тормозного излучения электронов и протонов захваченной радиации.

Поглощенная доза в центре Al сферы, потоки частиц со всех сторон

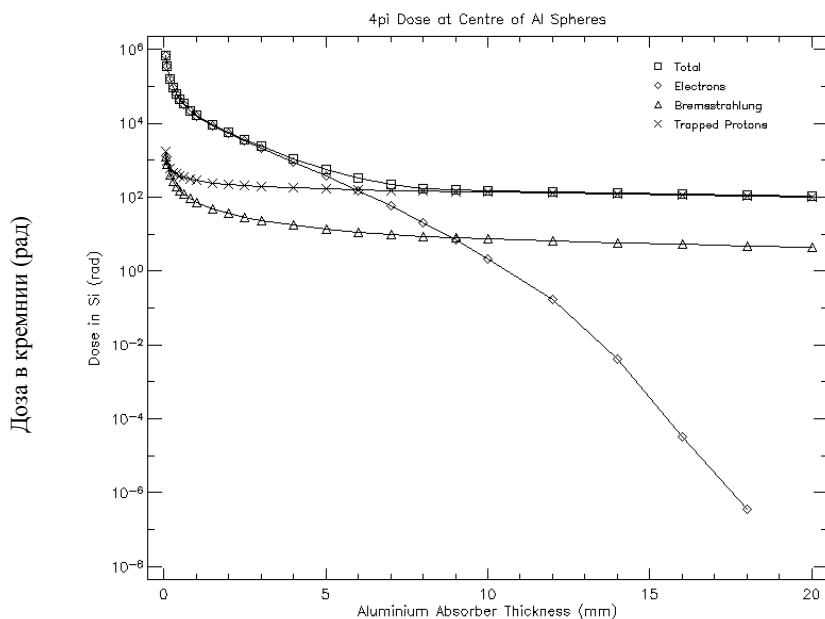


Рис.3.4. Зависимость поглощенной дозы от толщины защиты: квадраты – полная доза; ромбы – вклад потоков электронов; треугольники – вклад тормозного излучения; кресты – вклад потоков захваченных протонов

Стойкость радиоэлектронных компонент к полной поглощенной дозе

Различные радиоэлектронные компоненты имеют различную стойкость по отношению к полной поглощенной дозе. Данные по типичным пороговым значениям (т.е. величинам дозы, когда начинали наблюдаться отказы), для элементной базы конца 80-х – начала 90-х годов приведены в табл.3.1.

Для современной элементной базы (микросхем), имеющей меньшие проектные нормы и выпускаемой с использованием более совершенных технологических процессов и внутренних логических

структур, а также современных аналоговых устройств, обобщенные данные приведены на рис.3.5 – 3.7. На рис.3.8 показана стойкость различных полупроводниковых компонентов по отношению к флюенсу нейтронов.

Таблица 3.1

Устойчивость интегральных микросхем
к полной дозе радиации

Технология	Пороговая доза, рад
<i>n</i> -МОП, стандартные	$5 \cdot 10^3$
КМОП стандартные	$7 \cdot 10^3$
ТТЛ	10^6
ИИЛ	$3 \cdot 10^6$
ЭСЛ	10^7

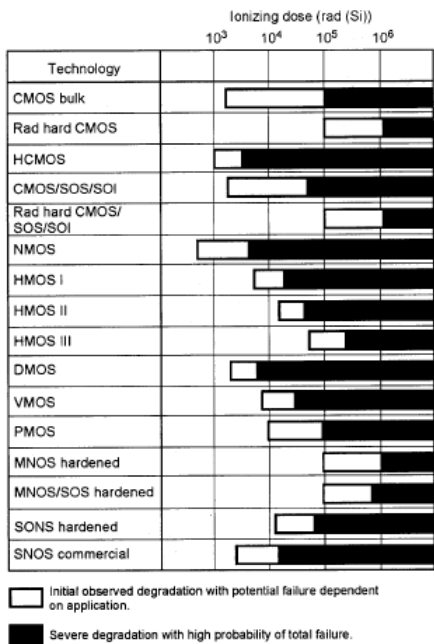


Рис. 3.5. Стойкость микросхем, использующих различные МОП-технологии [18]

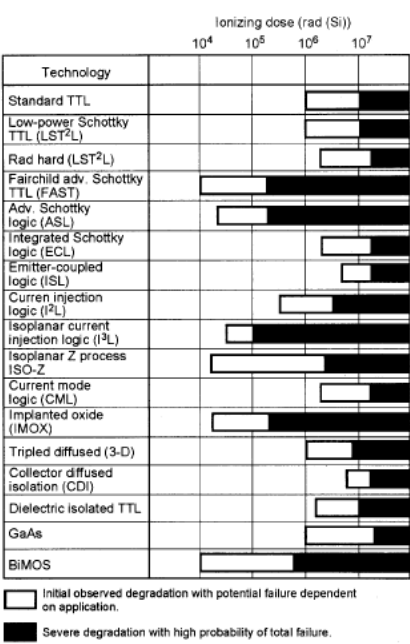


Рис. 3.6. Стойкость микросхем, использующих различные биполярные технологии [18]

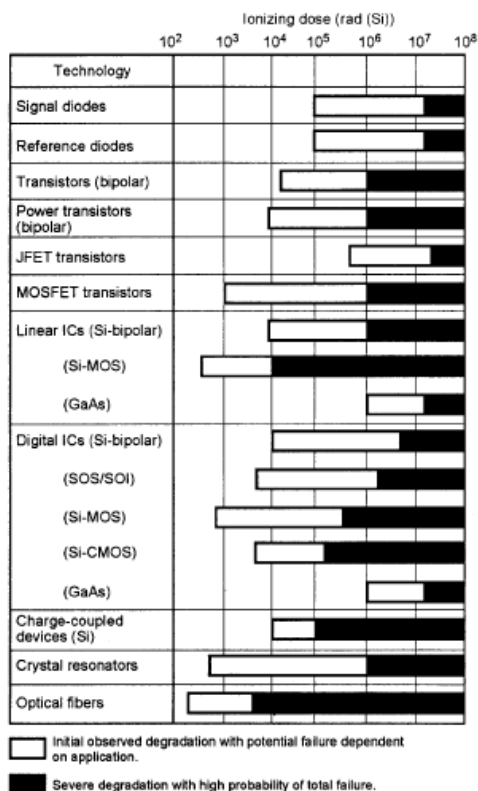


Рис.3.7. Стойкость по отношению к эффекту полной поглощенной дозы аналоговых микросхем и устройств [18]

На рис. 3.5 – 3.7:

- не закрашенная часть прямоугольника – зона возможных проявлений начала деградации, приводящей к отказам (зависит от применений);
- закрашенная часть прямоугольника – зона наступления деградации, приводящей к полному отказу

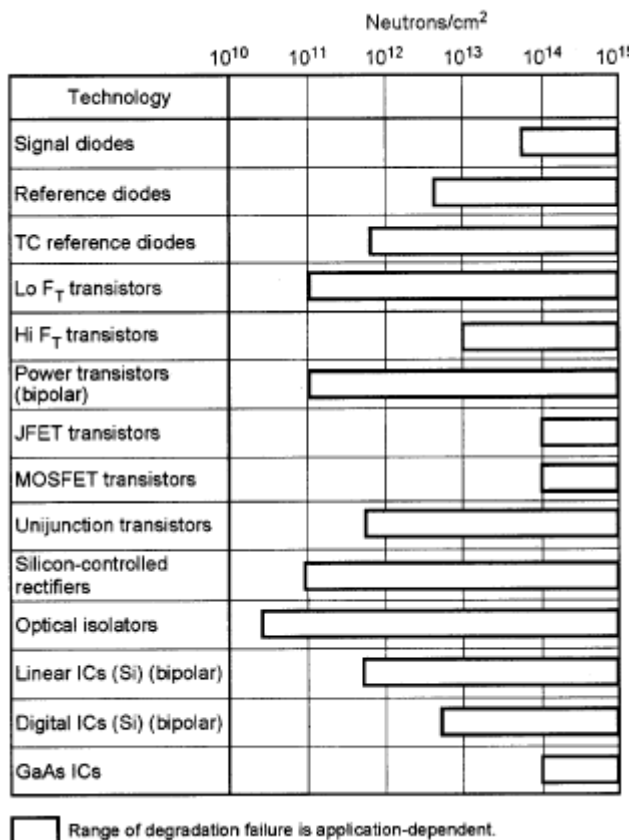


Рис.3.8. Обобщенные данные по деградации полупроводниковых приборов от воздействия нейтронного облучения (флюенс нейтронов) [18]

На рис. 3.8 – не закрашенным прямоугольником показана зона возможных проявлений деградации, приводящей к отказам (зависит от применений).

Стойкость радиоэлектронных компонент к «одночастичным» событиям

Сведения об устойчивости различных типов микросхем по отношению к «одночастичным» событиям имеют более разрозненный характер. Максимальные значения линейной передачи энергии

(ЛПЭ, *LET*), так называемый брэгговский максимум, в кремнии составляют для ионов H, He, O и Fe соответственно 0,53; 1,5; 7,5 и 28 (МэВ · см²)/мг, поэтому значения *LET*, выше пороговых, непосредственно могут дать только тяжелые ионы и, главным образом, при косых пересечениях кристалла. Протоны больших энергий способны вызвать *SEU* за счет ядерных реакций в кремнии и окружающем веществе. Спектры ЛПЭ для орбиты высотой 500 км были приведены на рис.3.1 и 3.2.

Сложнее оценить возможное влияние одночастичных (*SE*) событий на сбои и возможные катастрофические отказы. Для подобной оценки можно воспользоваться несколькими методами и критериями. В основе их лежат экспериментальные данные, полученные по отдельным типам микросхем (*NASA – GSFC* и *JPL, ESA*) и критериями допуска и использования различных микросхем для работы на КА. Условно *NASA* делит все изделия электронной техники на четыре категории:

- 1) рекомендуется для всех КА без ограничений;
- 2) рекомендуется для использования в космических применениях, слабочувствительны к одночастичным событиям и могут требовать некоторых мер по снижению влияния одночастичных событий;
- 3) рекомендуется для некоторых применений на КА, чувствительных к одночастичным событиям, и требуют мер по снижению влияний одночастичных событий и восстановлению данных;
- 4) не рекомендуются для применения в аппаратуре КА.

Но базы экспериментальных данных носят достаточно разрозненный характер и исследованиям подвергаются далеко не все типы микросхем, поэтому для оценки параметров чувствительности к одночастичным событиям можем воспользоваться критерием близости различных микросхем по различным параметрам (приведены в порядке убывания достоверности):

- один изготовитель, одинаковый технологический процесс и проектные нормы (например, одна и та же серия цифровых интегральных микросхем – далее и.м.с.);
- один изготовитель, близкие технологические процессы и проектные нормы (например, операционные усилители одной фирмы, но разных серий);

- разные изготовители, близкие технологические процессы и проектные нормы (например, одна и та же серия цифровых и.м.с.);
- разные изготовители, близкие проектные нормы, функциональные аналоги (например, АЦП со сходными параметрами).

При оценки стойкости по отношению к одночастичным эффектам необходимо учитывать неформальный критерий *NASA* (пороговое значение линейной передачи энергии, SEL_{th} для эффектов типа сбоя (*UpSet*) или катастрофический отказ (*LatchUp*), которое, как следует из анализа баз данных *NASA*, составляет величину 30 – 37,5 (МэВ · см²)/мг.

Для оценки стойкости больших интегральных микросхем (БИС) и сверхбольших интегральных микросхем (СБИС), находящихся за защитой толщиной x , по одиночным эффектам проводился расчет частоты перемежающихся отказов (сбоев – *SEU*) $\nu(x)$ по формуле

$$\nu(x) = \int_{L_{min}}^{L_{max}} \sigma_{ion}(L) \cdot F_{ion}(L, x) dL + \int \sigma_p(E) \cdot F_p(E, x) dE,$$

и количества катастрофических отказов (*SEL*) $N(x)$ по формуле

$$N(x) = \int_{L_{min}}^{L_{max}} \sigma_{ion}(L) \cdot \Phi_{ion}(L, x) dL + \int \sigma_p(E) \cdot \Phi_p(E, x) dE.$$

В формулах: $\sigma_{ion}(L)$ и $\sigma_p(E)$ – сечения доминирующего одиночного эффекта исследуемой СБИС в зависимости, соответственно, от ЛПЭ тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) и протонов, см²; $F_{ion}(L, x)$ – дифференциальный спектр ЛПЭ плотности потока ТЗЧ (только для ГКЛ и СКЛ), прошедших за защиту толщиной x , см⁻² · с⁻¹ · (ед.ЛПЭ)⁻¹; $\Phi_{ion}(L, x)$ – дифференциальный спектр ЛПЭ потока ТЗЧ (только для ГКЛ и СКЛ), прошедших за защиту толщиной x , см⁻² · (ед.ЛПЭ)⁻¹; $F_p(E, x)$ – дифференциальный энергетический спектр плотности потока протонов, прошедших за защиту толщиной x , см⁻² · с⁻¹ · МэВ⁻¹; $\Phi_p(E, x)$ – дифференциальный энергетический спектр потока протонов, прошедших за защиту толщиной x , см⁻² · МэВ⁻¹.

В формулы наряду с энергетическими спектрами и спектрами ЛПЭ потока и плотности потока частиц входят зависимости сечения сбоев $\sigma_{ion}(L)$ от ЛПЭ (для кремния) ТЗЧ и сечения сбоев $\sigma_p(E)$ от энергии протонов, которые либо приводятся изготовителем,

либо могут быть найдены по различным методикам. Методики позволяют определять эти зависимости для конкретного эффекта в СБИС, если известны сечение эффекта при ЛПЭ $\rightarrow \infty$ (сечение насыщения) σ_{sat} и порог ЛПЭ L_{th} при $\sigma_{ion}(L) \rightarrow 0$. Значения этих параметров чувствительности для СБИС определяются на основе анализа существующих баз данных и публикаций, учитывая вид эффекта, функциональное назначение СБИС, технологию и степень ее интеграции.

Результаты такого анализа электрорадиоэлементов различных узлов рассматриваемых приборов позволяют выделить СБИС, которые критичны к возникновению одиночных эффектов разных типов.

Для большинства типов БИС и СБИС доминирующим одночасичным эффектом в ней является инверсия ячеек памяти (ИЯП), которая может вызвать перемежающиеся отказы (сбои) в аппаратуре.

Особое внимание следует уделить БИС программируемых логических интегральных микросхем – ПЛИС (FPGA), используемым в различных узлах приборов. Эти БИС содержат блоки логических элементов и встроенной памяти (регистры) с объемами до десятков мегабит, созданные по КМОП технологии. Логические связи между блоками ПЛИС задаются путем программирования так называемой конфигурационной памяти, которая также находится на кристалле. Конфигурационная память может выполняться по различным технологиям, использующим:

- статическое КМОП оперативное запоминающее устройство (технология *RAM*);
- однократно программируемые перемычки (технология *Anti-fuse*);
- постоянное программируемое запоминающее устройство (ППЗУ), выполненное по так называемой флэш-технологии.

События инверсии ячеек (ИЯП) конфигурационной памяти в этих ПЛИС могут исказить заданную конфигурацию ПЛИС и вызвать ее функциональный отказ (прерывание). ИЯП конфигурационной памяти, учитывая ее большой объем в ПЛИС (до 1,5 млн триггеров), являются доминирующим одиночным эффектом в ПЛИС, а оценка их общего количества в течение срока активного

существования (САС) КА – критерием применимости ПЛИС в аппаратуре. ИЯП в регистрах и, тем более, импульсные помехи (*SET*) в блоках логических элементов играют определенную роль для оценки применимости ПЛИС в аппаратуре только в том случае, если конфигурационная память защищена от ИЯП.

На рис.3.9 показаны типичные зависимости результатов расчета одночастичных эффектов для разных типов СБИС.

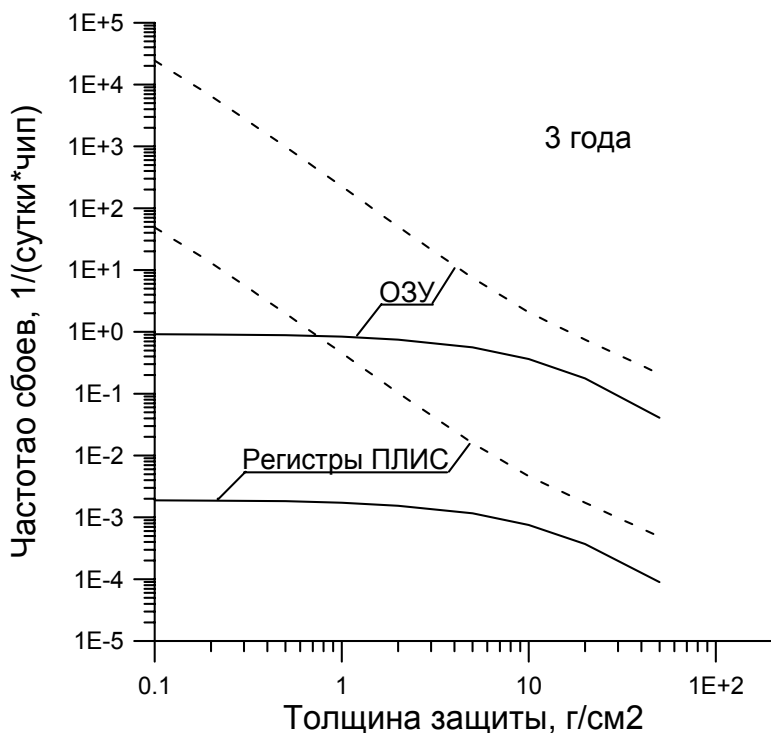


Рис. 3.9. Типичные зависимости результатов расчета одночастичных эффектов для разных типов СБИС (частота инверсий ячеек памяти в СБИС ОЗУ и модулях ПЛИС при воздействии фоновых потоков частиц ГКЛ и РПЗ (сплошные кривые) и пикового потока частиц СКЛ (пунктирные кривые))

Выбор полупроводниковых компонентов для применения в приборах для космофизических исследований

Критерием отбора различных интегральных микросхем и полупроводниковых приборов для использования в научных приборах на КА являются:

- для эффекта полной дозы введение коэффициента запаса (т.е. соотношения между расчетной величиной полной дозы и дозой, при которой становятся существенны эффекты деградации различных полупроводниковых компонентов); обычно этот коэффициент должен составлять не менее $3 \div 5$;
- для одночастичных событий вероятность катастрофического отказа, связанная с радиационными эффектами должна укладываться в надежные требования ко всему прибору, а эффект ИЯП для ОЗУ должен иметь разумные величины, чтобы прибор имел минимальное «мертвое» время, связанное со сбоями.

Для повышения надежности работы и живучести научных приборов применяются различные методы. Они включают в себя резервирование блоков и узлов аппаратуры, имеющих наихудшие надежные показатели и показатели стойкости к ионизирующим излучениям.

Кроме того, для повышения надежности работы приборов в их узлах и блоках, наиболее чувствительным к одночастичным событиям, применяется ряд мер, позволяющих улучшить ситуацию. Как правило, наиболее чувствительными узлами являются микропроцессорные средства систем сбора и предварительной обработки данных научных приборов.

В результате «защелкивания» или сбоев в ОЗУ могут возникать сбои и «зависания» микропроцессорной системы, а также искажения выходной информации. Из-за ошибки в адресации байта или при других видах сбоев, причиной которых может быть «одночастичное» событие, может возникнуть ситуация, когда микропроцессор выходит из под контроля программы. При этом он начинает случайным образом выполнять команды, воспринимая случайный поток байтов как коды операций. Поведение вычислительной системы при этом становится непредсказуемым. Процессор может модифицировать программу и данные, изменить режим работы прибора, но, в конце концов, он попадет либо в бесконечный цикл,

либо прочтет, как код операции, байт, соответствующей команде остановки («*HALT*») и прекратит работу. Произойдет так называемое «зависание» системы, из которого его может вывести только прерывание, инициализация или выключение питания.

Для повышения стойкости к подобного рода временным отказам в приборах применяется целый ряд таких специальных мер, как:

- на микропроцессорных контроллерах и ОЗУ применяются специальные дополнительные защитные экраны, которые увеличивает толщину защиты на пути заряженных частиц;
- программное обеспечение полностью располагается в ППЗУ, что уменьшает вероятность модификации программы за счет *SEU* – эффектов;
- вводится резервирование микросхем ППЗУ, причем переход с комплекта на комплект ППЗУ производится по команде с Земли;
- в каждом из ППЗУ размещается несколько экземпляров исполняемой программы, причем выбор для запуска программы осуществляется при старте системы случайным образом; при обнаружении экземпляра программы с ошибками производится повторный перезапуск программы;
- предусматриваются специальные команды, позволяющие по команде с Земли проводить инициализацию или сброс процессора;
- при включении питания, при подаче команды инициализации, а также после завершения вывода информации производится полная инициализация системы;
- для защиты от зависаний системы используется так называемый *watch-dog*, т.е. специальный сторожевой таймер, который в случае зависания системы на время, больше установленного, производит принудительный перезапуск всей микропроцессорной системы;
- используется как постоянная, так и оперативная память, использующая алгоритмы коррекции возникающих ошибок;
- в наиболее ответственных случаях используется мажоритарный контроль данных, которые обрабатываются сразу несколькими вычислителями, с принятием решения по мажоритарному принципу (например, совпадение результатов более, чем с двух вычислителей из трех).

Применение этого комплекса специальных программных, аппаратных и конструктивных мер позволяет повысить живучесть и поднять достоверность информации, получаемой с научных приборов.

Контрольные вопросы

1. Какие радиоэлектронные компоненты являются наиболее чувствительными к воздействию ионизирующих излучений?
2. Что означает термин «линейная передача энергии»?
3. Какие типы (категории) результатов воздействия ионизирующих излучений на элементы микроэлектроники знаете?
4. Каким образом осуществляется расчет полной поглощенной дозы для элементов аппаратуры?
5. Что такое «одночастичные» события? К каким последствиям могут приводить такие события?
6. Как оценить влияние «одночастичных» событий на сбои и возможные катастрофические отказы?
7. Какие существуют критерии отбора элементов микроэлектроники для использования в аппаратуре для космических исследований?
8. Какие знаете методы повышения стойкости электронных систем к сбоям, вызванным «одночастичными» событиями?

Список литературы

1. Стойкость аппаратуры, комплектующих элементов и материалов, радиационная. ГОСТ 18298-79.
2. Радиационная стойкость материалов радиотехнических конструкций. Справочник / Под ред. Н.А. Сидорова и др. – М.: Советское радио, 1976.
3. Справочник конструктора РЭА / Под ред. Р.Г. Варламова. – М.: Советское радио, 1980.
4. Энциклопедия. Новые наукоемкие технологии в технике. Т. 16. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. / Редакторы тома Л.С. Новиков, М.И. Панасюк. – М.: КДУ, 2000.

5. Модель космоса. Т.1. Физические условия в космическом пространстве / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. – М.: КДУ, 2007. – 872 с.

6. Модель космоса. Т.2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. – М.: КДУ, 2007. – 1144 с.

7. Кузнецов Н.В., Панасюк М.И. Космическая радиация и прогнозирование сбоев– и отказоустойчивости интегральных микросхем в бортовой аппаратуре космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ), серия радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. – 2001. – Вып. 1 – 2. – С. 3 – 8.

8. Ziegler J. F., Biersack J. P. and Littmark U. The Stopping and Range of Ions in Solids. – New York: Pergamon Press, 1985.

9. Кузнецов Н.В., Мишин Г., Ходненко В. Двухпараметрическая аппроксимация экспериментальных зависимостей сечения сбоев микросхем ОЗУ от линейной передачи энергии тяжелых ионов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). – Серия радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. – 2001. – Вып. 1–2. – С. 9–12.

10. Галатюк Щ.Р. Анализ радиационной стойкости интегральных микросхем различной степени интеграции // В кн.: Организация и проектирование СЭВМ на микропроцессорных комплексах интегральных схем. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – С. 55 – 61.

11. Мырова Л.О., Попов В.Д., Чепиженко А.З. Обеспечение стойкости аппаратуры связи к электромагнитным и ионизирующим излучениям. – М.: Энергоатомиздат, 1988. – 246 с.

12. Действие проникающей радиации на изделия электронной техники / Под ред. Е.А. Ладыгина. – М.: Советское радио, 1980.

13. Brucker G.J. Transient radiation response of hardened of CMOS/SOS Microprocessors and Memory devices // IEEE Tr. on Nuclear Science. – 1980. NS-27. N6. P. 1432 – 1435.

14. O'Bryan M.V. et al. Single event and radiation damage results for candidate spacecraft electronics, preprint IEEE NSREC98, 1998.

15. LaBel K.A. et al. Single event effect Test report for Flash EEPROMs at GSFC test trip to BNL,
<http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/b097695.htm>

16. O'Bryan M.V. et al. Recent radiation damage and single event effects results for microelectronics,
<http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/b091698.htm>
17. Canales T. et al. Unisys radiation report on 28C010, Unisys, PPM-96-182, 1996, 8 p.
18. An Introduction to Space Radiation Effects on Microelectronics. JPL (NASA), California Institute of Technology. JPL Publication 00-06.
19. O'Bryan M.V. et al Current Single Event Effects Results for Candidate Spacecraft Electronics for NASA,
<http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/b081695.htm>
20. NASA/GSFC Radiation Effects and Analysis home page,
<http://radhome.gsfc.nasa.gov>.
21. Lintz J., Single Event Effects Radiation Test Report for the RHrFPGA Radiation-Hardened Field-Programmable Gate Array,
http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/T090203_RHrFPGA_Honeywell, Sept 2003.
22. Чумаков А.И. Действие космической радиации на интегральные схемы. – М.: Радио и связь, 2004.
23. Гобчанский О.П., Попов В.Д., Николаев Ю.М. Повышение радиационной стойкости промышленных средств автоматики в составе бортовой аппаратуры // СТА. – 2001. – № 4. – С. 36 – 40.
24. Гляненько А.С., Архангельский А.И. Применение модуля MicroPC в аппаратуре АВС-Ф на борту спутника «КОРОНАС-Ф» // СТА. – 2004. – № 3. – С. 58 – 68.
25. Гобчанский О.П. Проблемы создания бортовых вычислительных комплексов малых космических аппаратов // СТА. – 2001. – № 4. – С. 28-34.
26. Гобчанский О.П. Применение MicroPC в вычислительных комплексах специального назначения // СТА. – 1997. – № 1. – С. 72 – 76.
27. Гобчанский О.П. Унифицированные средства бортовых вычислительных комплексов космических аппаратов // СТА. – 1998. – № 1. – С. 72 – 76.

28. Wang J. J. et al. Single Event Effects of a FLASH-based FPGA. Actel/NASA Report, Thirteenth Biennial Single Effects Symposium Manhattan Beach, CA, April, 2002.

29. Ceschia M. et al. Heavy ion irradiation of ALTERA APEX FPGAs, Thirteenth Biennial Single Effects Symposium Manhattan Beach, CA, April, 2002.

Глава 4

ИНТЕРФЕЙСЫ, ЧАСТО ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В БОРТОВЫХ СИСТЕМАХ

Для организации связей между научными приборами и различными системами КА (научными РТС), бортовой ЭВМ, между различными блоками и элементами научной и служебной аппаратуры на борту КА используется большое количество различных стандартизованных в различной мере интерфейсов. В этой главе рассмотрим несколько наиболее часто используемые и перспективные интерфейсы.

Классификация интерфейсов

Мы можем классифицировать интерфейсы по различным характеристикам. Простейший пример такой классификации – разделение по величине одновременно передаваемых бит, способу передачи данных, т.е. интерфейсы бывают следующих типов:

- *параллельный*, т.е. передается одновременно более чем один бит информации (количество связей более, чем одна линия);
- *последовательный*, т.е. информация передается по-битно, (но необязательно используется только одна линия связи).

Другой критерий, который можно использовать для классификации интерфейсов, – способ передачи данных. Здесь можем выделить два способа: синхронный и асинхронный.

- При *синхронном* способе передаются либо данные в сопровождении сигнала, который можно использовать для идентификации моментов времени, когда можно принимать неискаженные данные, либо используется фиксированная частота передачи данных и кодировка сигналов, передаваемых по одной линии с использованием специальных синхронизирующих посылок или кодов, позволяющих выделить из потока информации нужные данные. При использовании данного способа всегда существуют фиксированные моменты времени, на основании которых приемник информации определяет порядок своих действий. При этом методе время обмена фиксировано.

- При *асинхронном* способе передачи данных существует помимо линии (линий) данных специальные сигналы, которые позволяют идентифицировать состояние обмена данных. Например, передатчик устанавливает на линии(ях) данных информацию, а затем переводит сигнал готовности данных в активное состояние. Приемник данных, получив этот признак, переписывает данные в свои регистры и формирует (переводит в активное состояние) сигнал – квитанцию. Получив квитанцию, передатчик снимает с линии данные, переводит в пассивное состояние сигнал готовности данных, подтверждая завершение обмена. В ответ приемник переводит в пассивное состояние сигнал-квитанцию, подтверждая завершение обмена. Таким образом, с «быстрым» абонентом время обмена информацией – малое, с «медленным» – большое. При синхронном способе быстродействие системы соответствовало бы скорости обмена, определяемой самым «медленным» абонентом. Для асинхронного способа длительность обмена индивидуальна. Максимальный выигрыш по времени обмена получаем при использовании различных по быстродействию приемников.

Обмен данных может быть:

- *дуплексный*, т.е. по одному каналу связи одновременно может идти передача информации в обоих направлениях;
- *полудуплексный*, передача может идти в обоих направлениях, но с разделением по времени;
- *симплексный*, т.е. передача может идти по каналу связи только в одном направлении.

Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей (MIL-STD-1553B)

Протокол информационного обмена «Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей», известный так же, как (ГОСТ 26765.52-87), *MIL-STD-1553B* и описанный в новой редакции стандарта ГОСТ Р 52070-2003, часто называемый в литературе «манчестерский канал», «мультиплексный канал информационного обмена» (МКО), применяется для организации бортовых сетей летательных аппаратов различного назначения, а также для бортовых сетей кораблей и судов и сетей управления технологическими процессами.

Опыт применения протокола насчитывает более 20 лет. По современным меркам, учитывающим такие требования, как передачу данных мультимедиа в реальном времени, протокол считается медленным (скорость передачи – 1 Мбит/с) и обсуждается замена этого протокола более скоростными. Однако для решения традиционных задач управления протокол обеспечивает требуемую степень надежности и отказ от него в обозримом будущем не прогнозируется.

Протокол *MIL-STD-1553B* характеризуется несколькими существенными особенностями:

- повышенная помехоустойчивость, что обеспечивается специальными конструкциями кабелей и гальванических развязок и сравнительно невысокой скоростью передачи;
- повышенная надежность, что обеспечивается, как минимум, одной резервной линией передачи данных и автоматическим переключением между линиями;
- предсказуемость в соответствии с требованиями «жесткого» реального времени, что обеспечивается наличием специального абонента – «контроллера шины» (КШ), управляющего передачей данных между всем абонентами в соответствии с заранее заданным планом («кадром»);
- наличие еще двух типов абонентов: «оконечное устройство» (ОУ) – обычный управляемый абонент, и «монитор шины (монитор канала)» (МТ), «подслушивающий» пересылки в целях диагностики и отладки).

Типичная шина *MIL-STD-1553B* (рис.4.1) может состоять из:

- двух каналов (основного и резервного);
- контроллера шины;
- оконечных устройств;
- монитора канала.

Типичная структура канала обмена информацией по МКО приведена на рис.4.1.

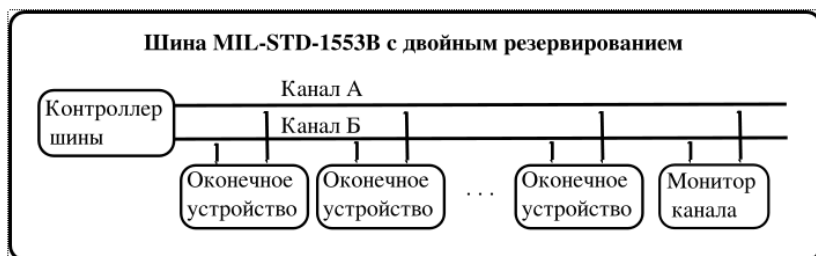


Рис.4.1. Структура канала обмена информации МКО

Контроллер шины. На одной шине может быть всего один контроллер в любой момент времени. Он является инициатором всех сообщений по этой шине.

Контроллер:

- оперирует командами из списка в своей внутренней памяти;
- командует оконечным устройствам послать или принять сообщения;
- обслуживает запросы, получаемые от оконечных устройств;
- фиксирует и восстанавливает ошибки;
- поддерживает историю ошибок.

Оконечные устройства. Оконечные устройства служат для:

- организации взаимодействия шины и подключаемой подсистемы;
- организации моста между двумя шинами.

Монитор канала. Монитор канала отличается от оконечного устройства тем, что не может передавать сообщения по шине. Его роль заключается в мониторинге и записи транзакций по шине, без вмешательства во взаимодействие контроллера и оконечных устройств. Эта запись может быть использована для последующего анализа.

При создании сложных систем управления и обмена информацией возможно создание многоуровневых систем с использованием промежуточных «мостов» – «шлюзов» с использованием вычислительных устройств.

Для обмена информацией по магистрали используется кодировка «Манчестер-II», преобразующая униполярный (стандартный двоичный код) в специальный вид. Принцип кодирования показан на рис.4.2.

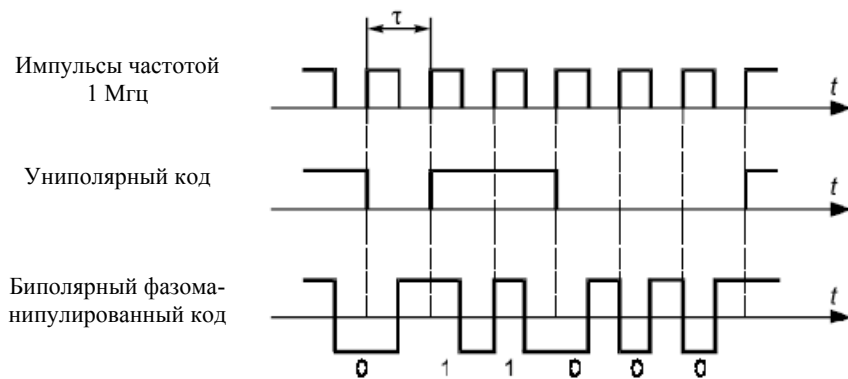


Рис.4.2. Кодирование по «Манчестер-II» (τ – время передачи одного двичного разряда)

Основной особенностью этой кодировки является то, что в зависимости от состояния униполярного сигнала («1» или «0») формируется последовательность состояний (сначала «высокий», затем «низкий» для «1» и наоборот для логического «0»). Замечательной особенностью этой кодировки является то, что среднее значение сигнала во время посылки информации равно 0, или, если отсчет идет от какого-либо уровня U , то равняется $U/2$. Это свойство кодировки «Манчестер-II», например, широко используется в сетевых протоколах (например, Ethernet).

Линия передачи информации может быть как нерезервированной, так и резервированной. Для гальванической развязки абонентов используются импульсные трансформаторы, при этом существует две схемы подключения абонентов к МК: с двойной трансформаторной развязкой (рис.4.3), или с одинарной (рис.4.4), что обеспечивает высокую помехозащищенность канала связи. Количество абонентов на магистрали (включая контроллер) может доходить до 32.

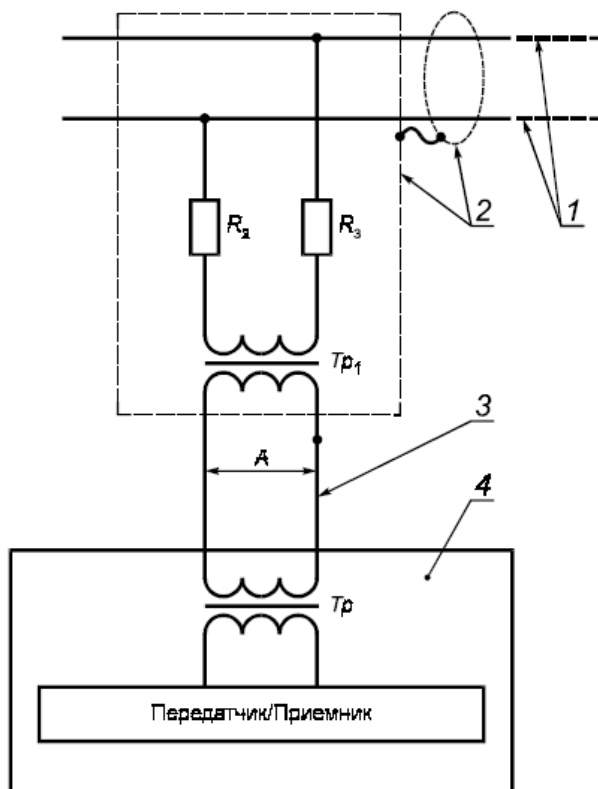


Рис.4.3. Физическая организация интерфейса. Подключение с двойной развязкой: Tr – трансформатор гальванической развязки; Tr1 – согласующий трансформатор; R₂ – защитные резисторы; 1 – магистральная шина; 2 – экран; 3 – шлейф; 4 – устройство интерфейса

Физической средой распространения сигналов служат витая пара в экране, коаксиальный или триаксиальный кабель с волновым сопротивлением 75 Ом. Информация передается в коде «Манчестер-II» на частоте 1 МГц ($T_c=1$ мкс).

Размах сигнала ($2U_0$) на выходе передатчика составляет $3\div 10$ В, а на входе приемника $1\div 10$ В. Длительность фронта T_F сигнала составляет $100\div 150$ нс.

Любая посылка в 20-разрядной сетке начинается с синхросигнала, позволяющего определить начало цикла информационного обмена. Временная диаграмма синхросигнала показана на рис.4.5.

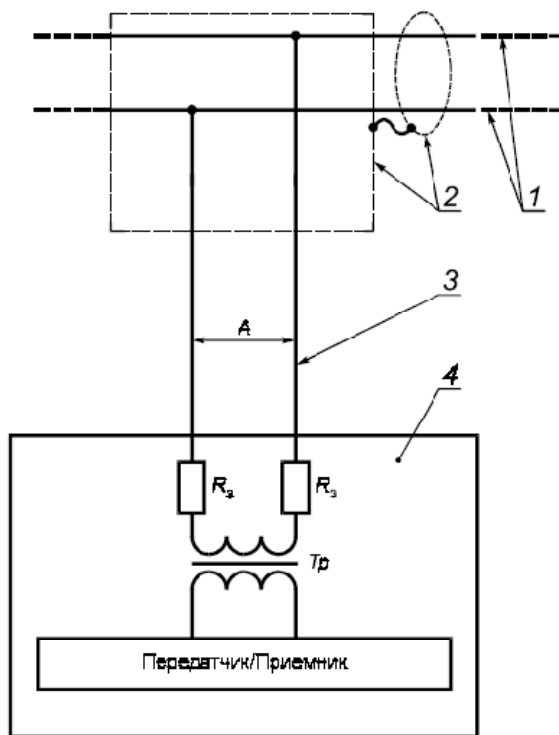


Рис.4.4. Физическая организация интерфейса. Подключение с одинарной развязкой:

Tr – трансформатор гальванической развязки; R₁ – защитные резисторы; 1 – магистральная шина; 2 – экран; 3 – шлейф; 4 – устройство интерфейса

Обмен информации по магистрали осуществляется с помощью «сообщений» (пакетов, кадров, слов). Вид пакетов и команды управления передачей данных стандартизованы.

Все слова подразделяются на три типа:

- командные (C);
- информационные (D);

- ответные (ОС).

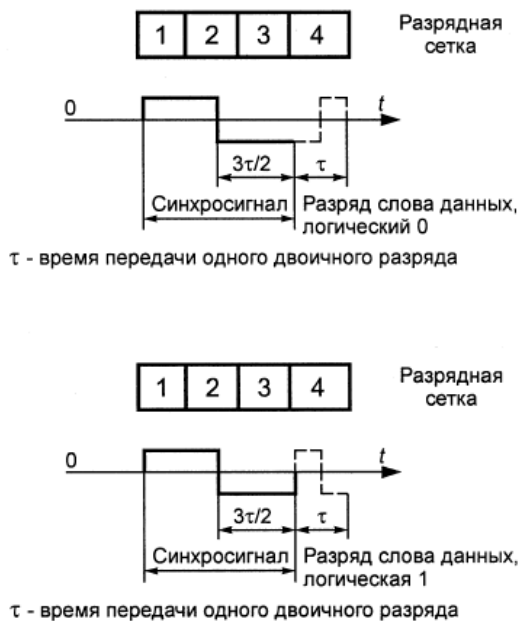
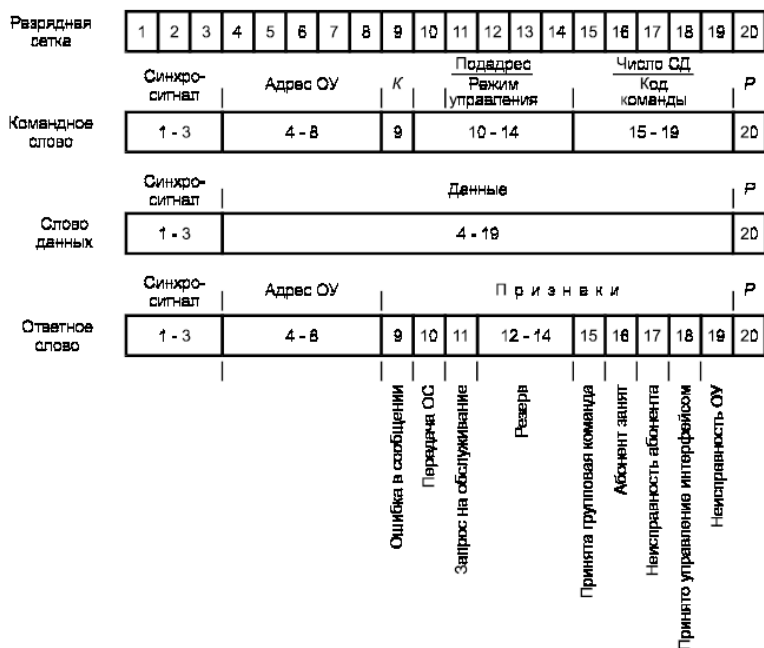


Рис.4.5. Синхронизация на МКО

Форматы сообщений МКО приведены на рис. 4.6. Информация передается в полудуплексном режиме с временным разделением посылок под управлением контроллера по принципу «команда–ответ». Для повышения надежности и помехоустойчивости каждое «слово» сопровождается битом «четности», а сообщения из более, чем одного слова сопровождаются информационным словом, содержащим контрольную сумму для всего сообщения.

Любой обмен на магистрали начинается с выдачи командного слова. Если пакет содержит более одного слова, т.е. сопровождается данными, то вслед за командным словом передается(ются) слова данных. После приема информации ОУ генерирует на магистрали ответное слово. В случае чтения данных из ОУ после ответного слова следуют слова данных.



K — разряд признака «Прием/передача»; P — разряд контроля по четности

Рис.4.6. Структура пакета на магистрали МКО

Наличие в составе слов синхроимпульса (*SYNC C* или *SYNC D*) позволяет отличать служебные и информационные слова, при этом в ряде случаев используется инструментальный бит (B), позволяющий «мониторам» различать командные и ответные слова. Наличие пятиразрядного адреса (*ADR*) позволяет адресовать до 31 оконечного устройства. При этом адрес «11111» используется в качестве признака широкоэмительного режима (посылка адресована всем абонентам).

Рассмотрим назначение остальных полей. K — признак приема (0) или передачи (1) данных ОУ. В поле подадреса выводится данные об адресе блока данных (адреса блока данных длиной до 32 слов) или признак команды управления (00000 или 11111). В следующем поле передается информация о количестве слов в посылке

(00001 – 1, 00010 – 2, ..., 11111 – 31, 00000 – 32) или код команды управления.

В ответном слове контроллеру передается следующая информация о ходе выполнения информационного обмена (см. рис.4.6):

- признак ошибки в сообщении («1» – наличие);
- инструментальный бит на рис.4.6 – бит «Передача ОС» признак информации («1» – команда, «0» – ответное слово);
- запрос на обслуживание («1» – наличие);
- признак принятия групповой команды («1» – принята);
- признак занятости абонента («1» – занят);
- флаг неисправности абонента («1» – неисправен);
- признак принятия управления каналом («1» - управление принято);
- флаг неисправности ОУ («1» – неисправен);
- P – бит контроля четности (дополнение числа единиц в слове до нечетного);
- биты $12 \div 14$ – резервные разряды (используются по системному соглашению).

Кодировка поля подадреса позволяет адресовать до 32 блоков данных, при этом подадреса 00000 и 11111 используются для выделения команд управления по отношению к командам обмена информацией.

Анализ стандарта *MIL-STD-1553B* позволяет сделать вывод о широких возможностях, заложенных в протокол обмена и электрические спецификации, что определило его широкое использование в системах обмена данными и управления в КА.

Стандарт *LVDS*

Низковольтная дифференциальная передача сигналов (*англ. Low-voltage differential signaling* или *LVDS*) – способ передачи электрических сигналов, позволяющий передавать информацию на высоких частотах при помощи дешёвых соединений на основе медной витой пары. Начиная с 1994 г. низковольтная дифференциальная передача сигналов используется в компьютерной индустрии, где нашла широкое применение для создания высокоскорост-

ных компьютерных сетей и компьютерных шин. Стандартизовано как *ANSI/TIA/EIA-644-A* в 2001 году.

Отличия от несимметричной передачи сигналов. При низковольтной дифференциальной передаче, для передачи одного сигнала используется дифференциальная пара, что означает, что передающая сторона подаёт на проводники пары различные уровни напряжения, которые сравниваются на приёмной стороне: для кодирования информации используется разница напряжений на проводниках пары. Передатчик направляет небольшой ток (порядка 3,5 мА) в один из сигнальных проводников, в зависимости от того, какой логический уровень надо передать. На приёмной стороне ток проходит через резистор сопротивлением $100 \div 120$ Ом (в зависимости от волнового сопротивления кабеля) и возвращается к отправителю по другому проводнику. В соответствии с законом Ома напряжение на резисторе будет составлять около 350 мВ. Приёмная сторона определяет полярность этого напряжения для того, чтобы определить логический уровень. Такой тип передачи называется токовая петля (рис.4.7).

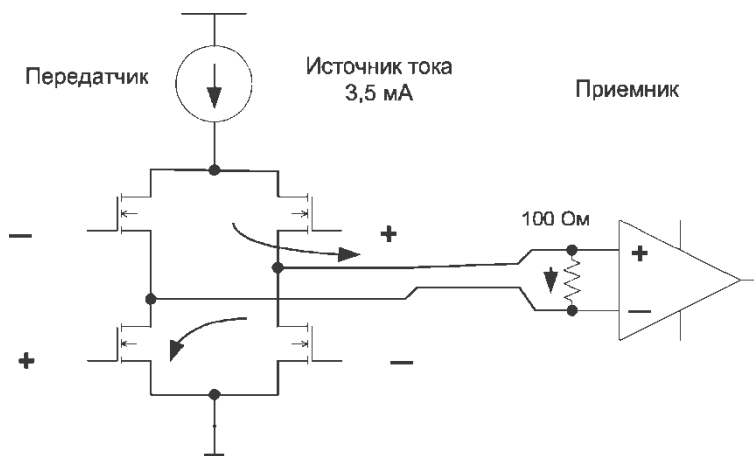


Рис.4.7. Токовая петля

Небольшая амплитуда сигнала, а также незначительное электромагнитное влияние проводов пары друг на друга позволяют уменьшить шумы в линии.

Небольшое синфазное напряжение (среднее напряжение между двумя проводами) обычно составляет около 1,25 В, что позволяет использовать *LVDS* во многих СБИС с напряжением питания 2,5 В и ниже. Как уже упоминалось, напряжение между парами составляет 350 мВ, что позволяет по сравнению с другими способами передачи сигналов значительно снизить потребляемую мощность. Например, статическая мощность, рассеиваемая на нагрузочном резисторе *LVDS*, составляет всего 1,2 мВт по сравнению с 90 мВт, рассеиваемыми на нагрузочном резисторе интерфейса *RS-422*. Без нагрузочного резистора для каждого бита данных приходилось бы нагружать и разгружать весь проводник. Использование нагрузочного резистора и высоких частот передачи приводит к тому, что бит покрывает лишь часть проводника (в процессе передачи со скоростью электромагнитных колебаний в среде), что является более энергоэффективным.

LVDS-стандарт. *LVDS*–интерфейс описывается двумя стандартами: *ANSI/TIA/EIA-644* и *IEEE 1596.3*. *TIA-644* – общий стандарт. Он описывает электрическую часть интерфейса – выходные и входные параметры приемника. Стандарт не включает в себя функциональное описание, протокол обмена или полные характеристики кабеля, поскольку все это зависит от приложения.

В табл.4.1 приведены основные электрические параметры *LVDS*-интерфейса.

Стандарт определяет рекомендуемую максимальную скорость передачи 655 Мбит/с (при определенных граничных условиях) и теоретическую скорость 1923 Мбит/с (при использовании линии с нулевыми потерями). Максимальная скорость передачи определяется в зависимости от требуемого качества сигнала на приемном конце и типа и длины используемой среды передачи.

Таблица 4.1

Основные электрические параметры LVDS-интерфейса

Параметр	Наименование	Минимальное	Максимальное	Единица измерения
V_{OD}	Дифференциальное выходное напряжение	247	454	мВ
V_{OS}	Опорное напряжение	1,125	1,375	В
ΔV_{OD}	Изменение V_{OD}		50	мВ
ΔV_{OS}	Изменение V_{OS}		50	мВ
I_{SA}, I_{SB}	Ток короткого замыкания		24	мА
t_r, t_f	Длительность выходного фронта/ спада для скорости ≥ 200 Мбит/с	0,26	1.5	нс
t_r, t_f	Длительность выходного фронта/ спада для скорости < 200 Мбит/с	0,26	30 % от ширины бита	нс
I_{IN}	Входной ток приемника		20	мкА
V_{TH}	Изменение напряжения		± 100	мВ
V_{IN}	Диапазон входного напряжения	0	2.4	В

Стандартом также определяются минимальные граничные требования к среде передачи, поведение приемника и передатчика при выходе параметров за граничные значения и ряд таких конфигурационных определений, как работа на несколько приемников.

LVDS – не единственная используемая дифференциальная система. Но она остается единственной, сочетающей в себе высокие скорости и небольшое рассеивание энергии.

LVDS стала популярна в конце 90-х годов XX в. До того времени компьютеры были слишком медленны, чтобы требовать столь высоких скоростей передачи данных и использовали большое количество проводников. Однако пользователи мультимедиа и суперкомпьютеров проявили широкий интерес к данной системе, так как они нуждались в передаче больших объемов данных на расстояния порядка нескольких метров.

LVDS используется в таких компьютерных шинах, как *HyperTransport*, *FireWire*, *PCI Express*, *Serial ATA* и *RapidIO*. Также поддерживается в *SCSI*, начиная с версии *Ultra-2 SCSI*, для увеличения допустимых длин проводов и скоростей.

Сравнение с параллельной передачей данных. *LVDS* часто используется для последовательной передачи данных, посылая их

бит за битом по одной паре проводов. При обычной параллельной передаче несколько бит передаются одновременно по группе проводов с использованием общей земли. Высокие скорости *LVDS* и использование самосинхронизирующихся кодов позволяют передавать больше данных по меньшему количеству проводов, чем в случае параллельной шины.

Многоточечный LVDS. Когда скорости последовательной передачи не хватает, данные могут передаваться параллельно по нескольким парам *LVDS* для каждого бита или байта (например, как в *PCI Express* или в *HyperTransport*). Такая система называется шиной *LVDS (bus LVDS, BLVDS)*. Стандартные передатчики рассчитаны на использование в соединениях точка–точка, но для использования в многоточечных шинных системах модифицированные передатчики имеют большие выходные токи, которые могут нагружать несколько терминирующих резисторов. Существуют стандарты на подобные системы: *BLVDS* и *LVDM* (от *Texas Instruments*). Также существует стандарт *TIA–899 Multipoint LVDS (MLVDS)*, который используется в *AdvancedTCA*. *MLVDS* имеет два типа приемников. Тип 1 практически совместим с *LVDS* и использует порог в 0 В. Тип 2 использует порог в 100 мВ, чтобы избежать различных ошибок, например незамкнутые и короткозамкнутые цепи.

Пример организации «многоточечной» структуры обмена данными на основе элементов, предписываемых стандартом *LVDS*, приведен на рис.4.8. Особенностью схемы является применение резисторов 100 Ом на каждом из концов линии связи. Резисторы номиналом 20 кОм, служащие для привязки линии связи к фиксированным потенциалам, находятся вблизи приемника информации на левом (на рисунке) связанном устройстве.

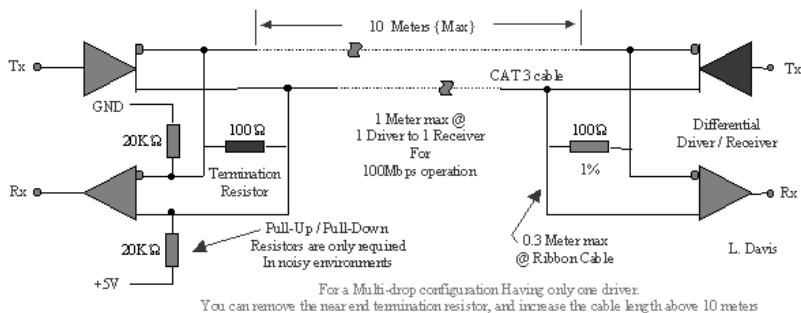


Рис.4.8. «Многоточечный» LVDS [16]

В настоящее время стандарт *LVDS* нашел широкое распространение в системах, требующих высоких скоростей информационного обмена, в том числе в системах сбора и передачи информации на КА.

Стандарт SPI

SPI (англ. *Serial Peripheral Interface*, *SPI bus* – последовательный периферийный интерфейс, шина *SPI*) – последовательный синхронный стандарт передачи данных в режиме полного дуплекса, разработанный компанией *Motorola* для обеспечения простого и недорогого сопряжения микроконтроллеров и периферии. *SPI* также иногда называют *четырёхпроводным* (англ. *Four-wire*) интерфейсом.

В отличие от стандартного последовательного порта (*standard serial port*) *SPI* является синхронным протоколом, в котором любая передача синхронизирована с общим тактовым сигналом, генерируемым ведущим устройством (процессором). Принимающая периферия (ведомая) синхронизирует получение битовой последовательности с тактовым сигналом. К одному последовательному периферийному интерфейсу ведущего устройства микросхемы может присоединяться несколько микросхем. Ведущее устройство выбирает ведомое для передачи, активируя сигнал «выбор кристалла»

(*chip select*) на ведомой микросхеме. Периферия, не выбранная процессором, не принимает участие в передаче по *SPI*.

В *SPI* используются четыре цифровых сигнала:

- *MOSI* или *SI* - выход ведущего, вход ведомого (*англ. Master Out Slave In*), служит для передачи данных от ведущего устройства ведомому;

- *MISO* или *SO* - вход ведущего, выход ведомого (*англ. Master In Slave Out*), служит для передачи данных от ведомого устройства ведущему;

- *SCLK* или *SCK* - последовательный тактовый сигнал (*англ. Serial CLock*), служит для передачи тактового сигнала для ведомых устройств;

- *CS* или *SS* - выбор микросхемы, выбор ведомого (*англ. Chip Select, Slave Select*).

Стандарт нашел широкое применение в различных микропроцессорах, микро-контроллерах, различных промышленных системах автоматизации для создания интерфейсов между вычислительными средствами и исполнительными устройствами, для организации связей между микроконтроллерами. В настоящее время различными фирмами выпускается широкий набор различных устройств, включающих в себя аналого-цифровые и цифро-аналоговые преобразователи, регулируемые переменные резисторы, термодатчики, а, например, корпорация *Ramtron*, специализирующаяся на энергонезависимой сегнетоэлектрической памяти с произвольным доступом (*F-RAM*), представила первую в отрасли память *F-RAM* емкостью 2 Мбит с последовательным интерфейсом, преобразователи интерфейсов *USB-SPI* и многое др.

В качестве примера рассмотрим очень удобные и широко-распространенные устройства с интерфейсом *SPI* – счетверенные ЦАП *AD5304*, *5314*, *5324* производства *Analog Devices* (США). Функциональная схема устройства приведена ниже на рис.4.9. Все вышеперечисленные микросхемы отличаются между собой разрядностью – 8, 10 и 12 разрядов, но структура управления и сопряжения с магистралью *SPI* является для них идентичной.

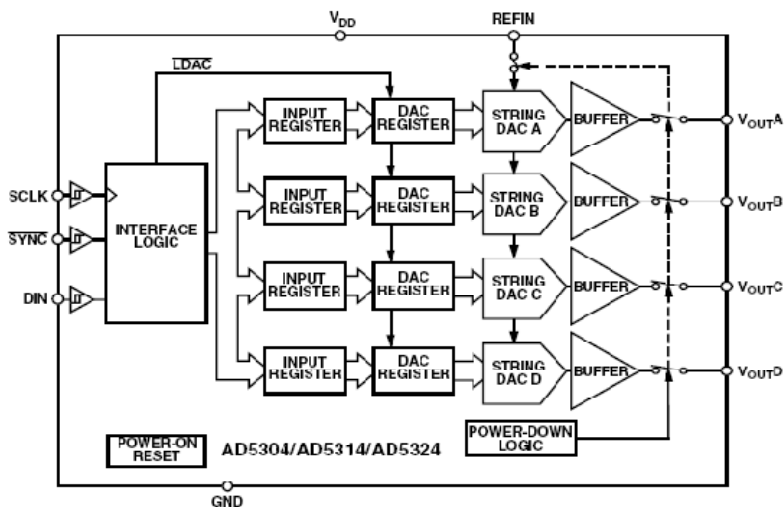


Рис.4.9. Структура 4-канального ЦАП с интерфейсом SPI

В интерфейсе данной микросхемы используется всего три вывода, назначение которых приведено в табл.4.2.

Таблица 4.2

Назначение выводов микросхем ЦАП

Сигнал на внешнем выводе по документации AD (по стандарту)	Назначение
<i>SYNC (CS)</i>	В случае выбора активация приема данных микросхемой ЦАП
<i>DIN (MOSI)</i>	Вход логики последовательных регистров сдвига ЦАП
<i>SCLK (SCLK)</i>	Последовательные синхроимпульсы сдвига, поступающие от внешнего ведущего устройства

Временная диаграмма обмена с микросхемой по магистрали SPI приведена на рис.4.10.

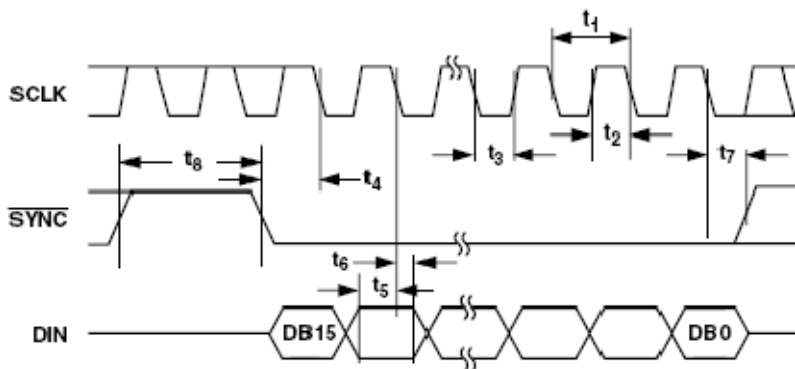


Рис.4.10. Временная диаграмма обмена по SPI

Никаких ограничений на частоты обмена, длительности импульсов (кроме минимально допустимых) для обеспечения работоспособности данной микросхемы в справочном руководстве нет, что позволяет использовать эти микросхемы в диапазоне частот от 0 Гц до величин ~ 10 МГц. Единственным ограничением, существующим для протокола SPI является совпадение логических уровней «0» и «1» для приемников и передатчиков, обменивающихся информацией по этому протоколу.

Как следует из временной диаграммы, обмен по магистрали SPI начинается после генерации ведущим (управляющим устройством) сигнала выбора микросхемы (SYNC), активным состоянием которого является низкий логический уровень. Размер управляющей посылки для этого ЦАП – 16 бит. Первым на устройство передается старший бит (линия связи DIN). Перезапись информации в регистры ЦАП осуществляется по перепаду высокий/низкий сигнала синхронизации (SCLK). Как следует из временной диаграммы, даже если не будет снят сигнал SYNC, то прием данных (благодаря логике работы данной микросхемы) будет завершён после прихода 16-го перепада высокий/низкий сигнала синхронизации.

Управление работой микросхемы осуществляется с помощью данных, передаваемых по магистрали SPI. Структура управляющего слова приведена ниже на рис.4.11.

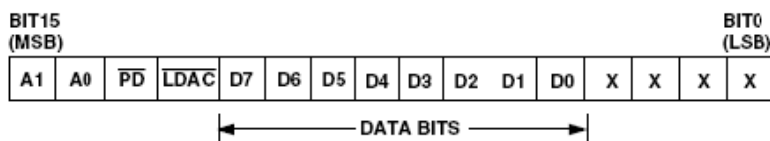


Figure 29. AD5304 Input Shift Register Contents

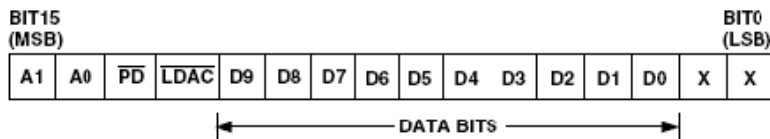


Figure 30. AD5314 Input Shift Register Contents

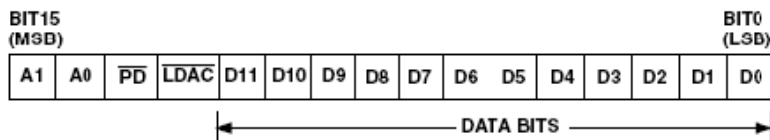


Figure 31. AD5324 Input Shift Register Contents

Рис.4.11. Структура управляющего слова для микросхем ЦАП [17].
 Сверху вниз – AD5304 (8-ми разрядный), AD5314 (10-ти разрядный),
 AD5324 (12-ти разрядный).
 (LSB – младший, а MSB – старший значащие разряды)

Как видно из рис.4.11, структура управляющего слова для всех трех типов ЦАП этого семейства различается величиной (размерностью) передаваемых в ЦАП данных (биты $D0 - D11$). Два старших бита $A1$ и $A0$ содержат код адреса одного из четырех ЦАП, находящихся в микросхеме. Биты $\overline{PD}$ и $\overline{LDAC}$ служат для раздельного управления режимом работы каждого из четырех ЦАП, находящихся в одном корпусе микросхемы.

Значения и функции задающих режимы работы ЦАП бит приведены в табл.4.3.

Таблица 4.3

Значение управляющих бит

Сигнал	Значение
<i>PD</i>	0: – все ЦАП переводятся в режим пониженного потребления (около 200 нА при питании 5 В). Выходы ЦАП переводятся в режим высокоимпедансного состояния («отключено»); 1: – нормальный режим работы
<i>LDAC</i>	0: – все значения ЦАП обновляются немедленно после получения данных; 1: – адресованный регистр ЦАП только обновляется. В значения ЦАП не происходит изменений.

Простота интерфейса и отсутствие жестких ограничений на скорости обмена данных делает интерфейс *SPI* весьма распространенным, находит он свое применение и при создании аппаратуры для космических исследований.

Контрольные вопросы

1. Для каких целей применяется магистраль и протоколы обмена информацией, описанные в ГОСТ 26765.52-87 (MIL-STD-1553B)?
2. Какие типы устройств присутствуют на магистрали ГОСТ 26765.52-87? Их назначение и выполняемые функции?
3. Как синхронизируется обмен информацией на магистрали ГОСТ 26765.52-87?
4. Какие типы информации существуют в информационных системах по ГОСТ 26765.52-87?
5. Какая скорость обмена по информационной магистрали ГОСТ 26765.52-87?
6. Для каких целей был разработан стандарт *LVDS*?
7. Что такое «токовые» петли и какие преимущества дает их использование в интерфейсах?
8. Какова предельная скорость обмена информации по линии связи, выполненной по стандарту *LVDS*?
9. Для чего могут использоваться расширения стандарта (многоточечный *LVDS*)?
10. Для чего используется стандарт *SPI*?

11. Какие ограничения существуют при обмене информацией по протоколу *SPI*?

Список литературы

1. Глянченко А.С., Чулков И.В., Юров В.Н., Аликин Ю.И. Бортовая система сбора, предварительной обработки и регистрации научной информации проекта «КОРОНАС–ФОТОН» // Космічна наука і технологія. – 2003. – Т. 9. – №2.

2. Stepanov A.I., Klepikov V.Yu., Oraevsky V.N. et al. // CORONAS information N10. – 1994. – Astrophysical Institute, Potsdam, Germany.

3. Инновационные разработки в фундаментальных и прикладных космических проектах. / Под ред. Л.М. Зеленого. – М.: ИКИ РАН, 2006.

4. Гобчанский О.П. Проблемы создания бортовых вычислительных комплексов малых космических аппаратов. // СТА. – 2001. – № 4. – С 28 – 34.

5. Гобчанский О.П. Применение MicroPC в вычислительных комплексах специального назначения. // СТА. – 1997. – № 2. – С. 38 – 42.

6. Гобчанский О.П. Унифицированные средства бортовых вычислительных комплексов космических аппаратов. // СТА. – 1998. – № 1. – С. 72 – 76.

7. Космический комплекс «РЕСУРС-ДК» № 1. Справочные материалы. Вып. 3. /Под ред. Ю.И. Носенко. – М.: Маджерик, 2006. – 120 с.

8. Интерфейс магистральный последовательный электронной системы модулей. ГОСТ Р 52070-2003.

9. MIL-STD-1553B NOTICE 4. DIGITAL TIME DIVISION COMMAND/RESPONSE MULTIPLEX DATE BUS. DOD, 1996.

10. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования. ГОСТ 26765.52-87.

11. Капустин А.Н. Магистрально-модульный способ построения блоков управления современных космических аппаратов навигации и связи. Тезисы доклада на Всероссийской научно-технической конференции "Навигационные спутниковые системы,

их роль и значение в жизни современного человека". – Железногорск Красноярского края: ФГУП НПО ПМ, 2007.

12. EIA-644 Bus Description, RS644 LVDS. 080310 interface-bus.com.

13. LVDS Application and Data Book, Texas Instruments, SLLD009, November 2002.

14. An Overview of LVDS Technology, National Semiconductor, AN-971, July 1998.

15. LVDS Owner's Manual, National Semiconductor, 4th Edition, 2008.

16. Introduction to M-LVDS (TIA/EIA-899), Texas Instruments, SLLA108, February 2002.

17. AD5304/AD5314/AD5324: Data Sheets, Analog Devices, http://www.analog.com/data_sheets/AD5304_5314_5324.pdf.

Александр Степанович Гляненько

**Особенности автоматизации космофизических экспериментов
на космических аппаратах**

Учебное пособие

Редактор М.В.Макарова

Подписано в печать 05.11.08 Формат 60х84 1/16
Печ.л. 7,5 Уч.-изд.л. 7,25 Тираж 150 экз.
Изд. № 4/76 Заказ №

Московский инженерно-физический институт
(государственный университет)
115409, Москва, Каширское ш., 31

Типография издательства «Тривант»
г. Троицк Московской области