



ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

ВОПРОСЫ МИНИАТЮРИЗАЦИИ В СОВРЕМЕННОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

СБОРНИК ДОКЛАДОВ
ВЫЕЗДНОГО СЕМИНАРА

РОССИЯ, ТАРУСА
2–4 июня 2004 г.

ПОД РЕДАКЦИЕЙ
Р.Р. НАЗИРОВА

Москва
2005

УДК 629.78

В сборник включены материалы выездного семинара Института космических исследований (ИКИ) РАН по теме «Вопросы миниатюризации в современном космическом приборостроении», который состоялся 2–4 июня 2004 г. в г.Тарусе на базе Специального конструкторского бюро космического приборостроения (СКБ КП ИКИ РАН).

Основное направление публикаций сборника — достижения в области создания малых спутников и микроспутников, а также микроминиатюризации космических приборов, электронных компонентов, конструктивов и других технологических и технических решений.

В сборнике представлены тексты докладов, обсуждавшихся на сессионных заседаниях семинара.

Издание рассчитано на научных и инженерно-технических работников, а также студентов и аспирантов соответствующих специальностей.

Материалы семинара (статьи докладов и слайды) можно найти на сайте института в разделе «Семинар по механике, управлению и информатике»: www.iki.rssi.ru/seminar/tarusa200406.

Редакционная коллегия:

*В.Г. Родин (председатель), В.Ф. Бабкин, С.И. Климов,
В.М. Линкин, И.В. Чулков, Е.А. Антоненко*

Редактор *В.С. Корниленко*

Компьютерная верстка *Н.Ю. Комаровой*

ПРЕДИСЛОВИЕ

В июне 2004 г. в Институте космических исследований РАН (в СКБ КП ИКИ РАН, г.Таруса) состоялся семинар по вопросам миниатюризации в современном космическом приборостроении. Семинар стал логическим продолжением предшествующего семинара, определившего курс на микроминиатюризацию как одну из главных тенденций в современном космическом приборостроении.

В настоящее время необходимость миниатюризации всей космической аппаратуры обусловлена, главным образом, практической невозможностью вывода на орбиту тяжелых космических аппаратов из-за чрезвычайно высокой стоимости их запуска в космос. При современном уровне развития космической техники и микроэлектроники появляется возможность разработки и изготовления силами научно-исследовательских институтов сравнительно небольших космических аппаратов — микроспутников. Такие аппараты, несущие несколько килограммов современной научной аппаратуры, могут эффективно решать значительное количество задач космического мониторинга.

В семинаре приняли участие представители ведущих предприятий и научных институтов, проектирующих и создающих аппаратуру для космических исследований. Материалы семинара демонстрируют накопленный специалистами опыт по созданию малогабаритной бортовой аппаратуры. Основное внимание было уделено трем направлениям миниатюризации:

- *Миниатюризация космических аппаратов в целом.* Возможность миниатюризации всех бортовых систем, как служебных, так и научных, позволяет создавать космические аппараты малой размерности. Были рассмотрены отдельные проекты, построенные на базе таких аппаратов.
- *Миниатюризация отдельных узлов аппаратуры.* Было показано, как современные конструкторские и информационные технологии позволяют осуществить миниатюризацию отдельных узлов и модулей космической аппаратуры.

- *Реализация датчиков и приборов в миниатюризированном исполнении.* Приведены многочисленные примеры проектируемых и применяющихся устройств, а также аппаратуры, находящейся в стадии изготовления. В частности, для электронных систем показано стремление разработчиков создавать «системы на кристалле». Такие системы существенно снижают общую стоимость, уменьшают габариты создаваемых устройств, а также сокращают время разработок.

На семинаре было уделено внимание важным направлениям, тесно примыкающим к миниатюризации: сжатию данных и помехоустойчивому кодированию. Оба эти направления, в разумном сочетании, позволяют минимизировать общие затраты при комплексировании космических аппаратов разнообразного — исследовательского и прикладного — назначений.

Наиболее перспективной представляется интеграция перечисленных трех направлений в проектах технологического наноспутника (ТНС), микроспутника «Чибис» и малого спутника «Солнечный парус». Все три проекта находятся в стадии практической реализации.

Проведенный семинар предоставил хорошую возможность специалистам для обмена опытом, а также позволил наметить дальнейшие планы по созданию малогабаритной аппаратуры для космических исследований.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
-------------------	---

Сессия 1

РАЗРАБОТКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МАЛОЙ РАЗМЕРНОСТИ

Концепция базовой платформы наноспутника	10
<i>Урличич Ю.М., Селиванов А.С.</i>	
Проект микроспутника «Чибиc» в составе международной кос- мической станции для мониторинга катастрофических явле- ний	14
<i>Ангаров В.Н., Добриян М.Б., Зеленый Л.М., Назиров Р.Р., Родин В.Г., Марков А.В., Брюханов Н.А., Климов С.И., Корепанов В.Е., Линкин В.М., Лулян Е.А., Кораблев О.И., Готлиб В.М., Эйсмонт Н.А., Лякишев В.Г., Калюжный А.В., Козлов В.М., Летуновский В.В., Папков А.П., Иванов Н.Н., Седых О.Ю., Лизунов А.А., Реш Г.Ф.</i>	
Опыт проектирования космических аппаратов малой размернос- ти на базе универсальной платформы «Виктория»	37
<i>Семенов Ю.П., Легостаев В.П., Вовк А.В., Лобанов В.Н., Земсков Е.Ф., Денисов Ю.С., Антонов В.В., Фролов И.В., Соколов А.В.</i>	
Проект «Вулкан»: перспективы развития	49
<i>Боярчук К.А.</i>	
Малая автономная марсианская станция	66
<i>Андреев О.Н., Горетов В.Ю., Готлиб В.М., Козлов В.М., Каредин В.Н., Линкин В.М., Липатов А.Н., Тоньшев А.К., Шлык А.Ф.</i>	

Сессия 2

СОВРЕМЕННЫЕ РАЗРАБОТКИ
В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ

Миниатюризованный мессбауэровский спектрометр для анализа минералогии железа на поверхности Марса	96
<i>Клингельхофер Г., Евланов Е.Н., Зубков Б.В., Линкин В.М., Прилуцкий О.Ф., Бернхард Б., Родионов Д.С., Шредер К.</i>	
Опыт разработки сканирующего устройства видеоспектрометра ОМЕГА с уменьшением его габаритов	104
<i>Рожавский Э.И., Моисеев П.П., Котцов В.А.</i>	
Современные тенденции развития космического научного приборостроения	112
<i>Дудкин Ф.Л., Климов С.И., Корепанов В.Е., Марусенков А.А., Сухинюк А.Е.</i>	
Космический эксперимент на международной космической станции по мониторингу неба в рентгеновской области спектра ...	126
<i>Семена Н.П., Чулков И.В., Акимов В.В., Левин В.В., Бунтов М.В., Ткаченко А.Ю., Лапишов И.Ю., Шевченко А.В., Арефьев В.А., Павлинский М.Н.</i>	
Космические многофункциональные оптические камеры	142
<i>Позаненко А.С., Липатов А.Н., Румянцев В.В.</i>	
Процессорный модуль для бортовой системы сбора и хранения научной информации	149
<i>Чулков И.В., Бунтов М.В., Тимонин Д.Г., Коновалов А.А., Ануфрейчик К.В., Никифоров А.В.</i>	
Вопросы управления движением малых космических аппаратов при наведении на заданные точки на поверхности Земли	156
<i>Новиков Д., Седых О., Эйсмонт Н.</i>	
Радиоловительские спутники: мифы и факты	160
<i>Зайцев А.Н.</i>	
Миниатюрный всенаправленный прибор для анализа функции распределения и масс-анализа заряженных частиц с высоким разрешением	168
<i>Вайсберг О.Л., Лейбов А.В., Смирнов В.Н., Аванов Л.А., Трошин В.С., Мягих В.Д., Бабкин В.Ф., Гришин В., Скальский А.А., Колесова Н.И., Бертелье Ж-Ж., Торкар К., Леблан Ф.</i>	

Конструкция плазменно-волнового комплекса (ПВК) эксперимента «Обстановка» на международной космической станции (МКС)	180
<i>Дынин А.М., Климов С.И., Масленников В.А., Мягих В.Д., Трошин В.С.</i>	
Экспериментальный манипуляторный комплекс (ЭМК)	197
<i>Линкин В.М., Родин В.Г., Готлиб В.М., Андреев О.Н., Козлов О.Е., Ульянов А.Б.</i>	
Миниатюрный акселерометр-сейсмометр для малой марсианской станции	213
<i>Готлиб В.М., Зубков Б.В., Линкин В.М., Липатов А.Н., Манукин А.Б.</i>	
Микроспектрометр парниковых газов	235
<i>Кораблев О.И., Виноградов И.И., Гнедых В.И., Поверев М.В., Родин А.В., Федорова А.А.</i>	

Сессия 3

СОВРЕМЕННЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ И КОНСТРУКТОРСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Перспективы использования высокотеплопроводной керамики из нитрида алюминия в космическом приборостроении	250
<i>Костенко В.И., Серегин В.С., Грошкова Л.А., Василевич А.И.</i>	
Универсальный программируемый контроллер TFB6	257
<i>Чулков И.В., Бунтов М.В., Тимонин Д.Г., Коновалов А.А., Семенов А.В., Никифоров А.В.</i>	
Пример организации помехозащищенного интерфейса памяти в малогабаритных бортовых процессорных системах	266
<i>Никифоров А.В., Чулков И.В., Ануфрейчик К.В., Коновалов А.В., Тимонин Д.Г.</i>	
Построение бортовых систем сбора информации с использованием межплатных соединителей высокой плотности	269
<i>Коновалов А.А., Чулков И.В., Бунтов М.В., Тимонин Д.Г., Ануфрейчик К.В., Никифоров А.В.</i>	
Применение интерфейса Ethernet для дистанционного управления контрольно-испытательной аппаратурой	275
<i>Семенов А.В., Дикунев М.А., Бунтов М.В., Тимонин Д.Г., Каличев С.А., Чулков И.В.</i>	

Анализ эффективности методов сжатия в применении к телеметрической информации	279
<i>Батанов О.В., Назаров В.Н., Харченко Г.А.</i>	
Многопороговое декодирование вблизи границы Шеннона и возможности его микроминиатюрной реализации	282
<i>Бабкин В.Ф., Золотарёв В.В.</i>	
Многопороговые декодеры для систем спутниковой связи	305
<i>Зубарев Ю.Б., Золотарёв В.В., Жуков С.Е.</i>	
Основные положения системы менеджмента качества (СМК)	315
<i>Худобин В.Н.</i>	

Секция 1

**РАЗРАБОТКА
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
МАЛОЙ РАЗМЕРНОСТИ**

УДК 629.78

КОНЦЕПЦИЯ БАЗОВОЙ ПЛАТФОРМЫ НАНОСПУТНИКА

Ю.М. Урличич, А.С. Селиванов

ФГУП «Российский научно-исследовательский институт
космического приборостроения»(РНИИ КП), Москва

Целью создания в ФГУП «РНИИ КП» малоразмерного спутника является стимулирование разработки новых технологий космического приборостроения, новых методов управления и контроля космических аппаратов, новых принципов получения информации дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [1, 2].

При этом принимались во внимание следующие ограничения: минимизация затрат на создание и выведение спутника при сроке реализации проекта 1-2 года.

Следствием этого стало ограничение массы спутника (не более 10 кг), что относит его к классу наноспутников.

Используемые пути минимизации массы:

- нетрадиционная однопанельная конструкция;
- стабилизация вращением на синхронно-солнечной орбите;
- использование малогабаритных коммерческих изделий;
- использование глобальных систем связи (ГЛОБАЛСТАР, Интернет, сотовая связь) для управления спутником;
- использование систем контроля космического пространства СККП (РФ), НОРАД (США) для траекторных изменений;
- интеграция на борту функций по обработке командно-программной и телеметрической информации.

В результате проектной проработки исходных положений были сформулированы требования к параметрам технологического наноспутника ТНС-1. Орбита синхронно-солнечная, высотой примерно 650 км. Конструкция в форме диска, стабилизированного вращением вокруг оси, направленной на Солнце. Основой конструкции является круглая сотовая панель диаметром 500 мм. Система электропитания — солнечная батарея из арсенида галлия мощностью 24 Вт, располагающаяся на другой стороне панели, ориентированной на Солнце.

Система терморегулирования пассивная за счет подбора покрытий и локальной термоизоляции приборов и элементов конструкции.

Ориентация и стабилизация осуществляются с помощью токовых катушек, управляемых от трехосного магнитометра. Используются также сигналы от двух широкоугольных солнечных датчиков, расположенных на противоположных сторонах панели, и датчика горизонта, расположенного на торцевой части. В установившемся режиме скорость вращения спутника должна составлять 1–3 оборота в минуту и может регулироваться по командам с Земли.

Управление системой ориентации и стабилизации, сбор телеметрических данных об основных параметрах спутника и передача их по системе ГЛОБАЛСТАР, прием команд и программ на борту спутника осуществляются малогабаритной интегрированной бортовой информационной системой.

На противоположных торцевых сторонах панели установлены цифровые фотокамеры DSC–V1 коммерческой разработки фирмы SONY, адаптированные для работы в космосе. Размерность кадра — 2592×1944 пикселей. Пространственное разрешение — 100 м, захват — 259 км достигаются за счет экспонирования камер в моменты времени, когда их оси визирования направлены в надир. Команда на экспонирование формируется от датчика горизонта. Минимальное время экспозиции $1/2000$ с. Получение изображений — в спектральных диапазонах RGB, т. е. в натуральных цветах, что приемлемо для многих пользователей информации ДЗЗ.

При использовании предусмотренного в камерах режима сжатия видеосигнала передача его возможна в стандарте НОАА на частоте 1,7 ГГц со скоростью 0,665 Мбит/с на малые приемные станции с диаметром антенны 2,6 м. Мощность бортового передатчика — около 5 Вт, антенна — штыревая, установленная перпендикулярно плоскости вращения спутника.

Траекторные измерения ТНС-1 будут дополняться и уточняться установленной на нем аппаратурой спутниковой навигации (АСН).

Возможность управления ТНС-1 через систему ГЛОБАЛСТАР является важнейшей функцией, требующей предварительной отработки. С этой целью был разработан технологический наноспутник минимальной комплектации ТНС-0, задачей

которого является проверка в реальных условиях космического полета взаимодействия с системой ГЛОБАЛСТАР. ТНС-0 в качестве основной системы содержит модем ГЛОБАЛСТАР, сопряженный с простейшей системой телеметрии, контролирующей 10 параметров.

Ниже представлена предварительная массовая сводка ТНС-1 (масса, в граммах, указана без устройства отделения спутника от ракетоносителя).

Модем ГЛОБАЛСТАР	280
Антенно-фидерное устройство (АФУ) ГЛОБАЛСТАР	250
Магнитометр	270
Катушки системы	
ориентации, 3 шт.	300
Контроллер системы ориентации	100
Солнечные датчики, 2 шт.	100
Датчик горизонта	50
Съемочные камеры, 2 шт.	600
Аппаратура спутниковой навигации (АСН)	100
АФУ АСН	150
Передатчик на 1,7 ГГц	650
АФУ 1,7 ГГц	50
Системный блок	250
Датчики телеметрии	100
Система питания с аккумулятором	300
Кабельная сеть	300
Установочная панель	800
Элементы крепления	150
Солнечные батареи	400
ИТОГО:	5200

Электропитание спутника осуществляется от литиевой батареи емкостью 10 А·ч, рассчитанной на работу в течение одного-трех месяцев в сеансном режиме. Спутник не имеет солнечных батарей. Этого времени достаточно для экспериментальной оценки возможностей работы через систему ГЛОБАЛСТАР.

На ТНС-0 устанавливается также независимая система контроля его функционирования, создаваемая на основе автоматического радиобуя системы КОСПАС-САРСАТ, работающего на частоте 406 и 121,5 МГц в течение двух суток после выведения спутника на орбиту.

Ориентация наноспутника ТНС-0 — простейшая, по геомагнитному полю Земли — осуществляется с помощью постоянного магнита и магнитного демпфера.

Конструкция спутника — цилиндрическая, диаметром примерно 170 мм и длиной 250 мм, в основе ее лежит одиночная сотовая панель. Терморегулирование — пассивное. Массовая сводка (в граммах) ТНС-0 приведена ниже.

Модем ГЛОБАЛСТАР	280
Антенно-фидерное устройство (АФУ) ГЛОБАЛСТАР ...	250
Аварийный радиобуй (АРБ) КОСПАС-САРСАТ	600
АФУ АРБ	70
Системный блок	200
Солнечный датчик	50
Датчик горизонта	50
Магнит ориентации	150
Магнитный демпфер	100
Литиевая батарея	2000
Кабельная сеть	100
Установочная панель	500
Элементы крепления	150
ИТОГО:	4500

После экспериментальной отработки рассмотренных наноспутников ТНС-0 может стать базовой платформой для построения спутниковых систем мониторинга, проведения научных исследований и образовательных программ.

Литература

1. Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Тучин Ю.М. Проект технологического наноспутника ТНС-1 для дистанционного зондирования Земли // Научно-технич. конф. «Авиакосмич. системы на базе микро-технологий». 9—11 июня 2003. СПб.: Издание Минпромнауки РФ, 2003. С. 34—35.
2. Урличич Ю.М., Селиванов А.С. Семейство технологических наноспутников для экспериментальных исследований // IV Международ. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация». 31 мая — 4 июня 2004. Королев, Моск. обл. М.: Издание Росавиакосмоса, 2004. Кн. 3. С. 227.

ПРОЕКТ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС» В СОСТАВЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ МОНИТОРИНГА КАТАСТРОФИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ

*В.Н. Ангаров¹, М.Б. Добриян¹, Л.М. Зеленый¹, Р.Р. Назиров¹,
В.Г. Родин¹, А.В. Марков², Н.А. Брюханов², С.И. Климов¹,
В.Е. Корепанов⁶, В.М. Линкин¹, Е.А. Луян¹, О.И. Кораблев¹,
В.М. Готлиб¹, Н.А. Эйсмонт¹, В.Г. Лякишев¹, А.В. Калюжный¹,
В.М. Козлов¹, В.В. Летуновский¹, А.П. Папков³, Н.Н. Иванов⁴,
О.Ю. Седых⁴, А.А. Лизунов⁵, Г.Ф. Реш⁵*

¹ Институт космических исследований РАН, Россия, Москва

² Ракетно-космическая корпорация (РКК) «Энергия»,
Королев, Московская область

³ Научно-исследовательская лаборатория аэрокосмической
техники (НИЛАКТ) РОСТО, Россия, Калуга

⁴ ЗАО КБ «Полет», Россия, Омск

⁵ ЗАО НПО «Факт», Россия, Реутов

⁶ Львовский центр Института космических исследований
НАНУ-НКАУ, Украина

Космический мониторинг открывает большие возможности для обнаружения и оценки потенциально опасных и катастрофических явлений на поверхности Земли, в атмосфере, ионосфере и магнитосфере. Некоторые задачи, такие как, например, детектирование лесных пожаров, уже с успехом решаются при помощи космических средств. Из ряда возможностей космического мониторинга следует особо остановиться на большой роли, которую могут в решении этой задачи сыграть микроспутники.

С одной стороны, создание больших КА, несущих широкий набор разнообразных физических инструментов, является делом сложным, дорогим, длительным и доступным только специализированным предприятиям космической индустрии. С другой стороны, при современном уровне развития космической техники и электроники появляется возможность разработки и изготовления силами научно-исследовательских институтов сравнительно небольших КА — микроспутников. Такие КА, несущие несколько килограммов современной научной аппаратуры, могут эффективно решать большинство задач космического мониторинга [20, 21, 30].

Кратко рассмотрим несколько основных направлений исследований, а также предлагаемую программу работ, развитие которых критически необходимо для успешного решения задач прогноза и предотвращения катастрофических явлений.

1. Мониторинг атмосферы: контроль распределения и трендов парниковых газов (CO_2), детектирование крупных выбросов опасных веществ в атмосферу

Мониторинг атмосферы из космоса проводится при помощи широкого спектра методов дистанционного зондирования. Так, например, для мониторинга содержания озона используется, как правило, спектроскопия в УФ- и видимом диапазонах, мониторинга осадков — в радиодиапазоне, температурных профилей — в тепловом диапазоне спектра. Такие наблюдения постоянно ведутся с ряда зарубежных КА. В то же время остается ряд задач, имеющих большое практическое значение, которые до сих пор не решались вообще или по которым уже давно нет свежих данных.

Пример такой задачи — мониторинг полного содержания CO_2 в атмосфере. Атмосферная углекислота, как основной парниковый газ, играет важнейшую роль в климате Земли, поглощая тепловое излучение земной поверхности и препятствуя его испусканию в пространство. Кругооборот CO_2 и вообще углерода в атмосфере, океане и биосфере в большой степени контролируется естественными факторами, но в то же время известно, что 30%-ное увеличение концентрации этого газа в атмосфере за последние 100 лет в результате сжигания органического топлива и другой деятельности человечества привело к заметным изменениям климата. Общеизвестен и политический аспект этой проблемы. В настоящий момент в мире нет спутников, позволяющих решать эту задачу как глобально, так и в региональном разрезе.

Другой важнейшей задачей является мониторинг малых составляющих и вредных примесей в атмосфере. Измерения методом солнечного просвечивания позволят получать данные о рассеянных загрязнениях за счет высокой чувствительности. Подобные эпизодические измерения проводились с борта «Шаттла» только в начале 90-х гг. Измерения на базе микроспутников

с высоким спектральным разрешением в широком спектральном диапазоне в сочетании с теоретическим рассмотрением процессов переноса вредных веществ позволят внести серьезный вклад в решение этой задачи.

2. Космическая погода: наблюдения за состоянием ионосферы, радиационных поясов, солнечного ветра

В настоящее время общепризнано, что исследования по физике солнечно-земных связей не только дают важные фундаментальные результаты, но и находятся в центре практического внимания из-за наблюдаемого влияния солнечной активности и земных магнитных бурь как на работоспособность современных технических систем, так и на биосферу (включая и человека). Эти исследования подтвердили необходимость обеспечения прикладной информацией о космической погоде широкого круга отечественных потребителей в науке, народном хозяйстве, медицине и в других сферах. В связи с развитием средств космической связи и навигации, освоением северных территорий, трансполярных перелетов гражданской авиации и пр., в будущем зависимость от солнечно-космических факторов только усилится.

Для успешного прогноза [9, 11] развития и мониторинга магнитных бурь и других подобных катастрофических возмущений наряду с наземными наблюдениями необходимы измерения межпланетной среды (солнечного ветра), излучения Солнца, магнитосферы и ионосферы, выполняемые специализированными КА. На микроспутниках предполагается устанавливать полный комплекс плазменных приборов [19, 28, 29]: феррозондовый магнитометр [4, 7], анализатор спектра электромагнитных колебаний [8, 10, 13], детекторы плазмы и энергичных частиц [5], позволяющие с высоким временным разрешением определять характеристики [12] околоземного пространства, как в спокойное время, так и во время катастрофических событий [17, 31], связанных с вариациями космической погоды. Немаловажно то, что микроспутники обеспечивают максимально низкий уровень бортовых электромагнитных помех, обычно затрудняющих измерения на больших КА.

3. Мониторинг пожаров, других опасных явлений и объектов на земле

Сегодня существуют достаточно хорошо разработанные спутниковые методы, позволяющие обеспечить мониторинг различных опасных явлений на поверхности Земли и оценку их последствий. К таким явлениям относятся как природные катаклизмы, так и результаты человеческой деятельности, которые могут привести к необратимым изменениям окружающей среды. Технологии позволяют использовать спутниковые данные, например, для мониторинга лесных пожаров и наводнений, контроля незаконных вырубок, оценки влияния промышленных объектов на окружающую среду и т.д. Для решения всех этих задач в короткие сроки необходимо создание достаточно дешевых и оперативных систем. В настоящее время мониторинг земной поверхности и лесных пожаров, в частности, проводится по данным зарубежных спутников. Применение микроспутников с современной аппаратурой позволит создать отечественную систему с высокими характеристиками [3].

4. Астрометрические наблюдения

Бортовая камера предназначена также и для оптических наблюдений болидов и метеорных потоков в атмосфере Земли с борта микроспутника.

Задача исследования статистических распределений и эволюции метеорных потоков, определения населенности метеорных и болидных потоков крупными фрагментами, прогнозирования вспышечной активности нестационарных потоков, установление структуры метеорного вещества и корреляции метеорных потоков (метеорных роев) с родительскими прототелами представляет собой одно из важнейших направлений современной космогонии.

Метеорные потоки (метеороиды) являются своеобразными каналами, по которым кометное вещество попадает на Землю и становится доступным для исследования. Кометы состоят из остатков протопланетного вещества, практически не изменившегося в их ядрах, поэтому исследование метеорных потоков (метеороидов) проливает свет на происхождение Солнечной системы.

В связи с проблемой кометно-астероидной опасности и со все возрастающим количеством запусков космических аппаратов

исследование распределения малых тел в околоземном пространстве представляется весьма актуальным. Непосредственное наблюдение этих тел в космическом пространстве является на сегодняшний момент трудновыполнимой задачей из-за их малых размеров. И только при вхождении в атмосферу частицы, сгорая, становятся видимыми для наблюдателя в виде метеора. Если метеорный поток обильный, задачи выявления распределения частиц в пространстве решаются за счет наблюдений большого количества метеоров. Однако ярких метеоров, т. е. болидов, из одного земного пункта может быть зарегистрировано слишком мало для выявления их распределения. Существует даже понятие болидного потока, однако эти исследования недостаточно распространены.

Американскими исследователями налажено наблюдение болидов из космоса. Поскольку с орбиты наблюдается значительно больший объем верхнего слоя атмосферы, чем из одного земного пункта, то из космоса может обнаруживаться довольно значительная часть болидов, входящих с ночной стороны планеты. Отечественным исследователям, по нашему мнению, также следует налаживать свои космические наблюдения, поскольку, во-первых, американцы предоставляют не всю информацию и предоставляют ее с задержкой (а здесь важна оперативность). Во-вторых, возможно дальнейшее развитие техники подобных наблюдений, когда могут быть наблюдаемы и более слабые метеоры, а также, что очень важно, и их спектры.

Метеорные потоки хорошо наблюдаемы с Земли. Однако ярких метеоров (болидов) из одного земного пункта может быть зарегистрировано слишком мало для выявления их распределения (обозреваемая площадь атмосферы порядка 10^4 км²). Находясь на земной орбите, широкоугольный объектив может обозревать существенно большую площадь рассматриваемого атмосферного слоя.

Наблюдения с борта космического аппарата позволяют выявить абсолютную численность болидов с целью оценки притока метеорной материи на Землю (для болидов -8^m и ярче можно ожидать появления их несколько раз в сутки при наблюдении с высоты ~ 500 км), а также определить радианты и скорости болидов для вычисления их орбит. После пролета некоторых очень ярких болидов остаются светящиеся ионизационные следы, которые несколько секунд практически неподвижны, и для

базисного наблюдения такого следа его можно зафиксировать из нескольких точек орбиты космического аппарата.

При этом удастся оценить максимальную массу и пространственную плотность частиц наблюдающегося метеорного потока, что является важной характеристикой метеорного роя и может быть полезно для оценки метеорной обстановки при космических полетах внутри данного метеорного роя.

Планируется также проведение статистических исследований распределений метеорных потоков и метеороидов, определение пространственной формы и плотности метеороидных роев и населенности метеорных и болидных потоков крупными фрагментами, прогнозирование вспышечной активности нестационарных потоков, а также получение оценки средних расстояний между метеорными частицами, показателя светимости, распределения частиц по массам (размерам) и т. д.

Предполагается применение полученных результатов космических исследований метеорного вещества для решения космогонических проблем, а также ряда прикладных задач.

5. Этапы программы развития микроспутниковых исследований

Для решения поставленных задач предлагается следующая программа работ, выполнение которой в настоящее время уже началось:

1-й этап (2000–2002) — первый экспериментальный научно-образовательный российско-австралийский микроспутник «Колибри- 2000». Спутник был успешно выведен на орбиту МКС и функционировал вплоть до момента входа в атмосферу. Разработка, изготовление, наземные испытания, а также управление спутником осуществлялись силами ИКИ РАН с участием НИИ-ЯФ МГУ и организаций космической отрасли.

Основные технические характеристики микроспутника «Колибри-2000»

Масса микроспутника	20,5 кг
Масса научной аппаратуры (магнитометр и анализатор энергичных частиц и электрического поля)	3,5 кг
Орбита	круговая ~ 380 км
Система ориентации:	
— типы:	магнитодинамическая (электромагниты), гравитационная (штанга)
— точность определения ориентации	$\pm 10^\circ$

Система передачи данных:

- борт – Земля 9 кбит/с
- объем бортовой памяти 1 Мбайт
- объем принимаемой с борта информации ~ 10 Мбайт/сутки
- радиочастоты командной и телеметрической
линий 145 и 435 МГц

Система бортового энергоснабжения:

- мощность ~ 20 Вт круглосуточно
- напряжение 12 ± 3 В
- емкость буферных химических батарей (БХБ)
суммарная 3,5 А·ч
- суммарная площадь солнечных батарей 0,5 м²

2-й этап (2003–2007). В настоящее время в ИКИ РАН ведется разработка второго микроспутника — «Чибис» (запуск планируется на 2006–2007 гг.). Микроспутник выполнен с использованием опыта «Колибри», со значительными доработками.

На спутнике «Чибис» будет установлен комплекс научной аппаратуры, включающий:

- спектрометр для измерения полного содержания CO₂;
- камеру оптического диапазона;
- низкочастотный феррозондовый магнитометр;
- комбинированный волновой зонд;
- анализатор электромагнитных излучений;
- детектор ионосферной плазмы.

Предполагается, что на этом спутнике будет проведена обработка комплекса современной научной аппаратуры, ряда методик наблюдения, а также нескольких новых служебных систем.

Компоновка МС «Чибис»

МС представляет собой прямоугольную призму, по двум граням которой располагаются раскрывающиеся панели батарей фотопреобразователей (БФП 1-8). Призма образуется двумя фланцами и двумя приборными панелями. К этим элементам осуществляется крепление практически всех узлов и систем МС, т. е. они являются несущими элементами конструкции МС. Снаружи приборный модуль закрыт ЭВТИ и радиаторами системы обеспечения теплового режима (СОТР).

Вдоль корпуса МС (вдоль призмы) проходят две раскрывающиеся антенны радиокомплекса, штанги гравитационных устройств (ГУ 1, ГУ 2) системы ориентации и стабилизации.

Выход спутника из транспортно-пускового контейнера и фазы развертывания приведены на рис. 1–6.

Компоновка МС представлена на рис. 7.

Приборный модуль

Конструктивная схема приборного модуля включает:

- два фланца, вписанные в круг $\varnothing 370$ мм, с двумя технологическими разъемами, предназначенными для подзарядки аккумуляторной батареи и подключения контрольно-измерительной аппаратуры (КИА) при наземных испытаниях;
- силовой (конструктивно) блок приборных панелей, связывающий передний и задний фланцы, перегородки и радиаторы.

На приборных панелях установлены научные приборы и приборы служебных систем МС:

- универсальный блок ДОКА-Б 15У, который осуществляет сбор, обработку и подготовку для передачи на Землю всей научной и служебной информации и включает блок автоматики системы электроснабжения (БА СЭС), а также выполняет другие функции управления МС;
- радиокomплекс, состоящий из двух дублированных приемника и передатчика командной (КРЛ) и телеметрической (ТРЛ) радиолиний, работающих на частотах 145 и 435 МГц;
- блок управления системой ориентации и стабилизации (БУ СОС);
- блок электроники трехкомпонентного феррозондового магнитометра (ТФМ) научной аппаратуры (БЭ ФМ);
- радиокomплекс быстрого канала (Прд БК), состоящий из двух дублированных передатчиков телеметрической (ТРЛ) радиолинии, работающий на частоте 401 МГц;
- блок электроники навигационной системы GPS ГЛО-НАСС (ДОКА-НАП);
- блоки электроники маховика СОС (БЭ УДМ 1, БЭ УДМ 2, БЭ УДМ 3, БЭ УДМ 4);
- блок механики УДМ СОС (БМ УДМ 2 — по оси +Y);
- датчик феррозондового магнитометра (ДФМ), расположен на поворотном кронштейне штанги ГУ 2;



Рис. 1. Микроспутник «Чибис» в сложенном состоянии упакован в транспортно-пусковом контейнере (схема)



Рис. 2. Расчетовка и развертывание двух гравитационных устройств (ленточных штанг) системы ориентации спутника СОС ГУ приводит к выталкиванию микроспутника «Чибис» из транспортно-пускового контейнера

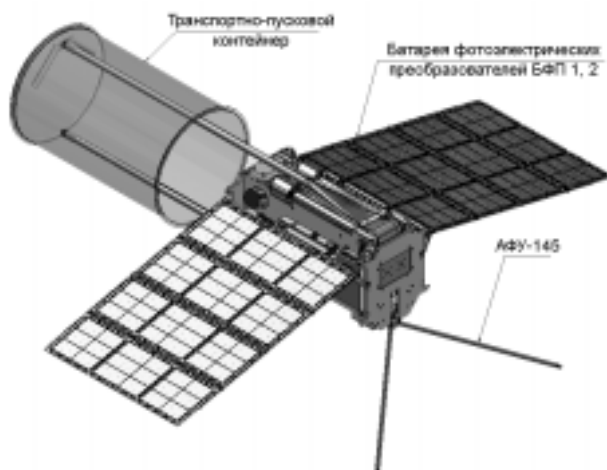


Рис. 3. После выхода основной конструкции микроспутника «Чибис» из транспортно-пускового контейнера автоматически раскрываются: антенно-фидерное устройство АФУ-145 и батареи фотоэлектрических преобразователей (солнечные панели) БФП 1, 2

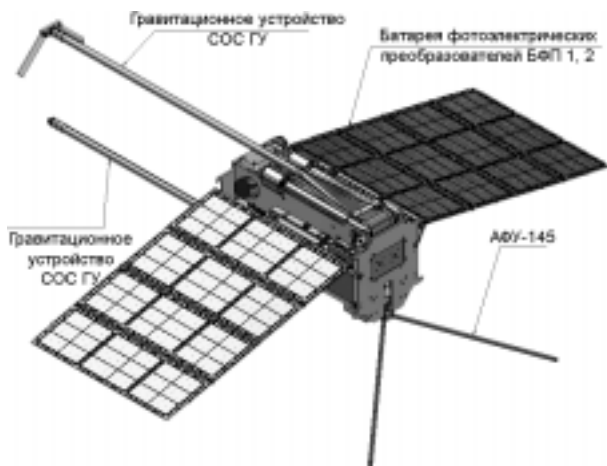


Рис. 4. Гравитационные устройства СОС ГУ полностью раскрылись. Микроспутник «Чибис» начинает автономную работу на орбите



Рис. 5. Гравитационные устройства СОС ГУ автоматически разворачиваются на 90° , образуя «гравитационную гантель». Автоматически разворачиваются датчики магнитно-волнового комплекса



Рис. 6. Все внешние механические системы полностью раскрыты

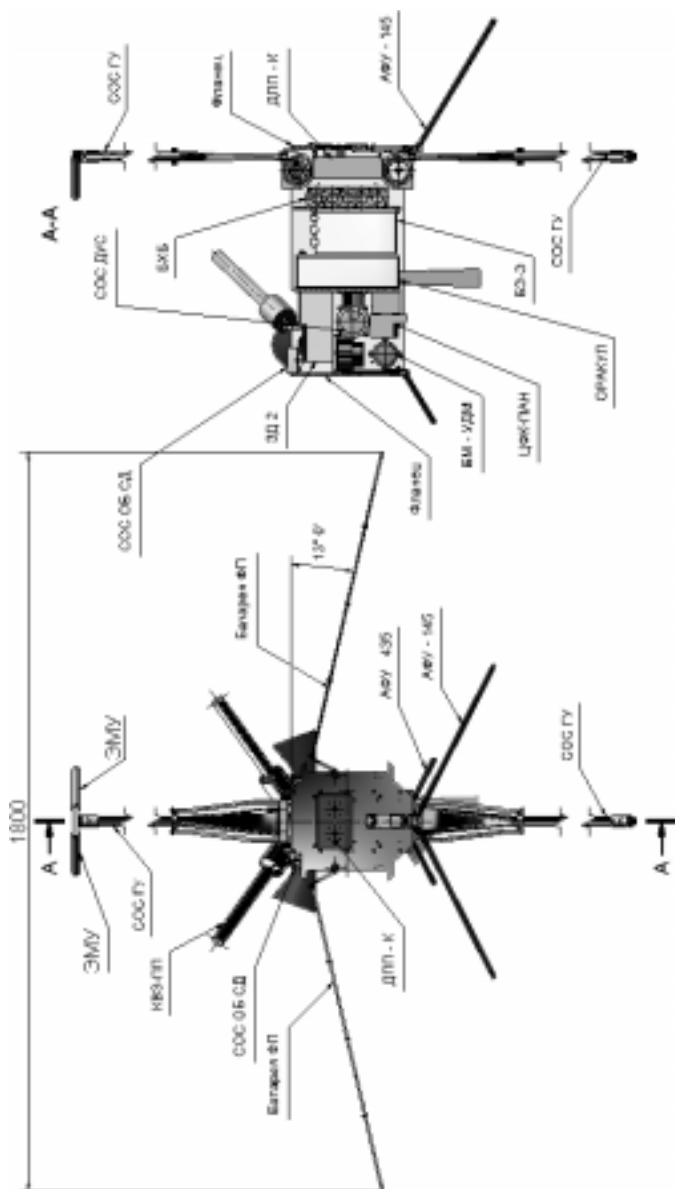


Рис. 7. Схема пространственного размещения служебных систем и научной аппаратуры

- трехкомпонентный датчик угловых скоростей (ДУС);
- датчики феррозондового магнитометра СОС (ДММ 1, 2);
- оптические блоки солнечного датчика СОС (ОБ1 СД, ОБ2 СД), направленные по осям $+X$ / $+Z$ и $-X$ / $+Z$, соответственно;
- гравитационное устройство СОС (ГУ 1 — штанга в раскрытом положении направлена по оси $-Z$ (надир)), с установленным на конце штанги (внутри стержня) индукционным датчиком ДМ;
- гравитационное устройство СОС (ГУ 2 — штанга в раскрытом положении направлена по оси $+Z$ (зенит)), с установленным на конце штанги блоком электромагнитных устройств СОС (ЭМУ 1 — по оси $+X$, ЭМУ 2 — по оси $+Z$, ЭМУ 3 — по оси $+Y$).

На переднем фланце приборного модуля (ориентированного по направлению полета МС — ось $+X$) размещаются:

- датчик потока плазмы (ДПП-К);
- антенно-фидерное устройство диапазона 145 МГц; антенна представляет собой два штыревых вибратора, раскрывающихся под углом 30° к продольной оси $+X$ МС (ось $+X$ по направлению полета МС);
- технологические разъемы.

На заднем фланце приборного модуля (ориентированного против направления полета МС), размещаются:

- антенно-фидерное устройство диапазона 435 МГц; антенна представляет собой два штыревых вибратора, раскрывающихся под углом 30° к продольной оси $+X$ МС (ось $-X$);
- система фиксации и расчеховки батарей фотопреобразователей (БФП 1-8); на торцевых поверхностях каркаса БФП размещены датчики электрического поля (ДЭП 1, 2);
- система фиксации и расчеховки ГУ 1 и индукционного датчика (ДМ);
- система фиксации и расчеховки ГУ 2 и блока ЭМУ 1-3;
- концевые выключатели инициализации МС после расчеховки.

На перегородках приборного модуля размещаются:

- буферные химические батареи (БХБ 1, БХБ 2);

- блок электроники (БЭ-Э);
- спектрометр углекислого газа «ОРАКУЛ»;
- цифровая фотокамера панорамная (ЦФК_{пан} — по оси $-Z$);
- блоки механики УДМ СОС (БМ УДМ 1 — по оси $+X$, БМ УДМ 3 — по оси $+Z$);
- звездный датчик (ЗД-2) — объективы направлены под углом 20° к оси $\pm Y$.

На верхнем радиаторе (по оси $+Z$) установлены:

- антенно-фидерное устройство навигационной системы GPS ГЛОНАСС (блок АУ), направленной по оси $+Z$;
- комбинированные волновые зонды, блоки первичных преобразователей (КВЗ-ПП 1, КВЗ-ПП 2), раскрывающиеся под углом 45° к оси $+X$ МС (направление полета МС);
- система фиксации и расчеховки комбинированных волновых зондов (КВЗ-ПП 1, КВЗ-ПП 2).

На нижнем радиаторе (по оси $-Z$) установлено:

- антенно-фидерное устройство диапазона 401 МГц; антенна диаметром 200 мм, высотой 10 мм, направленная по оси $-Z$.

Вдоль приборного модуля между передним и задним фланцем установлены два блока батарей двухсторонних фотопреобразователей с приводом раскрытия (БФП 1 — БФП 8). После расчеховки батареи раскрываются под углом 13° к оси $\pm Y$.

Система ориентации и стабилизации

Система ориентации и стабилизации предназначена для обеспечения заданной ориентации на орбите. Система является условно выделенной конструктивной единицей, фактически это часть приборного модуля.

В состав системы входят следующие элементы:

- механический интерфейс с транспортно-пусковым контейнером (ТПК);
- блоки управления системой ориентации и стабилизации (БУ СОС 1, 2);
- блоки электроники маховика СОС (БЭ УДМ 1, БЭ УДМ 2);

- блоки механики УДМ СОС (БМ УДМ 1, БМ УДМ 2, БМ УДМ 3);
- феррозондовый магнитометр СОС (ММ);
- датчики феррозондового магнитометра СОС (ДММ 1, 2);
- оптические блоки солнечного датчика СОС (ОБ 1, 2 СД), направленные по осям $+X / +Z$ и $-X / +Z$, соответственно;
- электромагнитные устройства СОС (ЭМУ 1 — по оси $+X$, ЭМУ 2 — по оси $+Z$, ЭМУ 3 — по оси $+Y$);
- гравитационное устройство СОС (ГУ 1 — штанга в раскрытом положении направлена по оси $-Z$ (надир)) с установленным на конце штанги, в дополнение к грузу-противовесу, индукционным датчиком ДМ;
- гравитационное устройство СОС (ГУ 2 — штанга в раскрытом положении направлена по оси $+Z$ (зенит)), с установленным на конце штанги, в дополнение к грузу-противовесу, блоком электромагнитных устройств СОС (ЭМУ 1, ЭМУ 2, ЭМУ 3).

Исполнительными элементами системы ориентации являются:

- штанги гравитационных устройств;
- маховики;
- электромагнитные устройства (ЭМУ 1, ЭМУ 2, ЭМУ 3).

Штанги ГУ после расчеховки выдвигают МС на расчетное расстояние от ТПК и разворачиваются на заданный угол по отношению к оси $+X$.

Точность ориентации на Землю должна быть не хуже ± 6 угл. мин (в условиях возмущенной атмосферы), а точность определения параметров ориентации — не хуже ± 1 угл. мин.

Система ориентации и стабилизации существенно отличается от используемой в МС «Колибри-2000». Это вызвано высокими требованиями к точности и стабильности ориентации МС.

Основные технические характеристики микроспутника «Чибис»

Масса	40 кг
— научные приборы	12,5 кг
— служебная аппаратура	18,2 кг
— конструкция и система терморегулирования	9,3 кг
Орбита	круговая высотой ~ 480 км
Время активного существования	не менее 1 года

Система ориентации:

- типы электромеханическая (электромаховики),
магнитодинамическая (электромагниты),
гравитационная (штанга)
- точность определения ориентации по датчикам
(звездный, солнечный, горизонта) и системе
GPS – ГЛОНАСС до 2 угл. мин
- точность наведения (электромаховики
и оптоволоконный ДУС) ± 3 –15 угл. мин

Система передачи данных:

- борт – Земля 128 кбит/с
- объем бортовой памяти 8 Мбайт
- объем принимаемой с борта информации ~ 50 Мбайт/сутки
- радиочастоты командной и телеметрической линий 145 и 435 МГц

Система бортового энергопитания:

- мощность ~ 50 Вт круглосуточно
- напряжение 12 ± 3 В
- емкость БХБ, суммарная 5,0–8,0 А·ч
- суммарная площадь солнечных батарей 0,54 м²

Габариты микроспутника

- в сложенном состоянии
(прямоугольная призма) 370 (диаметр описанной
окружности шестиуголь-
ника) × 605 (длина) мм
- в раскрытом состоянии
(антенны и солнечные батареи) 1250 (описанный диаметр)
× 966 (длина) мм
- в раскрытом состоянии с учетом
гравитационных штанг 1250 (описанный диаметр)
× 4187 (длина) мм

Управление полетом и прием информации, включая изображения и спектры, осуществляется пунктом приема и передачи информации ИКИ РАН, расположенным в Специальном конструкторском бюро космического приборостроения ИКИ РАН (г. Таруса, Калужская область).

3-й этап (2005–2006). По результатам эксперимента «Чибис» будет создана универсальная современная микроспутниковая платформа, пригодная для реализации в сжатые сроки и с низкими затратами специализированных космических аппаратов, полезная нагрузка, орбитальные характеристики, а также программа наблюдений которых будут определяться требованиями потребителей информации мониторинга.

6. Образовательные задачи

Космос сегодня — среда активной практической деятельности человека. Результаты освоения космоса используются в науке и технике; назрела необходимость внедрения их в образование. Естественный способ донести достижения космических исследований до широкой общественности — **образование** и его первая ступень — **школа**. Микроспутники (МС) в данном аспекте представляют собой своеобразные учебные пособия, составленные по принципу от простого к сложному и предназначенные для современной системы школьного образования [26].

Разработка, создание и использование МС требует подготовки новых специалистов по их производству и обслуживанию. Направленную подготовку таких специалистов крайне необходимо начинать, как факультатив, уже в средней школе, совершенствуя в последующем эти знания в вузе [1, 6, 15, 22]. Участвуя в этой программе, школьники, а затем и студенты более глубоко изучают физику, математику, компьютеры, прикладные предметы в форме специализированного лабораторного практикума. Техническая же сторона — создание микроспутника — реализуется при прямом участии организаций передовых отраслей космической науки и техники. Данная техническая концепция реализована в первом научно-образовательном микроспутнике «Колибри-2000» [2].

На данном этапе применение микроспутников направлено на решение трех задач:

- образовательных;
- научно-исследовательских;
- технических, включая технологические и конструкторские.

Образовательные задачи. Задачи решаются, исходя из того, что микроспутник — это высокотехнологичное учебное пособие, достаточно дорогое и сложное, в первую очередь из-за применения космических технологий, недоступных для системы среднего школьного образования.

Важным элементом является развертывание Школьных пунктов управления (ШПУ), оснащенных как базовой аппаратурой, широко используемой радиолюбителями, так и специальной, создаваемой участниками проекта, включая программное

обеспечение. ШПУ являются важнейшим объединяющим звеном. Успех в решении образовательных задач определяется тем, насколько тесной и творческой будет совместная работа ученых, преподавателей и школьников. Отработка этих задач началась на самых ранних этапах подготовки проекта «Колибри-2000» силами его участников из ИКИ РАН, НИИЯФ, ИЗМИРАН, ИАТЭ, Физико-технической школы (г. Обнинск) и двух школ в г. Сидней (Австралия).

Научно-исследовательские задачи разрабатываются и реализуются на основе того, что получаемые с микроспутников данные [25] должны:

- давать школьникам дополнительные знания о современных проблемах фундаментальной физики;
- быть привлекательными и доступными для понимания школьниками;
- давать ученым новые фундаментальные данные об исследуемых явлениях и тем самым усовершенствовать образовательный процесс.

«Космическая погода» может являться стержневой задачей образовательного процесса. С этой задачей связан и широкий спектр научно-исследовательских задач как фундаментальных, так и прикладных [24]. Широкое поле для творческой научно-технической деятельности предоставлено школьникам по созданию баз данных физических измерений и распространению их по сети Интернет всем участникам проекта.

Технические и конструкторские задачи ставятся, в первую очередь, исходя из того, что бортовые высокотехнологичные приборы и устройства разрабатываются научно-техническими организациями, а школьники привлекаются к постановке и разработке технических, технологических и конструкторских аспектов образовательных задач [23]. Технические и конструкторские задачи проекта школьники решают, в первую очередь, участвуя в работе ШПУ. Они непосредственно включаются в процесс разработки алгоритмов и программного обеспечения для бортового сбора данных и управления на орбите, передачи информации на Землю, приема информации на ШПУ. Непосредственное участие российских, и через Интернет — зарубежных школьников

в процессах разработки конструкторской и текстовой документации, изготовления систем и микроспутников в целом, наземных испытаниях дает им ясное и широкое представление об организации и «технологии» космической промышленности.

Важным элементом изучения школьниками и студентами космической техники и технологии является их участие в процессе автономных и комплексных испытаний систем и МС в целом, при квалификационных термовакuumных, механических, климатических и других испытаниях МС. Так, в Физико-технической школе (г. Обнинск) силами школьников создан стенд и проводятся исследования угловых характеристик датчиков освещенности микроспутника «Колибри-2000».

Вывод МС на орбиту является для школьников и студентов наглядным примером разнообразия технических средств выведения космических аппаратов. Важным и привлекательным элементом здесь является кратковременное внутрикорабельное участие космонавтов и возможность проведения ими «предстартового тестирования» МС. Вывод же МС непосредственно на орбиту может осуществляться несколькими вариантами, расширяющими кругозор школьников и студентов.

Для реализации образовательной программы необходимо закладывать в программе полета сброс информации на ШПУ, которые могут располагаться на территории стран-участниц проекта. В целях снижения стоимости оборудования ШПУ необходимо максимально использовать готовые (покупные) устройства, а не специализированные модемы, которые применялись, например на МС «Колибри-2000».

7. Наземная поддержка проекта

В ходе реализации проекта большое внимание должно уделяться наземным наблюдениям, позволяющим более подробно исследовать процессы «воздействия снизу» [14, 16, 18, 27].

Литература

1. Александров В.В., Беляев А.А., Григорян О.Р., Михалев А.В., Радченко В.В., Климов С.И., Санько Н.Ф., Игнатьев Н.Н. Научно-методические аспекты формирования научно-образовательных программ, реализуемых на малых спутниках // II Междунар. конф.-выставка

- «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». Секция 4. Июнь 2000. Королев. 2000. С. 66–67.
2. Ангаров В.Н., Васильев С.И., Григорьев Ю.И., Громов С.К., Климов С.И., Папков А.П., Тамкович Г.М. Проект «Колибри-2000» — начало реализации программы научно-образовательных микроспутников // Полет. 2002. № 11. С. 35–40.
 3. Арумов Г.П., Батищев Ю.А., Беляев Б.И., Денисенко П.Ф., Егоров В.В., Зубков С.Г., Иванов В.В., Казимиров Д.А., Качан М.В., Климов С.И., Костенко В.И., Кравцов Ю.А., Кушнир В.Г., Липатов А.Н., Мазиков В.М., Манагадзе Г.Г., Миронов В.Л., Митрофанов И.Г., Новиков В.К., Парамонов А.А., Пустовойт В.И., Рослик Л.А., Сторожев П.П., Тараканова О.Н., Трахов Э.М., Чуников А.Е., Шемякин В.Г. Региональная система управления природопользованием, состоянием окружающей среды и здоровья населения: принципы построения и планирования эксперимента. Препринт ИКИ РАН, Пр-2012, 1999. 38 с.
 4. Афанасьев Ю.В. Феррозондовые приборы. Л.: Энергоатомиздат, 1986. 188 с.
 5. Вайсберг О.Л., Климов С.И., Корепанов В.Е. Измерение плотности тока на ударной волне щелевым зондом Ленгмюра // Космич. исслед. 1989. Т. 27. № 3. С. 461–465.
 6. Григорьев Ю.И., Громов С.К., Григорян О.Р., Радченко В.В., Добриян М.Б., Егоренков О.В., Елисов Н.В., Курилов В.А., Казанский Ю.А., Климов С.И., Ноздрачев М.Н., Суханов А.А., Тамкович Г.М. Программа создания и использования научно-образовательных микроспутников // Космонавтика и ракетостроение. 2003. Т. 2(31). С. 49–56.
 7. Грачев Е., Григорян О., Riedler W., Schwingenschuh K., Magnes W., Berghofer G., Koren W., Zhang T., Glassmeier K.-H., Auster H.-U., Fornacon K.-H., Rustenbach J., Грушин В., Климов С.И. Магнитометрическая система аппаратуры СПРУТ-VI // Приборы и техника эксперимента. 2004. № 1. С. 127–133.
 8. Климов С.И. Анализ методов измерений напряженности электрического поля в магнитосфере // Межпланетная среда и физика магнитосферы. М.: Наука, 1972. С. 50–58.
 9. Климов С.И. Исследования влияния космической погоды на состояние среднеширотной и приэкваториальной ионосферы. (Researches of influence of space weather on a condition of middle latitude and near-equator ionosphere) // Tenth Jubilee Intern. Scientific Conf. "Contemporary problems of solar-terrestrial influences". 20–21 Nov. 2003. Sofia, Bulgaria 2003. P. 12–13.

10. *Климов С.И., Корепанов В.Е., Юхневич Ю., Афанасенко М.П., Грушин В.А., Добровольский И.А., Грачев Е.А., Григорян О.Р., Марусенков А.А.* Волновой комплекс аппаратуры СПРУТ-VI // Приборы и техника эксперимента. 2004. № 1. С. 122–126.
11. *Петрукович А.А., Климов С.И.* Использование измерений солнечного ветра для анализа и прогноза геомагнитной активности // Космич. исслед. 2000. Т. 38. №5. С. 463–468.
12. *Романов С.А., Климов С.И., Мироненко П.А.* Пространственные характеристики и дисперсионные соотношения КНЧ-излучений на околоземной ударной волне по результатам измерений на ИСЗ «Прогноз-10» // Космич. исслед. 1990. Т. 28. Вып. 6. С. 903–918.
13. *Сопрунюк П.М., Климов С.И., Корепанов В.Е.* Электрические поля в космической плазме. Киев: Наукова думка, 1994. 189 с.
14. *Сорокин В.М., Федорович Г.В.* Физика медленных МГД-волн в ионосферной плазме. М.: Энергоатомиздат, 1982. 136 с.
15. *Тамкович Г.М., Казанский Ю.А., Климов С.И., Ноздрачев М.Н., Добри-ян М.Б., Суханов А.А., Григорьев Ю.И., Васильев С.И., Григорян О.Р., Радченко В.В., Елисов Н.В., Егоренков О.В., Курилов В.А.* Программа научно-образовательных микроспутников (2000–2006) // III Междуна-род. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». 27–31 мая 2002. Королев. Кн. 1. 2002. С. 72–80.
16. *Черногор Л.Ф.* Энергетика процессов на Земле, в атмосфере и околоземном космосе в свете проекта «Попередження» // Космічна наука і технологія. 1999. Т. 5. № 1. С. 38–47.
17. *Galperin Yu., Hayakawa M.* On a possibility of parametric amplifier in the stratosphere-mesosphere suggested by active MASSA experiments with the AUREOL-3 satellite // Earth Planets Space. 1998. V. 50. P. 827–832.
18. *Hines C.O.* Internal gravity waves at ionospheric heights // Can. J. Phys. 1960. V. 38. P. 1441–1481.
19. *Klimov S.I., Nozdrachev M.N., Petrukovich A.A., Romanov S.A., Savin S., Skalsky A., Grushin V.A., Ryb'eva N.E., Korepanov V.E., Juchniewicz J., Blecki J., Triska P., Amata E., Buechner J., Woolliscroft L.J.C.* Combined wave diagnostics — a new tool for the plasma turbulence studies // Abstr. COSPAR Colloquium'96 Magnetospheric Research with Advanced Techniques, Beijing, China 15–19 Apr. 1996. P. 18–19.
20. *Klimov S.I., Breus T.K., Galeev A.A., Gotlib V.M., Eismont N.A., Linkin V.M., Lyakishev V.G., Petrukovich A.A., Prudkoglyad A.V., Rodin V.G., Savin S.P., Skalsky A.A., Sukhanov A.A., Zakharov A.V., Bryukhanov N.A., Chernyavsky A.G., Gorshkov L.A., Korepanov V.E., Juchniewicz J., Buechner J., Auster H.-U., Musmann G., Riedler W., Schwingenschuh K., Ruste-*

- nbach J.* Research of solar-terrestrial connections on new orbits solved by the small satellites with electric propulsion system. // 2nd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) "Small Satellites for Earth Observation". Berlin. Apr. 12–16, 1999. P. 67–70.
21. *Klimov S.I., Eismont N.A., Linkin V.M., Lipatov A.N., Lissakov Yu.V., Lyakishev V.G., Petrukovich A.A., Rodin V.G., Bryukhanov N.A., Gorshkov L.A., Sorokin I.V., Grigoryan O.R., Korepanov V.E., Rustenbach J., Juchniewicz J., Parrot M., Rauch J.L., Riedler W., Schwingenschuh K., Auster H.-U., Musmann G., Alleyne H.St-C.K.* The conception of the nano-satellite orbital grouping for space weather monitoring. // 2nd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) "Small Satellites for Earth Observation". Berlin. April 12–16, 1999. P. 359–362.
 22. *Klimov S.I., Nozdrachev M.N., Petrukovitch A.A., Tamkovitch G.M., Alexandrov V.V., Belyaev A.A., Grigoryan O.R., Mikhalev A.V., Radchenko V.V., Sanko N.F.* Scientific and methodological aspects of microsatellite-based educational programs // Abst. 33rd COSPAR Scientific Assembly. Warsaw, Poland. 16–23 July, 2000. Special-005. 2000.
 23. *Klimov S.I., Angarov V.N., Dobriyan M.B., Nozdrachev M.N., Rodin V.G., Tamkovitch G.M., Belaev A.A., Grachov Ye.A., Grigoryan O.R., Radchenko V.V.* Technological aspects of microsatellite based educational programs. // 3rd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) "Small Satellites for Earth Observation". Berlin. April 2–6, 2001 / Ed. H.P. Roser, R. Sandau, A. Valenzuela. P. 283–286.
 24. *Klimov S.I., Grushin V.A., Lissakov Yu.V., Nozdrachev M.N., Petrukovich A.A., Grachev E.A., Grigoryan O.R., Lysakov D.S., Schwingenschuh K., Auster H.U., Fornakon K.-H., Rustenbach J., Korepanov V.E., Juchniewicz J., Afanasjev Yu.V., Kudela K.* INTERBALL-1 and MIR Orbital Station coordinated magnetic field and energetic particles measurements // Adv. Space Res. 2002. V. 30. N. 7. P. 1847–1853.
 25. *Klimov S.I., Afanasyev Yu.V., Eismont N.A., Grachev E.A., Grigoryan O.R., Grushin V.A., Lysakov D.S., Nozdrachev M.N.* Result of in flight operation of scientific payload on micro-satellite "Kolibri-2000". Small Satellite for Earth Observation // 4th Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) "Small Satellites for Earth Observation". Berlin. Apr. 7–11, 2003 / Ed. H.P. Roser, R. Sandau, A. Valenzuela. P. 95–98.
 26. *Klimov S.I., Tamkovich G.M., Angarov V.N., Grigoriev Yu.I., Grigoryan O.R., Dobriyan M.B., Nozdrachev M.N., Papkov A.P., Pharnakeev I.V., Radchenko V.V., Vasiliev S.I., Zelenyi L.M.* Aerospace education program realization by means of the micro-satellite. // 4th Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) "Small Satellites for Earth Observation". Berlin. Apr. 7–11, 2003. / Ed. H.P. Roser, R. Sandau, A. Valenzuela. P. 387–390.

27. *Klos Z., Kiraga A., Pulinets S.A.* Broad-band Hectometric emission in the topside ionosphere created by ground-based transmitters // *Adv. Space Res.* 1990. V. 10. P. (7)1777–(7)180.
28. *Korepanov V., Berkman R.* Electromagnetic sensor for microsatellites // Digest of the 2nd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) “Small Satellites for Earth Observation”. Berlin. Nov. 4–8, 1996. P. 104–108.
29. *Korepanov V., Dudkin F.* Three independent techniques to study spatial current density // Digest of the 2nd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) “Small Satellites for Earth Observation”. Berlin. Apr. 12–16, 1999. P. 235–238.
30. *Rodin V.G., Galeev A.A., Gotlib V.M., Eismont N.A., Klimov S.I., Linkin V.M., Lyakishev V.G., Prudkoglyad A.V., Sukhanov A.A., Zakharov A.V., Bryukhanov N.A., Chernyavsky A.G., Gorshkov L.A., Garkusha V.I., Semenkin A.V., Tverdokhlebov S.O.* New small spacecraft type assembled on-board the International Space Station // Digest of the 2nd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) “Small Satellites for Earth Observation”. Berlin. Apr. 12–16, 1999. P. 299.
31. *Tronyn A.A., Hayakawa M., Molchanov O.A.* Terminal IR satellite data application for earthquake research in Japan and China // *Geodynamics*. 2002. V. 33. P. 519–534.

УДК 629.78

ОПЫТ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МАЛОЙ РАЗМЕРНОСТИ НА БАЗЕ УНИВЕРСАЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ «ВИКТОРИЯ»

*Ю.П. Семенов, В.П. Легостаев, А.В. Вовк, В.Н. Лобанов, Е.Ф. Земсков,
Ю.С. Денисов, В.В. Антонов, И.В. Фролов, А.В. Соколов*

Ракетно-космическая корпорация (РКК) «Энергия»,
Королев Московской области

В конце 80-х гг. ракетно-космическая корпорация (РКК) «Энергия» вернулась к беспилотной тематике. В тот период был предложен проект спутника связи большой размерности, выводимого ракетой-носителем «Энергия». И, хотя этот амбициозный проект не был реализован, последующее развитие космической отрасли в мире подтвердило правильность предложенных подходов, поскольку наращивание количества связных каналов на базе увеличивающейся энерговооруженности спутников является одним из стратегических направлений ведущих космических фирм.

Но главное заключалось в том, что был сделан глубокий анализ текущей ситуации. Если в отношении служебного оборудования на спутнике решения были традиционными — герметичный отсек, заимствуемое оборудование или оборудование, создаваемое на основе имеющихся прототипов, сложившаяся кооперация, — то принятые решения по полезной нагрузке — использование различных диапазонов частот, крупногабаритные антенны, негерметичный отсек — потребовали привлечь к работам новую кооперацию и отдельных ведущих специалистов, длительное время работающих в этой отрасли. И это позволило всесторонне оценить состояние рынка связи и достигнутый технологический уровень в мире. В результате был разработан проект спутника связи средней размерности, который по совокупности новых технологий, не имевших в то время летной сертификации, был не менее амбициозен. Риск в предложенном проекте был значительным, однако уверенность в успехе базировалась на высоком научном и техническом потенциале Корпорации и ее основной кооперации.

После весьма интенсивной 7-летней (1992–1999) работы первый КА из серии спутников связи — КА «Ямал-100» — был создан. В основу КА «Ямал» заложена единая унифицированная космическая платформа. В эти годы речь шла только о создании унифицированной платформы для КА связи, работающих на геостационарной орбите (ГСО), и принцип универсализации для других применений не рассматривался. Запуск КА «Ямал-100» на геостационарную орбиту осуществлен 6 сентября 1999 г. На него в начале 2000 г. выдан летный сертификат. Космический аппарат «Ямал-100» успешно функционирует на орбите уже около пяти лет.

В ноябре 2003 г. на базе этой же унифицированной платформы созданы и выведены на геостационарную орбиту два телекоммуникационных спутника более мощной версии — «Ямал-200».

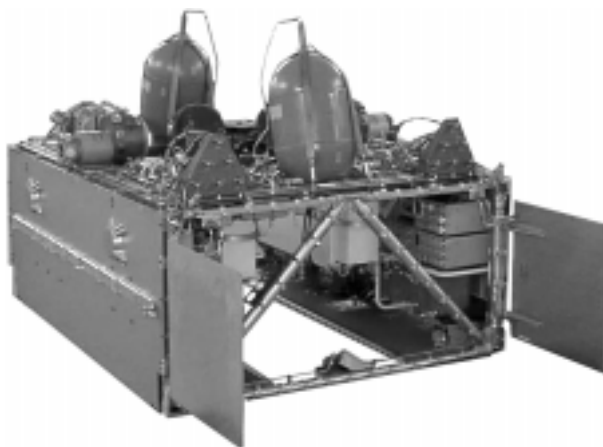
Успешная реализация проектов «Ямал-100» и «Ямал-200» и выполненные в РКК «Энергия» проработки по использованию базовой платформы с некоторыми трансформациями для других задач подтвердили эффективность принятого принципа модульного построения платформы (рис.1).



Рис.1. Модульный принцип построения космического аппарата на базе УКП «Виктория»

Результаты позволяют считать созданную платформу универсальной для различных направлений целевого использования,

и она получила название «Универсальная космическая платформа» (УКП) «Виктория» (рис. 2).



*Рис. 2. Отсек служебных систем УКП «Виктория»
с панелью двигательной установки*

Как уже отмечалось, в результате выполненных проработок получен опыт, подтверждающий большие возможности и адаптационный потенциал УКП. При этом, в отдельных случаях, требуются специальные решения по адаптации базовой платформы для различных направлений применения. Это происходит тогда, когда требования полезной нагрузки не полностью соответствуют располагаемым ресурсам по выводимой массе, выделяемой зоне для размещения КА в транспортном положении и располагаемым ресурсам платформы. Примером этому может служить астрофизический комплекс «Спектр-РГ», предназначенный для проведения исследований космического пространства в рентгеновском, гамма- и УФ-диапазонах электромагнитного излучения. Первоначально реализация данного научного проекта предполагалась на космической платформе «тяжелого класса» с выводением на целевую четырехсуточную высокоэллиптическую орбиту с высотой апогея 200 тыс. км. В целях создания космического комплекса в кратчайшие сроки (пуск в 2007 г.) и значительного снижения затрат, в 2002–2003 гг. РКК «Энергия» совместно с ИКИ РАН и по его инициативе был разработан

проект КА «Спектр-РГ» на базе УКП с выведением на РН среднего класса — эксплуатируемой «Союз-ФГ» или перспективной «Союз-2» — в сочетании с разгонным блоком «Фрегат».

Основным содержанием работ по проекту стала адаптация УКП под изготовленное международной кооперацией научное оборудование. В результате проведенных исследований были определены две конфигурации КА, обусловленные массой выводимого полезного груза для каждой из ракет-носителей (рис. 3).

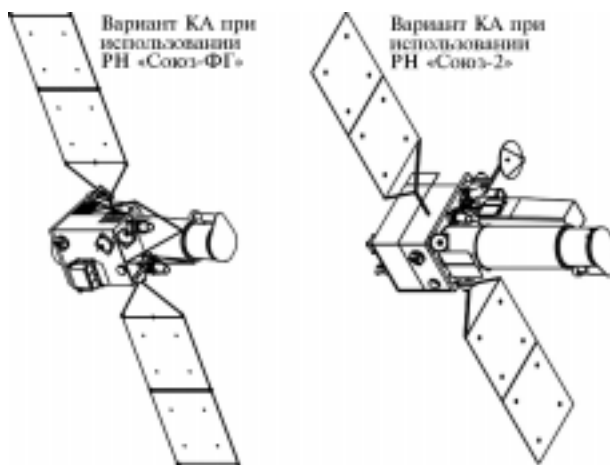


Рис. 3. Космический аппарат «Спектр-РГ» в рабочем положении

Для варианта выведения на РН «Союз-ФГ» КА «Спектр-РГ» представляет собой монообъемную конструкцию на основе отсека УКП малой размерности, позволяющую разместить основные системы комплекса научной аппаратуры (КНА) — рентгеновские телескопы Jet-X, Tauvex, детекторы MOXE, СПИН, СПИН-X. Характерным отличием данного аппарата стало разделение несущих панелей КА с установленным на них оборудованием по функциональному признаку, что позволяет проводить независимые испытания групп оборудования, а это значительно сокращает время наземной подготовки изделия.

В варианте выведения на РН «Союз-2» построение КА «Спектр-РГ» производится на основе двух отсеков УКП малой размерности, функционально разделенных на модуль служебных

систем и модуль полезной нагрузки. Зона под обтекателем позволяет разместить на КА весь предложенный состав комплекса научной аппаратуры.

В обоих вариантах исполнения КА «Спектр-РГ» применяются газовая двигательная установка и инерциальные исполнительные органы системы управления, решены задачи обеспечения высокоточного наведения оборудования комплекса научной аппаратуры и создания прецизионных конструкций.

Конечно, параметры обоих вариантов исполнения не позволяют формально отнести КА «Спектр-РГ» к классу малых. Естественный предел снижению массы КА ставят параметры КНА, по существу являющегося уникальной космической обсерваторией. Сегодня, по-видимому, реализация данного направления исследований с помощью МКА практически невозможна. Однако приведенный пример иллюстрирует возможности технологий УКП, которые позволили «пересадить» проект с КА и РН тяжелого класса на КА и РН среднего класса. Такой вариант реализации проекта «Спектр-РГ» предложен в Федеральную космическую программу (см. таблицу).

Характеристика	Вариант выведения	
	РН «Союз-ФГ» + РБ «Фрегат»	РН «Союз-2» + РБ «Фрегат»
Масса выводимого ракетой-носителем полезного груза, кг	1845	1980
Масса космического аппарата, кг	1700	2140
Масса комплекса научной аппаратуры, кг	940	1341
Мощность комплекса научной аппаратуры, Вт	до 460	до 1200
Точность наведения, угл. мин	1,5	1,5
Точность стабилизации, угл. с	40	40
Срок активного существования, лет	5	5

Применительно к малым космическим аппаратам проработаны несколько вариантов использования универсальной платформы. Один из основных вариантов заключается в следующем: в свободные внутренние объемы отсека служебных систем

устанавливается целевая аппаратура для решения той или другой задачи (без установки отсека полезного груза), образуя законченный облик космического аппарата малой размерности.

В ноябре 2003 г. руководством Росавиакосмоса было предложено РКК «Энергия» проработать возможность создания космического аппарата малой размерности для оперативного наблюдения земной поверхности.

Очевидно, что универсальная платформа оптимизирована для задач, которые были реализованы в проектах «Ямал-100» и «Ямал-200». И в проектах, которые отличны от требований спутника связи на геостационарной орбите, некоторые параметры, как например, величина выделяемой энергетики и выделяемая масса для полезной нагрузки, могут оказаться хуже, чем для специализированного КА той же размерности. Но для Заказчика в первую очередь могут быть важны другие критерии, а именно — полнота решения задачи, надежность, сроки создания и стоимость. Поэтому были оценены два варианта решения задачи при одинаковых требованиях со стороны полезной нагрузки.

В первом варианте предусматривалось максимальное использование технологий универсальной платформы, при этом изменения допускались только в том случае, если они были обязательны из-за специфики поставленной задачи. Во втором варианте рассматривался больший объем доработок с целью достижения технических характеристик, соответствующих параметрам специализированных КА данного класса.

В результате была показано, что в РКК «Энергия» поставленная задача может быть решена в любом варианте, однако во втором случае сроки создания и стоимость работ не были оптимальными и не соответствовали требованиям Заказчика, поскольку была необходима более глубокая модернизация базовой платформы. В частности, предлагалась высокая степень интеграции служебных систем и оборудования полезной нагрузки. Было показано, что бортовой комплекс управления должен проектироваться и разрабатываться не как функциональное объединение служебных бортовых систем, а как реально интегрированная физическая и информационная среда, в которой не выделены отдельные служебные системы. При этом предложения по новым разработкам приборов базировались на технологиях, практически имеющихся в РКК «Энергия» и в смежных организациях.

При рассмотрении разработанных материалов руководством Корпорации выбор был сделан в пользу первого варианта КА массой 750 кг, и он был предложен Заказчику. В то же время проработка по второму варианту (то есть возможность создания на базе универсальной платформы малых космических аппаратов размерностью около 300 кг) сохраняется как возможность для других перспективных проектов.

В соответствии с заключенным контрактом и с согласованным техническим заданием целью работы является создание космического аппарата оперативного наблюдения, его запуск и ввод в эксплуатацию в интересах обеспечения потребностей в космической информации с высоким пространственным разрешением для решения народнохозяйственных задач и коммерческого использования.

РКК «Энергия» определена головным разработчиком и изготовителем КА. Научное сопровождение проекта в целом осуществляет Федеральное государственное унитарное предприятие (ФГУП) ЦНИИМАШ.

Выпущены эскизный проект и техническая документация на КА, производится закупка комплектующих и подготовка производства.

Совместное рассмотрение общих видов КА и универсальной платформы показывает, что в данном случае задача была решена размещением всех элементов полезной нагрузки в отсеке служебных систем У КП. При этом в полной мере используется принцип модульного построения космического аппарата с сохранением заимствуемых элементов базовой платформы (рис. 4, 5).

В части служебных систем по отношению к базовой платформе приняты для реализации следующие доработки:

- замена электроракетной двигательной установки на жидкостную установку модульного исполнения;
- введение в систему управления движением и навигации аппаратуры спутниковой навигации и электромагнитных исполнительных органов для разгрузки маховиков;
- использование солнечных батарей повышенной жесткости, неподвижно установленных на корпусе КА;
- замена зарубежной аппаратуры служебного канала управления на аппаратуру отечественной разработки, что позволяет использовать существующие средства управления низкоорбитальными КА.

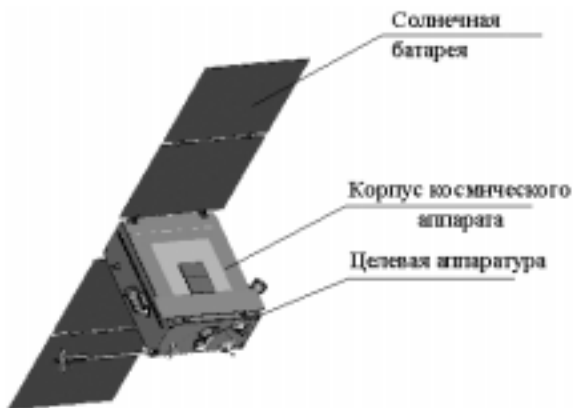


Рис. 4. Космический аппарат на базе У КП «Виктория»



Рис.5. Модульный принцип построения космического аппарата

В результате совместной работы по проекту обеспечено выполнение всех требований тактико-технического задания на КА.

КА размещается под обтекателем ракеты-носителя «Днепр» (рис. 6). Схема выведения обеспечивает доставку КА массой 750 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой около 510 км и наклоном около 97°. Время функционирования КА не менее пяти лет. Масса бортового целевого комплекса 116,5 кг. Мощность электропитания, выделяемая для полезной нагрузки, составляет 50 Вт среднесуточно и 490 Вт — максимальное значение.



Рис. 6. Размещение космического аппарата под обтекателем РН «Днепр»

Обеспечиваются все требования полезной нагрузки по динамике КА при проведении съемок:

ориентация КА	трехосная
точность определения ориентации	
на участке съемки, не хуже	± 30 угл. с
точность поддержания ориентации на	
участке съемки по каждой оси, не хуже	± 5 угл. мин
точность стабилизации угловой скорости	
на участке съемки, не хуже	0,001 град/с
точность определения параметров движения	
центра масс на участке съемки, не хуже:	
— по координатам	15 м
— по скорости	5 см/с
обеспечиваемые углы «прокачки» по крену	$\pm 40^\circ$

Предполагается получить при полосе захвата при съемке в надир с высоты рабочей орбиты ~ 20 км линейное разрешение на местности:

панхроматической съемочной системы $< 2,5$ м
 мультиспектральной съемочной системы < 10 м

В состав целевой аппаратуры входит также радиолиния передачи цифровой информации, ответственными за разработку которой являются Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП) и РКК «Энергия». Система работает в различных режимах сброса научной информации, при этом будет обеспечена максимальная скорость передачи информации до ~ 250 Мбит/с.

Второй конкретной задачей по созданию малых КА, которую Корпорация предлагает решить с использованием универсальной платформы «Виктория», является проект «Мониторинг космической погоды». Совместно со специалистами ИКИ РАН были выполнены проектные проработки по этой задаче, результаты которой положены в основу наших предложений в Федеральную космическую программу на 2006–2015 гг. (в рамках темы «Интербол-3»).

Предложенная задача очень актуальна, поскольку известно, что солнечная активность и связанные с ней явления в околоземном пространстве (например, магнитные бури) оказывают существенное влияние на системы связи и навигации, работоспособность космических аппаратов, на климат и состояние атмосферы.

Выбор ракеты-носителя «Днепр» для выведения, использование штатного обтекателя этой РН, под которым должен быть размещен разгонный блок и МКА, массовые характеристики и габаритные параметры комплекса научных приборов определили облик КА. Общий вид КА в транспортном положении представлен на рис. 7, в рабочем положении — на рис. 8.

В проекте планируется реализовать программу полета с проведением исследований около точки солнечно-земной либрации L_1 и на околоземной высокоэллиптической орбите, при этом масса научных приборов составит примерно 100 кг. Время полета — не менее 5 лет.

Проект также базируется на универсальной платформе «Виктория», при этом основная часть конструкций заимствуется с КА оперативного наблюдения.



Рис. 7. Космический аппарат в транспортном положении

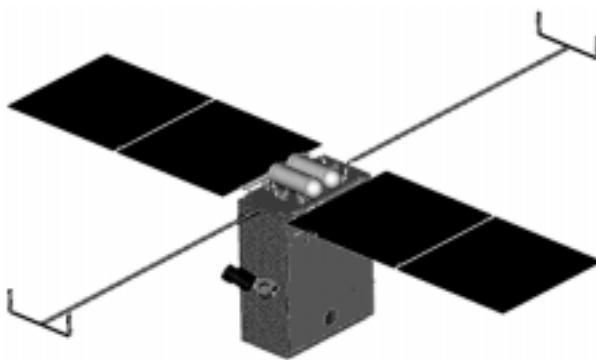


Рис. 8. Космический аппарат в рабочем положении

В инициативном порядке были проработаны и другие проекты малых КА с несколькими полезными нагрузками на базе универсальной космической платформы «Виктория» и уже на начальном этапе взаимодействия участников проекта будут

строиться на основе точных представлений об облике МКА, составе работ и сроках их выполнения, надежности и стоимости.

Особенностью этих работ является привлечение к ним в качестве основных исполнителей молодых специалистов. В наибольшей степени такая организация работ планируется при создании сверхмалых КА массой до 10–15 кг. К этим работам РКК «Энергия» только приступает, но очевидно, что такие МКА в перспективе могут взять на себя исполнение многих задач, решаемых прикладными и исследовательскими КА традиционной размерности. И, хотя наиболее полной реализации возможностей сверхмалых МКА можно ожидать в период 2010–2020 гг., уже сегодня следует создавать технологический задел для решения этой задачи, тем более что новые технологии могут быть отработаны, и получить летную сертификацию на международной космической станции и при автономных полетах кораблей «Союз» и «Прогресс». Корпорация направила предложения о включении этих работ в Федеральную космическую программу на 2006–2015 гг.

При этом очевидно, что необходимый объем исследований и разработок по сверхмалым КА будет выполняться за счет не только бюджетного, но и внебюджетного финансирования, и этими средствами следует умело распорядиться. Понятно, что по параметру стоимости структура Корпорации не оптимальна для проведения подобных работ, поскольку ориентирована на решение комплексных задач больших масштабов. Поэтому рассматриваются различные формы организации работ, которые будут эффективны в данном случае. В частности, мы предполагаем организовать сотрудничество молодых специалистов нескольких организаций в составе, который позволит охватить все стороны проблемы, — постановка задачи, новые технологии, полезные нагрузки, служебные системы.

Результаты этих работ планируется доложить на следующей конференции по малым спутникам.

УДК 629.78

ПРОЕКТ «ВУЛКАН»: ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

К.А. Боярчук

Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн РАН (ИЗМИРАН), Троицк Московской области

Первый искусственный спутник Земли был микроспутником по современным стандартам массой всего 80 кг. Дальнейшее развитие космической деятельности привело к созданию крупных космических аппаратов (КА) — целых космических лабораторий с массой до нескольких тонн. Следует отметить, что на первом этапе развития космонавтики в нашей стране вопросам миниатюризации космических аппаратов уделялось меньше внимания, чем за рубежом (в частности США). Такое положение в значительной степени объяснялось тем, что, во-первых, мы располагали ракетоносителями (РН) со значительно большей грузоподъемностью, чем у зарубежных средств выведения, и масса КА не выступала как ограничивающий параметр; во-вторых, уже тогда сказывалось отставание отечественной микроэлектроники для создания бортовых систем, что в целом вело к увеличению массы и габаритов КА. С другой стороны, в первые годы освоения космоса из-за дороговизны экспериментов каждый КА стремились сделать летающей лабораторией, что, естественно, приводило к увеличению полезной нагрузки. А стремление к увеличению срока активного существования и повышению надежности путем резервирования элементов также приводило к увеличению полной массы КА.

В связи с развитием элементной и технологической баз для создания реальных космических аппаратов в 90-х гг. появилась возможность создания новых концепций использования многоспутниковых систем. Основное достоинство малого КА — это ценовая привлекательность, которая дополняется реальной возможностью быстро продать или сдать их в аренду. Низкая цена малого КА позволяет также формировать целые спутниковые системы, которые могут осуществлять непрерывный мониторинг земной поверхности, а также решать вопросы телекоммуникации

и т. п. Глобальные изменения в мировой космонавтике приводят к тому, что все больше стран вступает в «космический клуб» для решения не только вопросов престижа, но и конкретных задач. Наступает эра прагматичного космоса — создание экономических средств, которые должны приносить экономический эффект и в сжатые сроки. Эта тенденция в ближайшее время приведет к тому, что членами клуба будут отдельные крупные компании, обладающие своим собственным космическим сегментом для решения конкретных внутренних задач.

Глобальные по своему применению космические технологии уже вышли из экспериментальной стадии и нашли широкое коммерческое применение. Следует отметить, что наиболее доходными сферами деятельности российской космонавтики на ближайшее десятилетие являются: развитие спутниковой связи и навигации (особенно для удаленных районов и транспорта), космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) (картографирование, исследование природных ресурсов, метеообеспечение, экологический мониторинг, природопользование, предупреждение о природных и техногенных катастрофах). Анализ тенденций развития космических технологий показывает, что одним из наиболее перспективных путей их совершенствования является создание и применение малых аппаратов и систем на их основе [1].

В настоящее время жесткая конкуренция космических товаров и услуг на мировом рынке заставляет его участников предоставлять свои возможности в кратчайшие сроки, качественно и по низким ценам без снижения целевой эффективности космических систем. Основным препятствием при продвижении на рынке являются высокая стоимость и продолжительность создания КА, средств выведения, а также высокая стоимость запусков и длительное время их подготовки. Одним из вариантов удешевления запусков, по мнению отечественных и зарубежных специалистов, является радикальное уменьшение массы КА.

Достижения последних 10 лет в области микроэлектроники и микроэлектромеханики позволили создавать малые КА, ни в чем не уступающие большим по целевым характеристикам. Общепринятой классификации спутников в соответствии с их массой пока не сложилось. Тем не менее, обобщив данные отечественных и зарубежных публикаций, можно представить следующую классификацию (в кг) [2]:

пикоспутники	0,1–1
наноспутники	1–10
микроспутники	10–100
мини-спутники	100–500
малые спутники	500–1000
средние спутники	1000–1500
большие спутники	> 1500

Как показывает анализ доступной информации, количество реализованных малых КА за период с 1981 по 2001 г. составило 540 аппаратов. Анализ тенденций в рамках развития малой космической техники показывает, что в ближайшей перспективе особое место в космических программах займут микро- и наноспутники (рис. 1).

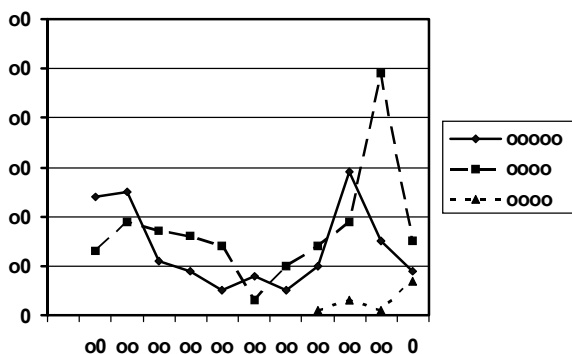


Рис. 1. Успешные запуски малых КА в мире за период 1990–2001 гг.

Рынок космических услуг быстро расширяется в связи с возрастающей потребностью в информации, необходимой для принятия решения в различных сферах хозяйственной деятельности, у государственных и частных учреждений. Например, согласно исследованию маркетинговой компании «Frost & Sullivan», проведенному в 1998 г. «World Commercial Remote Sensing Markets»¹, всемирный коммерческий рынок космической информации непрерывно повышает годовые доходы (рис. 2). Годовые доходы

¹ Более полную информацию о рынках можно получить на сервере <http://www.frost.com>, но стоит отчет приблизительно 3,5 тыс. дол.

только от продажи данных с аппаратов космического базирования, как ожидается, увеличатся при составном ежегодном темпе роста в 28,6 % из суммарного 120 млн дол. в 1997 г. до 698 млн дол. в 2004 г. Рынок в течение 1998 г. составил 139,3 млн дол.

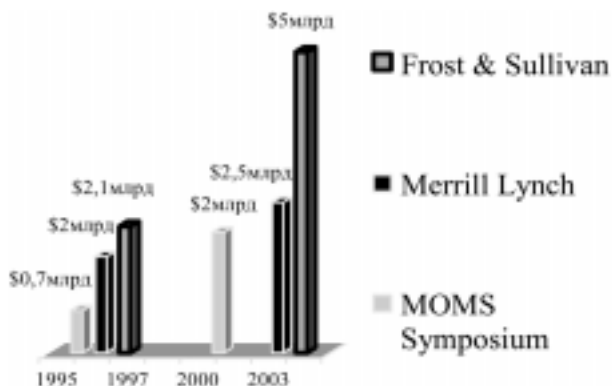


Рис. 2. Динамика рынка космической информации по данным независимых маркетинговых исследований

Однако реальная область использования космической информации на рынке составляет на сегодня лишь малую часть потенциальной. Коммерческое дистанционное зондирование Земли является перспективным и быстро развивающимся бизнесом. По прогнозам представителей компании SPOT Image (Système Probatoire d'Observation de la Terre), в ближайшие годы 65 % мирового рынка будет заполнено снимками с разрешением 1 м и выше, при этом выручка от продажи снимков увеличится с 85 млн дол. в 1999 г. до 1,5 млрд дол. в 2006 г. [3]. Необходимо отметить, что снимки SPOT на сегодня — самые продаваемые в мире. Этому способствуют и высокое качество этих данных, и четкость работы персонала фирмы SPOT Image, широкая сеть дистрибьюторов, и, конечно, доступность каталогов, основной доход компания получает от экспорта продукции, как это видно из диаграммы распределения ее продаж по географическим регионам (рис. 3).

Процесс коммерциализации программ дистанционного зондирования Земли из космоса становится сейчас все более и более массовым. Первыми признав несколько лет назад возможность

существования коммерческой компоненты ДЗ в космосе, США дали возможность реализоваться новым схемам взаимодействия индустрии, финансового и информационного рынков: обеспечение эксплуатации системы Landsat² и обработка данных, начиная с 1984 г., были переданы коммерческой компании Eosat³ (ныне Space Imaging Corp.⁴), которая обрабатывает, архивирует и распространяет данные на коммерческой основе (рис. 4).

Однако весьма высокая стоимость традиционных тяжелых КА типа Landsat, SPOT и «Ресурс-ДК» и др. не позволяет осуществить развертывание необходимых спутниковых группировок, и, кроме того, они вряд ли смогут обеспечить быструю реакцию на запросы пользователей. Наиболее реальный выход из создавшегося положения виден в переходе от тяжелых КА к системам на основе малых КА.

В области телекоммуникаций (рис. 5) перспективными массовыми пользователями могут быть, во-первых, жители, нуждающиеся в связи в полярных широтах и в регионах с низкой плотностью населения. К таким регионам относятся большинство развивающихся стран или около 60% населения планеты. Во-вторых, это подвижные абоненты. Например, в целом мировая потребность в услуге по определению местоположения и передаче данных с транспортных средств с помощью низкоорбитальных систем связи на базе малых КА характеризуется следующими показателями (в млн шт.) [3]:

грузовики	1,8
трейлеры	3,9
морские суда	0,5
малые плавсредства	20,0
поиск угнанных автомобилей	160,0

Коммерциализация всех аспектов разработки, изготовления космических систем и обработки полученной информации с каждым годом усиливается. Ряд зарубежных компаний, например, Alcatel Space, SSTL, Ltd., OHB-Systems, Orbital Science Corp., Israel Aircraft Industries, TRW, Spectrum Astro в течение нескольких лет занимаются созданием мини- и микроспутников.

² Более подробную информацию о данных Landsat можно найти на сервере <http://Landsat.gsfc.nasa.gov>.

³ Earth Observation Satellite Company.

⁴ <http://www.spaceimaging.com>.

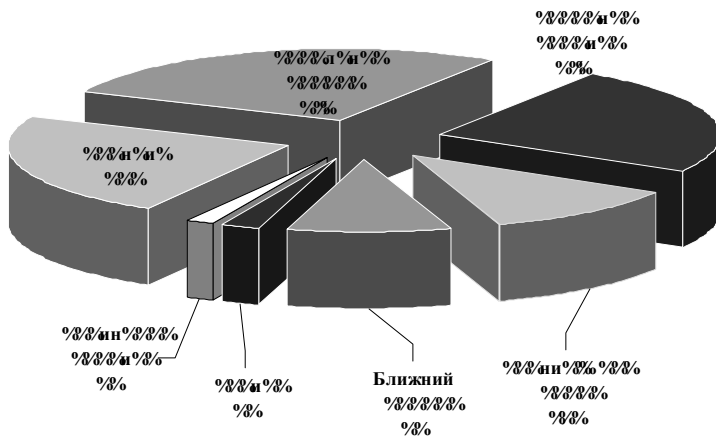


Рис. 3. Основные потребители компании SPOT Image, специализирующейся на экспорте продукции

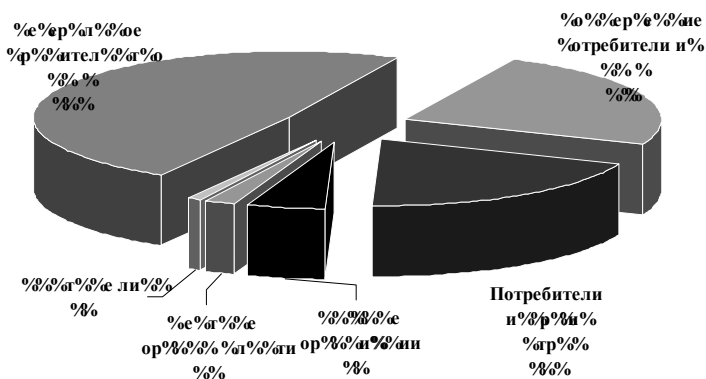


Рис. 4. Потенциальные потребители космической информации по данным компании Eosat (Space Imaging Corp.)

Во-первых, следует отметить компанию SSTL, Ltd. (Surrey Satellite Technology, Ltd.) (Великобритания, г. Гилфорд), которая работает в этой области уже 20 лет и обеспечивает полный технологический цикл. Сейчас компания продвигает свою разработку — космическую систему из пяти спутников для экологического мониторинга Disaster Monitoring Constellation.

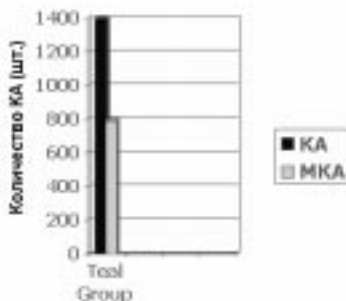


Рис. 5. Особое место в своей экономической значимости на мировом рынке занимают телекоммуникационные космические системы. Этот сегмент рынка по финансовому объему является в настоящее время доминирующим и характеризуется значением ~75 млрд дол., что составляет 75 % всего объема мирового космического рынка. По прогнозам компании Teal Group Corp., на ближайшие 10 лет планируются к запуску ~2150 КА, где 65 % — спутники связи, из них 57 % малых космических аппаратов — МКА

Система космического мониторинга стихийных бедствий создается совместно космическими ведомствами Великобритании, Алжира, Таиланда, Вьетнама, Китая, Нигерии и Турции. Во-вторых, следует отметить германскую компанию ОНВ-System GmbH (г. Бремен), которую военное ведомство страны выбрало для создания национальной космической системы видовой разведки. Основными отличительными чертами этих фирм являются низкие накладные расходы и использование новейших технологий, что достигается системным подходом: части, которые надо обрабатывать механически, делают по заказам; элементы и подсистемы поставляют соисполнители. Только сам проект разрабатывается фирмой. Причем, во многих разработках управлять системой может сам потребитель, используя Интернет. Эти

зарубежные проекты позволяют выявить основные тенденции в развитии аналогичных перспективных систем ведущих стран мира:

- переход от тяжелых платформ к аппаратам малого класса без снижения технических характеристик аппаратуры благодаря применению новых технологий;
- формирование многоспутниковых орбитальных группировок малых аппаратов в целях повышения частоты просмотра, а также надежности и живучести системы.

В настоящее время ведущими космическими странами в рамках прогнозно-целевых и проектно-прогнозных исследований активно прорабатываются концепции создания «кластерных» космических систем (созвездий) на базе микро- и наноспутников с распределенными функциями. Основными экономическими преимуществами космических систем с использованием малых КА являются:

- низкая стоимость разработки и создания;
- короткие сроки;
- возможность серийного производства;
- высокая готовность к модернизации проекта;
- невысокий стоимостной риск реализации проекта.

Все это позволяет создавать высокотехнологические дешевые быстрореализуемые и легко модернизируемые проекты космических систем, максимально учитывающие требования потенциальных потребителей (заказчиков). Низкие стоимость и риск реализации данных проектов делают их весьма привлекательными для заказчиков из развивающихся стран.

В Федеральной космической программе (ФПК) России на 2001–2005 гг., утвержденной Постановлением Правительства Российской Федерации № 288 от 30 марта 2000 г., создание малых КА и особенно научно-технического и технологического задела для них отнесено к приоритетным работам и представлено как целевое направление на предстоящую перспективу. Ожидается, что более широкое развитие и применение малых КА будет возможным в ФПК на период до 2010 г. на основе создаваемого задела.

В области развития средств связи планируется развитие работ «Гонец-М» (ранее в рамках ФКП на период до 2000 г. был

реализован лишь один космический комплекс низкоорбитальной системы спутниковой связи «Гонец» (КА «Гонец-Д1» № 1–6). В период 2001–2005 гг. было запланировано создание персональной системы спутниковой связи с использованием малогабаритных терминалов. Дальнейшее развитие системы на период до 2010 г. предусмотрено в проекте «Сигнал» — создание космического комплекса низкоорбитальной системы спутниковой связи: обеспечение глобальной телефонной связи, передачи данных, определение местоположения объектов [4].

В области дистанционного зондирования Земли основным считается проект «Система» — система малых и микроспутников (800, 300 и 100 кг) для высокооперативных наблюдений, решения задач природопользования, экологического мониторинга и метеорологии. Срок реализации этого проекта отнесен на 2010 г. Основные решаемые задачи [5]:

- рациональное природопользование;
- экологический мониторинг;
- тематическое картографирование;
- информационное обеспечение земельных реформ, инвентаризация земель, контроль землепользования;
- прогноз погоды, региональная метеорология.

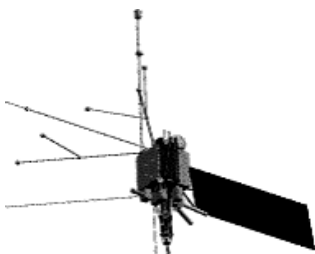
Однако в России, при наличии крупных государственных космических фирм и огромного опыта, нет специализированных организаций, подобных SSTL, Ltd. и OHB-Systems, способных реализовать подобные проекты на коммерческой основе. Существуют только отдельные разработки и проекты, реализуемые научными институтами и КБ.

Исключением является единственная программа по созданию многоспутниковой системы для прогноза и мониторинга природных и техногенных катастроф (тайфунов, ураганов, извержений вулканов и др.), выполняемая под научным руководством Института земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн Российской академии наук. Данная система создается в рамках Федеральной космической программы России на 2001–2005 гг. Заказчик — Российское авиационно-космическое агентство (в настоящее время Федеральное космическое агентство); головной исполнитель — НИИ Электромеханики НИИЭМ (г. Истра, Московская обл.), соисполнители — ИЗМИРАН и Государственный ракетный центр ГРЦ «КБ им. академика

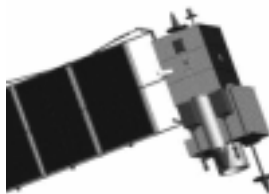
В.П. Макеева» (г. Миасс). Система строится на принципах использования прогрессивных научных методов. В перспективе подобные системы могут объединять все черты вышеописанных проектов и позволяют осуществлять:

- глобальное наблюдение за поверхностью Земли, проведение сбора, обработки и анализа информации о предвестниках и последствиях природных и техногенных катастроф в интересах составления краткосрочных, среднесрочных и долгосрочных прогнозов, своевременное доведение информации до служб Государственного и коммерческого потребителя;
- спутниковую связь, которая зачастую является единственным возможным видом связи в случае предоставления услуг в труднодоступных и удаленных регионах; спутниковая система обеспечивает возможность передачи одной и той же информации неограниченному кругу пользователей без дополнительных затрат на трансляцию сигнала; в ряде случаев услуги спутниковых операторов по обеспечению широкополосной связи между сотами, между Интернет-провайдерами и между филиалами компании оказываются более привлекательными даже в пределах одного населенного пункта;
- оперативную информацию для медицинских нужд — так называемая «Телемедицина» — обеспечение доступности медицинской помощи населению в первую очередь на районном и областном уровне, в том числе в отдаленных и малонаселенных районах, в экстремальных условиях, чрезвычайных обстоятельствах при гарантированном соблюдении основных прав граждан.

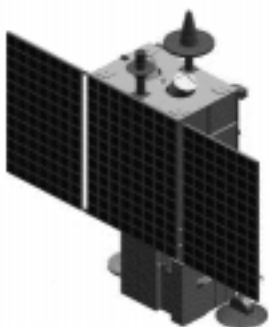
НИИЭМ в кооперации с ИЗМИРАН и ЦНИИМАШ разработал на базе универсальной космической платформы «Вулкан» серию малых КА для дистанционного зондирования Земли (рис. 6): МКА «Вулкан» — базовый аппарат системы с научной аппаратурой для исследования ионосферы, МКА «Вулкан-Астрогол» — аппарат с гиперспектральной аппаратурой на борту, МКА «Вулкан-Э» — аппарат для съемки поверхности с высоким разрешением и МКА «Канопус-Вулкан» — для исследования морской поверхности в различных диапазонах длин волн электромагнитного излучения [6].



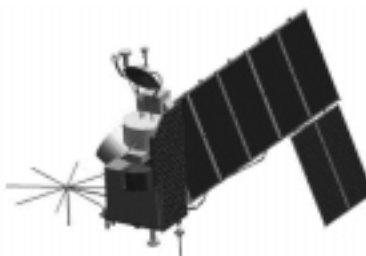
«Вулкан»



«Вулкан-Астрогон»



«Вулкан-Э»



«Канопус-Вулкан»

Рис. 6.

Реализация достоинств этих МКА невозможна без создания соответствующих недорогих и высоконадежных средств их выведения, а также космической инфраструктуры управления КА и технологий получения информации. Запуск малых КА на орбиты реализуется, как правило, тремя основными вариантами (табл. 1):

- одиночный, т. е. целевой запуск одного КА легким носителем;
- групповой — на одном носителе выводятся более двух КА;
- КА выводится в качестве дополнительной нагрузки к основному полезному грузу одним носителем.

Таблица 1

Статистика запусков всех типов МКА в мире с 1996 по 2001 г. [7]

Годы	Одиночные пуски (шт. МКА)	Групповые пуски (шт. МКА) ⁵	Дополнитель- ная нагрузка (шт. МКА)	Всего
1996	4	8	5	17
1997	7	64	2	73
1998	4	70	4	78
1999	5	58	6	69
2000	6	25	6	37
2001	5	4	2	11
Итого:	31	229	25	285

Для запуска МКА в этот период было задействовано почти 25 типов РН разных классов производства разных стран. Следует также отметить, что более 80% МКА запускались на коммерческой основе. В целом анализ рынка МКА показывает, что малые КА значительно расширяют диапазон возможностей по решению различных задач, снизив порог финансовой доступности космических исследований.

Зарубежные аналитики связывают рост числа запускаемых микро- и наноспутников с появлением на рынке новых относительно недорогих РН. В частности, такой подъем наблюдался в момент начала эксплуатации РН «Минотавр» ВВС США, российских конверсионных РН «Штиль» и «Старт-1», украинско-российской РН «Днепр». По мнению экспертов, указанная взаимосвязь является критически важной для участников рынка малых КА. Так, например, Британская компания Surrey Satellite Technology, Ltd. (SSTL) заключила контракт в 2002 г. с АО «Пусковые услуги» (Россия) на запуск до восьми микроспутников ракетами-носителями типа «Космос-3М». Семь из них являются элементами международной орбитальной группировки, призванной осуществлять контроль за стихийными бедствиями.

В числе первоочередных шагов по созданию системы «Вулкан» — пилотный проект «Компас-2», предусматривающий создание и запуск космического аппарата (проект ИЗМИРАН

⁵ Резкое увеличение количества МКА в групповых запусках в 1997–1999 гг. связано с разворачиванием в этот период таких систем связи, как Orbcomm, Iridium и Globalstar.

совместно с ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева») (рис. 7), на котором будут испытаны и отработаны все основные элементы космической системы. В процессе этого пилотного проекта будут испытаны:

- научная и служебная аппаратура, режим работы и диапазоны измеряемых параметров;
- методика выделения предвестников событий и мониторинга последствий;
- методика сбора и обработки информации в режиме текущего времени.

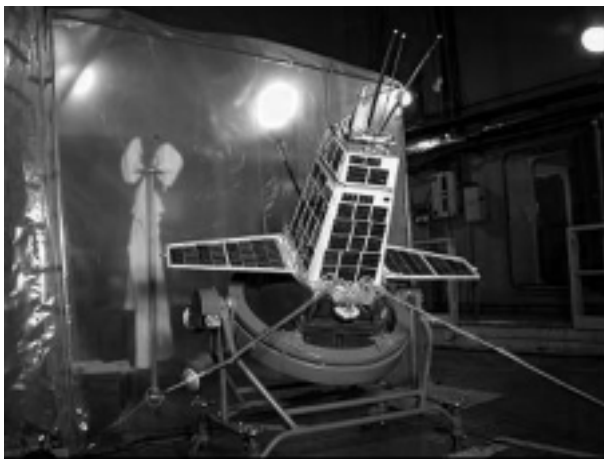


Рис. 7. Пилотный проект «Компас-2» (МК «Компас») был разработан ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева» совместно с ИЗМИРАН. Первый запуск был осуществлен в декабре 2001 г., следующий намечен на 2005 г.

Состав КА «Компас»

КА «Компас» представляет собой космическую платформу, в состав которой входит набор служебных систем, с размещаемой на ее борту научной аппаратурой. Для отработки планируются два спутника с различным составом научной аппаратуры: один комплект (табл. 2) — для измерения электромагнитных характеристик, второй — для мультиспектрального зондирования поверхности Земли в видимом или ИК-диапазонах.

Таблица 2

*Состав научной аппаратуры (НА) и измеряемые параметры
1-го комплекта*

Научная аппаратура	Измеряемые параметры
GPS-приемник —навигационная аппаратура, ГИД-12Т Двухчастотный передатчик RBE-150/400 «Маяк»	Полное электронное содержание радиозатменным методом (радиотомография ионосферы)
Радиочастотный анализатор RFA	Спектр колебаний электромагнитного поля в диапазоне частот 100 кГц — 20 МГц
ОНЧ/КНЧ-волновой комплекс	Волновая форма электромагнитных колебаний по электрическим и магнитным компонентам в диапазоне частот 0,1 Гц — 5 кГц, а также спектральная плотность электромагнитных колебаний в диапазоне частот 1 Гц — 15 кГц

В одном из вариантов формирования космической системы для мониторинга природных и техногенных катастроф предусмотрен одновременный запуск двух космических аппаратов одним носителем (рис.8). Данный проект не имеет себе равных по стоимостным характеристикам. Для этого используются баллистические ракеты подводной лодки (БРПЛ). Переоборудование БРПЛ РСМ-54 (рис. 8) в так называемую РН «Штиль» осуществляется с минимальными добавками на технической позиции. Запуск РН «Штиль» производится со штатной подводной лодки. Полезная нагрузка размещается в специальной капсуле, которая обеспечивает защиту полезной нагрузки от внешних воздействий. Так, например, 7 июля 1998 г. из акватории Баренцева моря был осуществлен пуск РН «Штиль» с двумя германскими спутниками — TUBSAT-N и TUBSAT-N1 с атомной подводной лодки Северного флота из подводного положения [8].

Считается, что в перспективе за рубежом к широкой эксплуатации серийных микро-, нано- и пикоспутников приступят гражданские организации и ведомства из различных секторов экономики. Расширению рынка этих КА будут также способствовать программы национальных космических агентств различных государств. Повышенное внимание к созданию спутниковых систем

на основе малых КА и развитию микротехнологий проявляют развивающиеся страны. Наиболее полной реализации возможностей КА малых форм можно ожидать в период 2010–2020 гг.

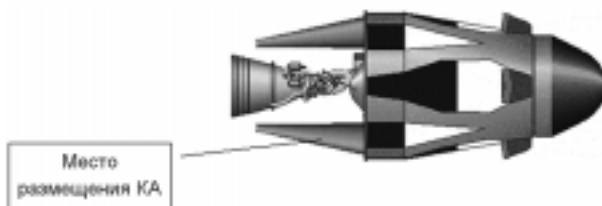


Рис. 8. Переоборудование головной части БРПЛ РСМ-54 в РН «Штиль». В более дорогой модификации РН «Штиль-2» полезная нагрузка размещается в специально разработанном отсеке на переднем шпангоуте под аэродинамическим обтекателем

Точную величину рыночного спроса на малые КА дать затруднительно, однако можно считать, что при стоимости типового МКА ~10 млн дол. и потребности в ~1200 МКА величина спроса в ближайшие десять лет может превысить 10–12 млрд дол. При этом можно предполагать, что [9]:

- КА будут развиваться по двум направлениям: сверхтяжелые КА и КА малых форм;
- появление КА малых форм существенно «оживит» рынок легких средств выведения;
- развитие КА малых форм стимулирует развитие и совершенствование принципиально новых технологий, например, молекулярной и атомной нанотехнологии;
- один из перспективных рынков — развивающиеся страны, некоторые из которых уже создали национальные космические агентства;
- наиболее полной реализации возможностей микро-КА можно ожидать в период 2010–2020 гг.

Учитывая обширность российских территорий, эти возможности космических систем могут обеспечить необходимыми услугами государство и крупные корпорации в местах их присутствия. Реализация этой программы также даст возможность развития целой космической отрасли, специализирующейся на

создании как отдельных микроспутников различного предназначения, так и космических систем.

Настоящая работа выполнена в рамках Федеральной космической программы РФ; основными информационными материалами являлись исследования автора, открытая коммерческая информация маркетинговых агентств и материалы III Международной конференции-выставки «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке», проходившей в г. Королеве, Московской обл., 27–31 мая 2002 г.

Литература

1. *Анфимов Н.А.* Тенденции развития космической техники на современном этапе // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» . 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 5–10.
2. *Лукьященко В.И., Саульский В.К., Шучев В.А., Смирнов В.В.* Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» . 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 332–348.
3. *Бобылев В.В., Кузьминов В.К., Кучеров С.А., Хегай В.М.* Перспективы развития МКА с учетом потребностей рынка // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» . 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 362–368.
4. *Алавердов В.В., Бодин Б.В., Головкин А.В., Голубев Г.Д., Лукьященко В.И., Мальченко А.Н.* Место МКА в решении задач Федеральной космической программы России // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» . 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 16–27.
5. *Макриденко Л.А., Викторов А.С., Волков С.Н., Лукьященко В.И., Успенский Г.Н., Саульский В.К., Асташкин А.А.* Существующие и перспективные разработки в области малых спутников ДЗЗ // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке».

- 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 47–51.
6. *Boyarchuk K.A., Dokukin V.S., Oraevsky V.N., Salikhov R.S., Vladimirov A.V., Sennik N.A., Danilkin V.A., Sleta A.V.* Small Satellites Constellation for Monitoring of Natural and Man-made Disasters // Proc. Intern. Conf. on Recent Advances in Space Technologies RAST. Istanbul, Turkey. Nov. 20–22, 2003.
 7. *Бобылев В.В., Кузьминов В.К., Кучеров С.А., Соловьева А.П.* Анализ основных особенностей рынка малых КА // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» . 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 349–361.
 8. *Сытый Г.Г., Козлов С.В., Усолкин Ю.Ю., Таращук Н.В.* Создание ракетно-космических комплексов – новое направление разработок // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» . 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 420–426.
 9. *Багно В.И., Разумовский Ю.К., Зайцев И.В.* Анализ современных тенденций и направлений развития малых космических аппаратов за рубежом // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» . 27–31 мая 2002. г. Королев, Моск. обл. ЦНИИМАШ, 2002. Кн. 1. С. 381–387.

УДК 629.785

МАЛАЯ АВТОНОМНАЯ МАРСИАНСКАЯ СТАНЦИЯ

*О.Н. Андреев, В.Ю. Горетов, В.М. Готлиб, В.М. Козлов, В.Н. Каредин,
В.М. Линкин, А.Н. Липатов, А.К. Тоньшев, А.Ф. Шлык*

Институт космических исследований РАН, Москва

1. Цель создания малой автономной марсианской станции (ММС)

Целью создания комплекса полезной нагрузки малой марсианской станции является решение научных задач при исследовании Марса: метеорологические исследования атмосферы и другие исследования Марса. Осуществив посадку 4-5 таких станций на поверхность Марса в разные зоны, можно создать долгоживущую сеть. Такая сеть, функционирующая в течение года на поверхности Марса, позволит более детально изучить сезонные и дневные вариации приповерхностного слоя атмосферы Марса.

Основные задачи ММС

Комплекс полезной нагрузки малой станции предназначен для выполнения следующих задач:

Служебных

- управление работой бортовой аппаратуры в соответствии с программами, находящимися в памяти блока управления; в процессе выполнения миссии программы могут корректироваться и дополняться по командам с Земли;
- прием с Земли и дешифрация командно-программной информации;
- сбор телеметрической информации, ее хранение, формирование телеметрических кадров и передача телеметрической информации (ТМИ) на орбитальный аппарат, а затем — на Землю;
- диагностика и парирование нештатных ситуаций, согласно заложенным в память блока управления (БУ) алгоритмам.

Научных

- получение изображения поверхности Марса, измерение профиля давления и температуры во время посадки станции на Марс;
- получение панорамного стереоскопического изображения окружающей местности в точке посадки;
- получение абсолютных значений температуры, давления, влажности и их вариаций в приповерхностном слое атмосферы Марса в месте посадки;
- измерение плотности грунта и температуры верхнего слоя грунта;
- измерение концентрации аэрозоля и паров воды и их вариаций в нижнем слое атмосферы Марса.

2. Комплекс полезной нагрузки малой марсианской станции***2.1. Состав и характеристики ММС******2.1.1. Состав и массогабаритные характеристики ММС***

Комплекс полезной нагрузки ММС включает следующие функциональные элементы:

- Центральный блок электроники (ЦБЭ).
- Метеокомплекс (МК).
- Панорамная камера (ПК).
- Десантный блок (ДБ).
- Антенна.
- Выдвижные штанги (ВШ).
- Поверхностный зонд (ПЗ).

Центральный блок электроники представляет собой единый корпус, в котором располагаются основные системы ММС. К корпусу крепятся две штанги (метеорологическая штанга и поверхностный зонд). На верхней поверхности блока ЦБЭ размещается фотоэлектрическая панель. Только десантный блок жестко не связан с этой конструкцией, и его расположение зависит от реальной окончательной конструкции ММС. Связь ДБ с основной конструкцией осуществляется по кабелю.

В таблице приведены расчетные массовые и габаритные характеристики ММС.

Общие характеристики ММС

Наименование	Габариты, мм	Масса, г
ЦБЭ		
Процессор	80×70×25	80
Радиосистема (без антенны)	80×70×30	100
Система автоматики	—	20
Система электропитания (СЭП)		
радиоизотопный		
электрогенератор (РИТЭГ)	∅80×120	400
фотоэлектрическая батарея (ФБ)	—	100
аккумуляторная батарея ВИП	60×60×60	240
Пиротехническая система	—	20
Акселерометр-сейсмометр	40×40×80	150
Электроника датчиков	80×70×35	80
Конструкция блока + крепеж	150×150×140	380
Внутренние кабели + разъемы	—	60
Метеокомплекс		
Три датчика температуры	∅10×80	10
Датчик давления	∅50×30	40
Датчик влажности	100×60×40	90
Датчик скорости ветра	∅75×35	70
Конструкция + крепеж	∅20×90	100
Кабели	—	60
Панорамная камера	∅30×120	100
Десантный блок		
Десантная камера	∅25×60	50
Датчик температуры	∅10×35	5
Заборная труба для датчика давления	∅5×860	15
Конструкция	∅25×70	30
Кабели + разъем	—	40
Антенна+ крепеж	∅150×30	80
Выдвижная штанга	∅25×800	150
Поверхностный зонд		
Датчик температуры	∅5×60	15
Датчик влажности	10×35×20	30
Конструкция (штанга)	∅15×300	40
Кабель + разъем	350×4	20
Резерв		45
ИТОГО		2680

2.1.2. Структурная схема ММС

Общая структурная схема приведена на рис. 1.

2.1.3. Программа работы ММС на Марсе

2.1.3.1. Организация управления ММС

В основу организации работы ММС положены следующие основные принципы круглосуточной работы на поверхности Марса:

- максимальная автономность миссии;
- функциональная избыточность алгоритмов управления;
- иерархический принцип построения управления;
- минимизация команд управления с Земли.

Для управления ММС целесообразно использовать три метода:

- программный метод, основанный на анализе наземными службами ТМ: при этом с Земли передается программа работы ММС в виде последовательности операций на один день;
- программно-автономный метод работы по заданной программе в течение нескольких дней; работа осуществляется по собственной автономной логике и с помощью заданной программы;
- автономный метод, основанный на автономной логике ММС; этот метод целесообразно использовать для основного времени работы.

Для реализации любого из этих методов система ММС должна обеспечивать привязку текущего времени циклограммы к суточному времени.

В процессе всего времени существования ММС система управления реализует хранящиеся в ее памяти алгоритмы управления в соответствии с заложенной циклограммой, которая задает время и режим работы систем: электро- и пироавтоматики, радиосистемы, системы электропитания, научных приборов. Эти алгоритмы разрабатываются с учетом возможностей программы работы ММС на поверхности Марса.

2.1.3.2. Организация радиосвязи орбитального аппарата (ОА) с ММС

Радиосвязь с ММС осуществляется при наличии зон прямой радиовидимости между ММС и ОА. Радиосистема ММС прини-

мает запросный сигнал, посылаемый с ОА, дешифрирует запрашиваемую скорость передачи информации и приступает к передаче ТМ-информации на ОА, параллельно принимая с ОА командную информацию. Затем ОА ретранслирует полученную ТМ-информацию на Землю.

Синхронность или несинхронность орбиты ОА определяет переменность периода и длительности зон радиовидимости. После уточнения орбиты можно будет определить время видимости и оценить объем передаваемой информации.

Из-за неопределенности времени связи на ММС приемник будет функционировать в циклическом режиме, как это было сделано на малой автономной станции (МАС) проекта «Марс-96». В силу того, что основной режим работы ММС на поверхности автоматический, то требования к посылке команд с Земли не жесткие: в основном они будут использованы в случае необходимости изменения циклограммы работы какого-нибудь прибора или группы приборов, после обработки научной группой первых результатов. Процедура управления будет представлять следующие действия.

За некоторое время до очередного сеанса связи Земли с ОА в группу планирования сеанса связи подается согласованный новый план работ ММС и пакет командной информации для передачи ее на соответствующую ММС. Во время сеанса связи ОА с Землей пакет командной информации транслируется на ОА и записывается в память ОА. Передача командной информации на ММС происходит в первый зоне видимости ОА-ММС. Возможности радиолинии позволяют в одном сеансе связи передать весь пакет командной информации на ММС со скоростью до 64 бит/с.

Группа управления ММС анализирует полученную информацию, вырабатывает решение по управлению, разрабатывает и согласовывает соответствующий план работ на очередной цикл и формирует пакет командной информации для ММС, который за некоторое время (уточняется позднее) до очередного сеанса связи Земли с ОА передается в группу управления ОА. Таким образом, учитывая реальный характер изменения времени и наличия зон радиовидимости, имеем цикл: Земля — ОА, ОА — ММС — анализ поступившей информации → принятие решения → формирование управляющих команд и программы работы Земля — ОА — ММС → передача пакета командной

информации на ММС → отработка ММС заданной программы → передача полученной информации на ОА → передача этой информации на Землю. Полный цикл составит от одного дня до нескольких суток. Работа ММС должна планироваться на несколько дней вперед, из расчета суточного или многодневного автономного функционирования.

Скорость передачи ТМ-информации на ОА должна быть не менее 8 кбит/с.

2.2 Центральный блок электроники (ЦБЭ)

Центральный блок электроники включает следующие элементы:

- конструкция
- процессор
- программное обеспечение
- радиосистема
- система автоматики
- система электропитания
- пиротехническая система
- акселерометр-сейсмометр
- электроника датчиков

2.2.1. Конструкция

Конструктивно ЦБЭ представляет собой единый цилиндрический блок с дополнительными узлами крепления для штанг и внутренней кабельной сети. В основании лежит опорная плита, на которую крепятся все остальные части станции с двух сторон. В центральной части плиты расположен самый тяжелый элемент — радиоизотопный электрогенератор (РИТЭГ). Такое расположение РИТЭГа оптимально обеспечивает наилучший тепловой режим в блоке через несущую плиту. Во внутренней части блока проходит внутренняя кабельная часть, которая через проходные разъемы выводится на внешнюю часть станции. Вдоль РИТЭГа устанавливаются платы в направляющие элементы. Связь между платами осуществляется посредством плоских кабелей и разъемов на этапе отладки. После отладки разъемы заменяются пайкой. На верхней крышке блока расположены разъемы для внешних связей с остальными частями ММС. Внутренняя часть защищена теплоизоляцией для обеспечения теплового режима при работе на поверхности Марса.

2.2.2. Процессор

На ММС используется многопроцессорная система с одним управляющим. В качестве управляющего рассматривается вариант процессора на базе микропроцессора 80C32 с возможностью передачи управления какому-нибудь периферийному. Структура управляющего процессора предусматривает возможность, в случае отказа управляющего процессора, передать все свои функции процессору камеры.

2.2.2.1 Основные характеристики процессора

Тип процессора	80C32
Максимальная тактовая частота процессора	24 МГц
Минимальная тактовая частота процессора ^{1,2}	
(используется в аварийном и дежурном режимах)	1 МГц
Объем оперативной памяти	8×128 К
Объем энергонезависимой ППЗУ ¹	8×64 Мбайт
Количество асинхронных портов RS232	4
— с расширением	до 8
Максимальная скорость приема/передачи данных	
по асинхронным портам	115 кбод
Максимальная скорость передачи данных	64 кбит/с
Количество специализированных портов	
(используются для радиоканалов)	2
Количество прерываний от периферийных устройств	16
Разрядность шины данных с периферийными устройствами	8 бит
Количество обрабатываемых контактных каналов	32
Количество обрабатываемых аналоговых каналов (возможно расширение)	16
Количество силовых ключей	6
Количество пиротехнических команд	10
Потребление БУ	2 Вт
— в дежурном режиме	0,08 Вт
Бортовое питание БУ	от 5 до 8 В
Напряжение питания для приборов	+(5±0,25) В

2.2.3. Программное обеспечение (ПО) малой станции

Операционная система блока управления МС выполняет следующие функции:

- создание операционного ядра «Real Time»;

¹ Может меняться для различных проектов.

² Тактовая частота процессора понижается программно. Возможен выбор одной из 8 частот — начиная от максимальной — и еще 7, равных максимальной, разделенной на 2, 4, 8, 16 и т. д.

- телеметрическую задачу;
- задачу обслуживания радиоканала;
- задачу энергоснабжения и его контроля;
- задачи обслуживания:
 - научных приборов;
 - метеокомплекса;
 - десантного блока;
 - панорамной камеры;
 - поверхностного зонда.

В программном обеспечении (ПО) реализованы следующие задачи:

- 1) тестирование кода ПО;
- 2) циклограмма;
- 3) телеметрическая задача;
- 4) работа в трех режимах:
 - режим непосредственной передачи (НП) — данные мигают массовую память и передаются непосредственно в радиолинию;
 - режим воспроизведения (ВИ) — в радиоканал выдаются только данные из массовой памяти;
 - совмещенный режим (НП-ВИ) — передается информация и из массовой памяти, и получаемая непосредственно в реальном времени;
- 5) прием командной информации;
- 6) замена ПО;
- 7) распределение массовой памяти БУ;
- 8) считывание информации от абонентов RS232;
- 9) считывание информации аналоговых каналов;
- 10) сбор статусной информации;
- 11) формирование ТМ-информации;
- 12) управление пиротехническими устройствами;
- 13) управление двигателем метеорологической штанги;
- 14) управление питанием приборов;
- 15) контроль аккумуляторных батарей;
- 16) контроль работоспособности приборов;
- 17) контроль помехоустойчивости памяти.

2.2.4. Радиосистема

Радиосистема представляет собой приемно-передающую плату малой автоматической станции (аналог АРСа — Автоном-

ной радиосистемы) АРС-М (Автономная радиосистема малогабаритная).

АРС-М предназначена для приема команд от управляющих объектов и последующей передачи информации получателю.

АРС-М работает в симплексном режиме.

2.2.4.1. Состав аппаратуры

Аппаратура АРС-М состоит из передающей и приемной плат. Передающая и приемная части АРС-М входят в единую плату, на которой находится диплексер и микроконтроллер. Объединенная плата установлена в ЦБЭ станции.

2.2.4.2. Технические данные

Передающая часть

Несущая частота	401,5275 МГц
Нестабильность частоты с учетом точности установки во всех условиях эксплуатации	$\pm 10^{-5}$
Вид модуляции	ФМн-КИМск
Индекс модуляции	$\pm(60 \pm 6)^\circ$
Скорость передачи	16 кбит/с
Выходная мощность при номинальном питании	не менее 1,0 Вт
Напряжение питания	7 ± 1 В
Уровни модулирующего сигнала:	
— логический ноль	(0...0,5)В
— логическая единица	(4,5 $\pm$ 1) В

Гальваническая развязка с бортовым источником питания отсутствует.

Минус напряжения питания находится на общей шине («Земля», «корпус»).

Приемная часть

Несущая частота	437,100 МГц
Нестабильность частоты с учетом точности установки во всех условиях эксплуатации, не хуже	$\pm 10^{-5}$
Вид модуляции ЧМ-ЧМн с девиацией частоты	$\pm 4,3$ кГц
Поднесущие частоты ЧМн, Гц:	
F1	1484
F2	1138
F3	1030
F4	1580
Чувствительность по входу при нормальных условиях	—150 дБ·Вт
Динамический диапазон	60 дБ
Ток потребления в режиме приема команд, не более	0,1 А
Предусмотрен дежурный режим приема со скважностью	... Q = 10—40

Выходной сигнал прохождения сигнала команд — при наличии команды логическая единица ($4,5 \pm 1$) В на нагрузке $R_n = 10 \text{ кОм}$ и $C_n \leq 50 \text{ пФ}$; при отсутствии команды — логический ноль ($0-0,5$) В.

При наличии сигнала ВЧ в центральный процессор выдается сигнал «Захват» в виде логической единицы.

Вероятность выдачи ложной команды — не более 0,001. При этом отношение сигнал / шум на входе приемного устройства определяется на стадии разработки.

2.2.4.3. Механические и климатические параметры

- Платы выдерживают три удара в трех направлениях до (300–500) единиц при длительности 20–30 мс.
- Температура окружающей среды от -60 до $+30$ °С.
- Масса платы (плат) — не более 120 г.

Прототипом этой радиосистемы является радиосистема, созданная в рамках проекта «Солнечный парус». Отличия от прототипа незначительны и определяются, в основном, только конструктивными характеристиками, для оптимизации массы.

2.2.5. Система автоматики

Система автоматики включает следующие элементы:

- модуль распределения питания по потребителям;
- модуль контроля системы и потребителей.

2.2.5.1. Модуль распределения питания по потребителям

В процессе работы ММС необходимо подключать и отключать питание от устройств системы. Это может происходить из-за необходимости держать соответствующее устройство в выключенном состоянии, что повышает надежность системы и экономит энергию. Отключение необходимо также по причине аварийного отказа какой-либо из систем. Применение такой схемы повышает надежность всей ММС и обеспечивает гибкую оперативную работу. Узел собран на реле и MOSFET — ключах с плавным включением, которое уменьшает пусковые токи на нагрузке.

Максимальное количество ключей может быть 32.

Решение о неисправности ключа принимается по результатам проверки каждой линии на работоспособность. За это отвечает система контроля и соответствующая программа. Комбина-

ция электронных ключей и реле обеспечивает гибкость управления, позволяет уменьшить массу и сохранить надежность систем ММС.

Энергия от РИТЭГа и фотоэлектрической батареи через датчик тока и реле поступает на аккумуляторную батарею; с аккумуляторной батареи, также через датчик тока и реле, — на ВИП.

2.2.5.2. Модуль контроля системы и потребителей

Узел выполняет функции контроля за состоянием и распределением энергии для всех узлов систем ММС. На основании полученной информации бортовой процессор по заложенной в него тестовой программе может принять решение о работоспособности каждого потребителя и, в случае его неработоспособности, исключить из работы, а статус текущего состояния запоминается в ТМ-кадре для передачи на Землю. Узел включает до 32 логических сигналов и 16 аналоговых.

Информация о включении каждого потребителя и всех источников питания сохраняется в памяти процессора и передается в телеметрическом кадре на Землю. Модуль состоит из ADC и коммутатора логических сигналов.

2.2.6. Система электропитания

Система электропитания (СЭП) включает следующие элементы:

- радиоизотопный электрогенератор (РИТЭГ);
- фотоэлектрические батареи (ФБ);
- аккумуляторная батарея (АБ);
- вторичный источник питания (ВИП).

Общая схема СЭП представлена на рис. 2.

2.2.6.1. Радиоизотопный электрогенератор (РИТЭГ)

Задача энергоснабжения исследовательских зондов, десантируемых на поверхность планет и малых тел Солнечной системы, удаленных от Солнца, успешно решается в большинстве случаев только при использовании радионуклидных источников энергии. Наиболее перспективными для этой задачи в настоящее время являются радионуклидные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ) на плутонии-238. Основой этих генераторов служит собственная новая технология изготовления термоэлектрических батарей (ТЭБ).

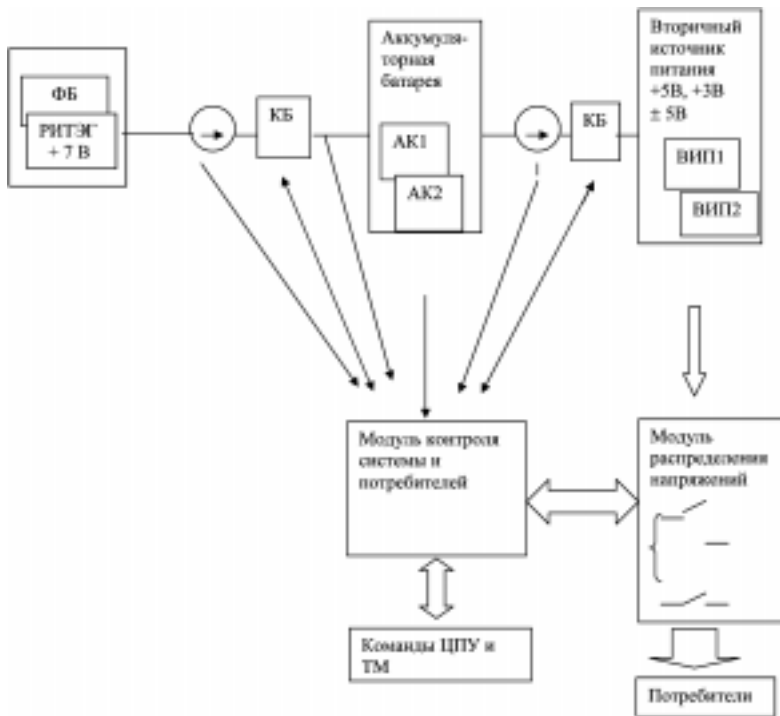


Рис. 2. Схема электропитания ММС

В составе посадочного модуля ММС, десантируемого на поверхность планеты Марс, используется РИТЭГ, разработанный на базе ТБ «Ангел», который прошел комплекс необходимых испытаний и имеет сертификацию на безопасность использования в космическом пространстве. Этот РИТЭГ получил условное наименование РИТЭГ «Арес».

Для придания компактности и уменьшения распыляемости диоксид плутония в радионуклидном источнике тепла (РИТ) применяется в виде таблеток, спрессованных и спеченных при температуре около 1200 °С с последующим плакированием ее тонким защитным слоем иридия. Размеры таблеток из диоксида плутония определяются конструкцией радионуклидного источника тепла.

Принципиальная конструктивная схема РИТЭГ «Арес» показана на рис. 3.



Рис. 3. Конструктивная схема РИТЭГ «Арес»

Основные расчетные параметры РИТЭГ «Арес»

Электрическая мощность	120 мВт
Тепловая мощность ТБ	8,5 Вт
Габариты радионуклидного теплового блока (ТБ):	
— диаметр	40 мм
— высота	60 мм
Масса ТБ	180 г
Габариты термоэлектрической батареи (ТЭБ):	
— длина	28 мм
— ширина	26 мм
— высота	25 мм
Масса ТЭБ	128 г
Габариты радионуклидного термоэлектрического генератора (РИТЭГ):	
— диаметр	70 мм
— высота	110 мм
Масса РИТЭГ	400 г
КПД РИТЭГ	1,4 %
Срок службы	10 лет

2.2.6.2. Фотоэлектрические батареи (ФБ)

Источником электроэнергии для ММС служит фотоэлектрическая батарея (ФБ) на основе кремниевых фотоэлементов. Размеры фотоэлектрической батареи выбирались исходя из необходимости обеспечения энергией бортовой аппаратуры и конструктивных особенностей ММС.

Площадь основной ФБ = 0,02 м², удельная мощность 140 Вт/м².

Мощность фотоэлектрической батареи при углах отклонения Солнца от нормали к поверхности до 20° ~ 2,5 Вт, что позволяет обеспечивать все основные режимы работы аппаратуры.

Применение фотоэлектрических батарей в дополнение к РИ-ТЭГу обеспечивает дополнительной энергией ММС в дневное время, когда потребление ММС наибольшее.

Масса ФБ не более 70 г.

2.2.6.3. Аккумуляторная батарея (АБ)

Аккумуляторная батарея состоит из литиево-ионных элементов фирмы SAFT, собранных в две параллельные цепочки с выходным напряжением около 7 В. Каждая цепочка включена в общую цепь через диоды, чтобы повысить надежность всей батареи. Отказ одной цепочки не приведет к отказу всей батареи.

Напряжение батареи при номинальной нагрузке и рабочем диапазоне температур 5–8 В.

Емкость такой батареи составляет 3,2 А·ч.

Масса батареи 0,255 кг.

Проверка работоспособности каждого аккумулятора осуществляется центральным процессором, который принимает решение об отключении при необходимости неисправной цепочки аккумулятора от цепи заряда и нагрузки и об изменении программы работы в связи с уменьшением накапливаемой энергии.

2.2.6.4. Вторичный источник питания (ВИП)

В связи с тем, что на борту имеются различные системы, которые требуют разных уровней напряжения, на ММС применяется вторичный источник питания, располагаемый в одном корпусе с блоком управления. Схема выбрана таким образом, чтобы ВИП обеспечивал всех потребителей. Была выбрана схема с независимыми источниками питания с гальванической развязкой, которые контролируются бортовым процессором. ВИП имеет следующие системы защиты:

- защита от короткого замыкания на случай отказа по линии нагрузки;
- защита от перегрузки по выходному току на случай частичного превышения в случае неправильной работы с потребителями;

- защита от превышения выходного напряжения на случай выбросов по цепям нагрузки;
- тепловая защита от перегрева источника питания.

В ВИПа включена функция контроля тока нагрузки, по которому осуществляется контроль работоспособности каждого внешнего потребителя. В случае превышения потребления каким-либо прибором более чем в два раза (кроме пусковых токов) прибор признается неисправным и бортовой процессор отключает неисправную нагрузку через коммутируемые цепи в блоке автоматики. На борту имеется контроль уровня напряжения каждого ВИПа. В случае отказа самого источника питания центральный процессор через реле подключит напряжение прямо на линейные стабилизаторы, отключив преобразователь от батареи. ВИП может работать при больших изменениях входного напряжения от батареи и в случае, если батарея выходит из строя, ММС продолжает нормально функционировать прямо от РИТЭГа и фотоэлектрической батареи. Выбранная схема источника питания обеспечивает практически бесперебойную работу системы, в худшем случае приводит к задержкам, несущественно влияющим на работу миссии.

Характеристики ВИПа:

- входное напряжение 5–8 В, номинальное значение напряжения 7,0 В;
- выходное напряжение: $+5 \text{ В} \pm 5 \%$, уровень помех 100 мВ, выходная мощность 7,5 Вт;
- выходное напряжение: $+3 \text{ В} \pm 5 \%$, уровень помех 100 мВ, выходная мощность 7,5 Вт;
- выходное напряжение: $-5 \text{ В} \pm 5 \%$, уровень помех 20 мВ, выходная мощность 7,5 Вт;
- КПД 78 %;
- пусковой ток 2,5 А в течение 20 мс;
- рабочий диапазон температур от -60 до $+70$ °С.

2.2.7. Пиротехническая система

Пиротехническая система служит для выполнения механических и электрических операций на ММС, как во время входа в атмосферу Марса, так и во время спуска, посадки и работы на его поверхности. Исполнительные органы системы всегда дублированы. Система состоит из следующих элементов:

- дешифратора команд;
- модуля ключей;
- исполнительных элементов — пиропатронов.

Функционально устройство выполнено в виде двух независимых, резервируемых узлов, которые располагаются на процессорной плате. Каждый пиротехнический узел выполнен на электронных ключах и реле. Каждая линия нагрузки имеет свою пиротехническую нить. На каждом узле имеется контроль исправности каждого ключа и исполнительных команд. Такая проверка обеспечивает строгий контроль включения каждой нити пиропатрона перед реальной работой. В случае неисправности какого-нибудь ключа или цепи система исключает его из работы, что защищает всю систему от ложного срабатывания в случае отказа. Каждый узел обслуживает до 8 пироконанд.

2.2.7.1. Дешифратор команд

Дешифратор команд состоит из логических дешифраторов, на которые поступают команды от центрального процессора. Вся схема реализована на программируемых матрицах FPGA. Конструктивно располагается на процессорной плате.

2.2.7.2. Модуль ключей

Модуль ключей выполнен в виде отдельной платы. На этой же плате располагаются и ключи системы автоматики. Узел собран на реле и MOSFET-ключах с плавным включением, которое уменьшает пусковые токи на нагрузке.

2.2.7.3. Пиропатроны

Для данного проекта используются стандартные пиропатроны, применяемые для космических аппаратов, которые успешно зарекомендовали себя в течение 40 лет.

2.2.8. Акселерометр-сейсмометр

Акселерометр-сейсмометр (АСС) служит для измерения профиля плотности атмосферы и момента входа в атмосферу и сейсмических измерений на поверхности Марса.

АСС состоит из следующих элементов:

- микроконтроллера;
- трехкомпонентного детектора плотности атмосферы;
- трехкомпонентного детектора сейсмических колебаний.

2.2.9. Электроника датчиков

Электроника датчиков необходима для преобразования сигналов, поступающих с чувствительных элементов, в цифровую информацию для дальнейшей обработки на процессоре. Для аппарата ММС электроника разделена на четыре типа преобразователей в соответствии с применяемыми чувствительными элементами на этом аппарате. Поэтому электроника включает следующие преобразователи:

- преобразователь аналог – цифра;
- преобразователь частота – цифра;
- преобразователь ток – цифра;
- цифровые преобразователи.

2.2.9.1. Преобразователь аналог – цифра

Преобразователь сигналов аналог – цифра имеет следующие характеристики:

- число каналов преобразования – 16;
- точность преобразования – 12 разрядов;
- уровень входного сигнала ± 5 В;
- частота преобразования – не менее 1 МГц;
- выходной сигнал – последовательный синхронный с уровнем сигнала К-МОП 5 В.

Этот преобразователь используется для всех температурных датчиков, датчика влажности и служебных сигналов.

2.2.9.2. Преобразователь частота – цифра

Преобразователь сигналов частота – цифра имеет следующие характеристики:

- число каналов преобразования – 4;
- точность преобразования на максимальной частоте – 0,1 Гц;
- уровень входного сигнала – от 0 до 10 кГц;
- частота преобразования – не менее 1 Гц;
- выходной сигнал – последовательный синхронный с уровнем сигнала К-МОП 5 В.

Этот преобразователь используется для обработки сигнала с датчика давления и служебных сигналов.

2.2.9.3. Преобразователь ток – цифра

Преобразователь сигналов ток – цифра имеет следующие характеристики:

- число каналов преобразования — 4;
- точность преобразования — 100 пА;
- уровень входного сигнала — от 1,0 нА до 1,0 мкА;
- частота преобразования — не менее 10 Гц;
- выходной сигнал — последовательный синхронный с уровнем сигнала К-МОП 5 В.

Этот преобразователь используется для обработки сигнала с датчика скорости ветра и служебных сигналов.

2.2.9.4. Цифровые преобразователи

Цифровые преобразователи используются для обработки телевизионного изображения и сигналов с датчика влажности и имеют следующие характеристики для телевизионного изображения:

- число каналов сжатия — 2;
- коэффициент сжатия — от 5 до 50;
- величина сжимаемого блока — 8×1024 пикселей;
- время сжатия — не менее 0,1 с;
- выходной сигнал — последовательный асинхронный с уровнем сигнала К-МОП 5 В.

2.3. Метеокомплекс

Метеокомплекс служит для измерения характеристик (температуры, давления, влажности и скорости ветра) атмосферы Марса в поверхностном слое. Долговременные измерения этих параметров позволят установить суточные и сезонные вариации характеристик атмосферы Марса, что является важным элементом при моделировании атмосферных процессов планеты.

Метеокомплекс состоит из: датчиков температуры, датчика давления, датчика влажности и датчика скорости ветра.

2.3.1. Датчики температуры

Метеокомплекс ММС включает три датчика температуры на штанге, один датчик на десантном блоке, один датчик на поверхностном зонде и два служебных датчика. Специфика каждого измерения температуры требует различных типов датчиков. Так, например, для измерения температуры на спуске требуется малая инерционность датчика, чтобы обеспечить более точные измерения на больших скоростях. Для датчика, установленного на зонде, требуется очень хороший контакт с поверхностью для

точности измерения и не очень существенны остальные параметры, а для датчиков на штанге существен радиационный перегрев. Поэтому применяемые типы датчиков отличны друг от друга.

2.3.1.1. Датчики температуры на метеорологической штанге

Блок датчиков температуры предназначен для измерения температуры в поверхностном слое атмосферы Марса, ее суточных и сезонных вариаций в месте посадки малых станций. Блок датчиков температур состоит из трех независимых температурно-чувствительных элементов и электронной платы, обеспечивающей обработку сигналов с этих элементов. Чувствительные элементы расположены на вертикальной выносной штанге и разнесены друг относительно друга на расстояние 200 мм по вертикали. Электронная плата находится внутри ЦБЭ. Два чувствительных элемента идентичны специально для повышения повторяемости и надежности данных об измеряемой температуре, а третий отличен от первых двух для учета влияния радиационного перегрева.

Первые два чувствительных элемента представляют собой платиновые терморезисторы, которые имеет форму цилиндра с габаритами $\varnothing 10 \times 14$ мм, на который намотана платиновая проволока $\varnothing 0,03$ мм. Номинальное сопротивление при $0^\circ\text{C} \sim 40$ Ом.

Диапазон измерений — от -196 до $+500^\circ\text{C}$.

Чувствительность датчика — не хуже $0,1^\circ\text{C}$.

Точность — не хуже 1°C .

Третий чувствительный элемент представляет собой никелевый пленочный терморезистор, нанесенный на диэлектрическую мембрану толщиной 0,3 мкм, которая вытравлена на кремниевой подложке размером $6 \times 16 \times 0,4$ мм. Номинальное сопротивление при $0^\circ\text{C} \sim 400$ Ом. Масса каждого чувствительного элемента — не более 0,5 г. Масса кабеля длиной 1,5 м и электронной платы не превышает 9 г.

Энергия потребления — не более 16 мВт.

Диапазон измерений — от -196 до $+120^\circ\text{C}$.

Чувствительность датчика — не хуже $0,1^\circ\text{C}$.

Точность — не хуже 1°C .

2.3.1.2. Служебные датчики температуры

Для служебных датчиков не предъявляются жесткие требования по всем параметрам, поэтому будут применены стандартные

проволочные датчики марки ИС-100. Эти датчики достаточно хорошо удовлетворяют всем требованиям и многократно использовались в космической технике.

2.3.2. Датчик давления

Датчик предназначен для измерения давления и его суточных вариаций в поверхностном слое атмосферы Марса. Датчик обеспечивает измерения инфраслабых вариаций давления. Он состоит из чувствительного элемента и преобразователя сигнала. Датчик разработан на основе механической мембраны с емкостным дифференциальным выходом; имеет форму цилиндра с габаритами $\varnothing 50 \times 30$ мм. Номинальная емкость при $0^\circ\text{C} \sim 30$ пФ.

Диапазон измерений — от 0,1 до 20 мбар.

Чувствительность датчика — не хуже 0,001 мбар.

Точность — не хуже 0,01 мбар.

Потребление — не более 250 мВт.

Напряжение питания — ± 15 В.

2.3.3. Датчик влажности

Для измерения влажности используется миниатюрный нефелометр обратного рассеяния. Датчик позволяет определить не только влажность в поверхностном слое атмосферы, но и ее прозрачность, т.е. обратную функцию рассеяния. Эти данные дадут возможность моделировать динамику поведения аэрозоля в нижнем слое атмосферы. В совокупности с данными о скорости ветра вблизи аппарата можно будет сделать некоторые оценки процесса развития пылевых бурь и определить размер турбулентных ячеек в нижней атмосфере Марса.

Датчик состоит из лазерного перестраиваемого в диапазоне около 0,935 мкм излучателя и двух однофотонных приемников с фильтрами на разную частоту: один настроен на полосу поглощения воды, а другой — вне полосы поглощения. Чувствительность датчика позволяет получать сигнал с расстояния не менее 1000 м. Датчик обеспечивает также распределение влажности и аэрозоля по высоте.

Масса датчика не превышает 90 г.

Потребление 2 Вт.

2.3.4. Датчик скорости ветра

Датчик скорости ветра представляет собой ионный анемометр и предназначен для измерения горизонтальной составляю-

шей вектора скорости ветра в поверхностном слое атмосферы Марса.

Датчик устанавливается на вертикальной штанге. Высота над поверхностью может колебаться от 0,8 до 1,0 м из-за рельефа поверхности. Конструктивно датчик состоит из чувствительного элемента размером $\varnothing 75 \times 35$ мм и электронной платы размером $50 \times 70 \times 15$ мм. Масса датчика, включая кабель, не превышает 70 г. Чувствительный элемент датчика работает на принципе тлеющего разряда. В ограниченном пространстве между двумя электродами создается тлеющий разряд, благодаря которому в этом объеме имеются ионы. Под воздействием внешнего ветра ионное облако смещается в соответствующем ветру направлении, что вызывает разность токов на дополнительных электродах, симметрично расположенных в ионном поле. Разность токов определяет величину и направление ветра. Энергия потребления чувствительной головки не более 350 мВт.

Диапазон измерений скорости ветра — от 0,3 до 30 м/с.

Чувствительность датчика — не хуже 0,2 м/с.

Точность — не хуже 3 %.

2.4. Панорамная камера (ПК)

Для создания панорамной камеры используются миниатюрные телекамеры на основе кремниевых многоэлементных приемников-матриц. Многоэлементный приемник с количеством элементов более 1024×1280 ; угол поворота в азимутальной плоскости на 360° . Панорамная камера с полным обзором необходима, так как только часть ландшафта находится в условиях, благоприятных для получения изображений.

Цветные камеры дают не только простое утроение объема информации относительно черно-белого варианта, но реально увеличивают объем полезной информации в три и более раз за счет возможных комбинаций основных цветов. Стереокамеры также удваивают объем информации, но обеспечивают новое качество изображения за счет последующей специальной обработки.

2.4.1. CCD и оптика

Высота съемки должна быть не менее 60 см. Фиксация камеры на раскрывающейся штанге выгоднее в связи с экономией

массы и позволит существенно увеличить высоту съемки панорамной картины вокруг станции. При установке камеры в верхней части второго колена штанги мы имеем высоту 40 см. С учетом высоты станции, равной 20 см, можно получить реальную высоту расположения камеры над поверхностью 60 см.

Поле зрения горизонтально по отношению к базовой плоскости посадочного модуля и составляет 90° по диагонали, 75° по вертикали (50° по горизонту).

Объектив — предполагается использовать объектив (РУС-САР-АРГО) со следующими характеристиками:

- фокусное расстояние — 10 мм;
- относительное отверстие — 1:4;
- масса — 10 г;
- число линий на оси — 100.

Фотоприемники — рассмотрены варианты ПЗС-матрицы 1024×1280 элементов, цветной или черно-белой.

Применение цветной матрицы ухудшит разрешение в два раза, но даст новое качество изображения. Возможно использование черно-белой матрицы с фильтрами. Дальнейшая проработка определит окончательный выбор матрицы 1024×1280 элементов.

2.4.2. Редуктор и двигатель

Для панорамной камеры лучше использовать бесконтактные шаговые двигатели, которые лучше выдерживают космические условия. В данном случае были выбраны двигатели фирмы Махон ЕС32ВL 3WKL, которые в совокупности с простым одноступенчатым редуктором (коэффициент редукции 8) обеспечивают необходимые момент вращения, скорость и точность.

2.4.3. Электроника камеры

Во время активного функционирования температура фотоприемника детектора и электроники должна быть от -50 до $+30^\circ\text{C}$, хранения — от -100 до $+50^\circ\text{C}$.

Потребляемая мощность — 0,5 Вт, пиковая — до 3 Вт, пиковый ток — до 0,5 А.

Ресурс работы — не менее 1 года.

Масса прибора подлежит оценке и зависит от его функциональных возможностей, т. е. научной отдачи прибора, но не может превышать 0,1 кг.

Электроника должна обеспечивать управление механизмом поворота, обработку и сжатие изображения с последующей передачей в центральный процессор.

Основные технические параметры предлагаемой панорамной камеры:

Масса сканирующей системы с корпусом	50 г
Масса ТВ-камеры (CCD и оптика)	20 г
Масса платы управления CCD-матрицей	30 г
Суммарная масса панорамной камеры	100 г
Энергопотребление в дежурном режиме	100 мВт
Энергопотребление при съемке кадра (без вращения)	800 мВт
Энергопотребление при вращении штанги (без съемки)	3000 мВт
Число шагов на полный оборот (базовая схема)	120
Число «цветов»	3 или более
Наличие стереорежима	есть
Угловое разрешение	0,0005–0,001 рад

2.5. Десантный блок

Десантный блок включает датчик температуры, датчик давления и камеру, с помощью которых должна исследоваться верхняя атмосфера Марса. Во время спуска будет получен профиль температуры, давления и проводиться съемка места посадки с различных высот.

2.5.1. Датчик температуры

Датчик предназначен для измерения температуры на траектории спуска малой станции. Измерения начинаются, когда происходит наддув амортизационных баллонов. До этого момента датчик закрыт аэродинамическим экраном. Высота, с которой начинаются измерения, может колебаться в пределах от 4 до 7 км из-за разброса угла входа малой станции в верхние слои атмосферы. Конструктивно датчик состоит из чувствительного элемента, который вынесен в набегающий поток и через кабель соединяется с электронной платой. На конце чувствительного элемента расположен терморезистор.

В качестве датчика температуры применяют никелевый пленочный терморезистор, имеющий очень малую постоянную времени, равную 1 мс.

Терморезистор расположен на кремниевой подложке размером $6 \times 16 \times 0,4$ мм. Величина сопротивления 400 Ом.

2.5.2. Датчик давления

Датчик предназначен для измерения профиля давления во время спуска ММС в атмосфере Марса. Для измерения давления на поверхности после посадки и во время спуска применяется один и тот же датчик, который был описан выше. Для измерения давления во время спуска используется специальная заборная труба.

2.5.3. Десантная камера

В десантной камере предлагается использовать те же оптику и CCD-матрицу, что и в панорамной камере. Для обработки изображения используется электроника панорамной камеры. По своим характеристикам она удовлетворяет требуемым условиям и значительно экономит массу всей станции. Отличие камеры только в конструктивных особенностях.

2.6. Антенна

Особый интерес представляют различные модификации антенны типа «Ground Plane» с использованием как элементов конструкции штанги в качестве излучателей, так и штанги в качестве опоры. Одним из главных достоинств такого типа антенн является слабая зависимость формы характеристик направленности от электрофизических параметров грунта поверхности, на которую будет десантирован посадочный модуль. Таким образом, предоставляется возможность получить достаточно хорошо прогнозируемую для реальных условий эксплуатации форму диаграммы направленности, коррелированную с изменениями дальности в линии связи. Имеется возможность при заданной массе и оптимальных размерах излучающих элементов антенны обеспечить достаточно хороший уровень КПД устройства на рабочих частотах.

Однако антенны типа «Ground Plane» при всех их преимуществах имеют две особенности, с которыми при организации связи с орбитальным аппаратом, по-видимому, придется мириться. Антенны имеют линейную (вертикальную) поляризацию поля излучения и в их диаграмме направленности есть «провал» по вертикальной оси антенны (т.е. в направлении минимальной дальности).

Особенности наиболее предпочтительной конструктивной реализации варианта «Ground Plane» видны на примере рис. 4.

Основу устройства составляет узел запитки, где производится распайка ВЧ-кабеля вертикального четвертьволнового вибратора, его механическое закрепление с помощью изолятора на конце штанги, которая соединена с наружной оплеткой ВЧ-кабеля. К законцовке штанги распаяны три четвертьволновых вибратора-противовеса через 120° в горизонтальной плоскости, имеющие угол 135° по отношению к вертикальному вибратору. Конструктивный размер (длина) вибраторов выбирается с учетом коэффициента укорочения V , зависящего от диаметра вибратора. Как видно из рис. 4, размещение датчиков скорости ветра и температуры предполагается сбоку от антенны на законцовке штанги между вибраторами—противовесами и должно быть тщательно отработано на совместимость и минимизацию влияния на форму диаграмм направленности.

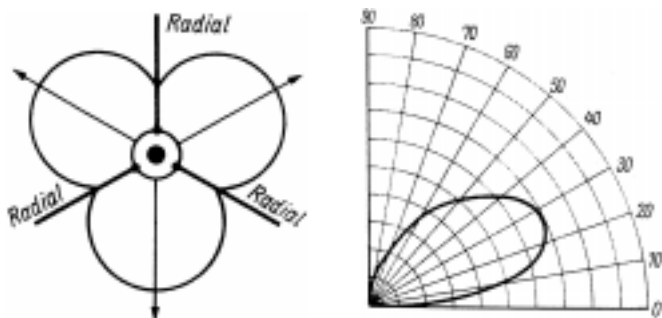


Рис. 4. Н- (слева) и V-диаграммы (справа) антенны «Ground Plane»

Гипотетическая форма диаграмм направленности такой антенны в первом приближении может иметь вид, представленный на рис. 4.

Вполне очевидно, что при разработке антенного устройства особое внимание должно быть уделено проблемам упаковываемости, устойчивости к перегрузкам и обеспечению заданной конструктивной конфигурации после разворачивания штанги (механизм выноса) в рабочее положение.

Таким образом, основное направление поиска при создании антенного устройства поверхностного модуля — максимально использовать элементы конструктива поверхностного модуля,

чтобы выиграть в массе антенны, сохранив ее радиотехнические характеристики приемлемыми.

В любом случае окончательное направление поиска в разработке и ее реализации может быть выявлено только на этапе рабочего проектирования, когда окончательно будут ясны облик поверхностного модуля и детали его конструкции и выполнены необходимые проектно-экспериментальные отработки конструктива антенны совместно со штангой.

2.7. Выдвижные штанги

На ММС используется две штанги, которые обеспечивают требуемое расположение датчиков на ММС.

2.7.1. Выдвижная метеорологическая штанга

Выдвижная метеорологическая штанга обеспечивает:

- вынос антенны;
- установку в невозмущенную зону датчика скорости ветра;
- вынос на заданную высоту панорамной камеры;
- установку температурных датчиков по высоте.

Штанга выполнена из углеродистого композита (углепластика), чтобы обеспечить минимальную массу конструкции, состоит из трех колен, которые уложены внутри контейнера ММС. В зачекованном состоянии штанга находится во время перелета и посадки. После посадки и вертикализации ММС происходит раскрытие штанги по команде от процессора. Кабельная сеть проложена внутри полой штанги, что обеспечивает безопасность кабельной сети датчиков, расположенных на штанге при механическом раскрытии. Масса штанги без датчиков, включая механизм раскрытия, составляет около 100 г. Длина штанги 90 см. Штанга покрыта белой матовой эмалью, обеспечивающей заданные оптические свойства, чтобы иметь минимальное влияние радиационного перегрева штанги на метеорологические измерения. Механизм раскрытия состоит из пружин с фиксаторами, которые обеспечивают жесткость конструкции после раскрытия. Датчики температуры находятся на специальных кронштейнах на расстоянии более 10 диаметров штанги, чтобы снизить влияние последней. Специальной вертикализации не предусмотрено. В случае, если станция будет находиться не в горизонтальном состоянии, штанга будет иметь отклонение от вертикали на такой же угол.

2.7.2. Штанга поверхностного зонда

Штанга выполнена из углеродистого композита (углепластика), так же как и метеорологическая штанга, состоит из одного колена, которое уложено внутри контейнера ММС. В зачекованном состоянии штанга находится во время перелета и посадки. После посадки, вертикализации ММС и раскрытия метеорологической штанги происходит раскрытие штанги поверхностного зонда. Кабельная сеть также проложена внутри полой штанги, что обеспечивает безопасность кабельной сети датчиков, расположенных на штанге, при механическом раскрытии. Масса штанги без датчиков, включая механизм раскрытия, составляет около 40 г. Длина штанги 30 см. Штанга покрыта белой матовой эмалью, обеспечивающей заданные оптические свойства, чтобы иметь минимальное влияние радиационного перегрева штанги на температурные измерения грунта. Механизм раскрытия аналогичен механизму метеорологической штанги, но не имеет фиксаторов, чтобы при раскрытии шуп с датчиком температуры был погружен в слой грунта. Пружина раскрытия рассчитана на усилия, которые позволят шупу с температурным датчиком углубиться на 25 мм в плотный грунт при отклонении от вертикали на $\pm 20^\circ$.

2.8. Поверхностный зонд

Поверхностный зонд включает датчики температуры и влажности, с помощью которых должен исследоваться верхний слой грунта Марса. В месте посадки будет получена температура верхнего слоя грунта и измерена влажность у самой поверхности грунта.

2.8.1. Датчик температуры

Конструктивно датчик состоит из чувствительной головки в виде иглы, которая установлена на откидывающуюся штангу. Чувствительный элемент находится внутри иглы, чтобы не повредился во время погружения в грунт.

В качестве датчика температуры применяют проволочный терморезистор, имеющий форму цилиндра с габаритами $\varnothing 3 \times 25$ мм, на который намотана платиновая проволока $\varnothing 0,03$ мм. Номинальное сопротивление при 0°C составляет порядка 10 Ом.

Диапазон измерений от -196 до $+500$ °C.

Чувствительность датчика — не хуже $0,1$ °C.

Точность — не хуже 1 °C.

2.8.2. Датчик влажности

Окончательный выбор датчика влажности на зонде будет произведен позднее.

Секция 2

**СОВРЕМЕННЫЕ РАЗРАБОТКИ
В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОГО
ПРИБОРОСТРОЕНИЯ**

МИНИАТЮРИЗОВАННЫЙ МЕССБАУЭРОВСКИЙ СПЕКТРОМЕТР ДЛЯ АНАЛИЗА МИНЕРАЛОГИИ ЖЕЛЕЗА НА ПОВЕРХНОСТИ МАРСА

*Г. Клингельхофер², Е.Н. Евланов¹, Б.В. Зубков¹, В.М. Линкин¹,
О.Ф. Прилуцкий¹, Б. Бернхард², Д.С. Родионов¹, К. Шредер²*

¹ Институт космических исследований РАН, Россия, Москва

² Институт неорганической и аналитической химии, Университет
Йоханса Гутенберга, Майнц, Германия

Мессбауэровская спектрометрия позволяет получить характеристики железосодержащих минералов марсианского грунта, которые, помимо всего прочего, определяют цвет красной планеты Марс. Получение спектров мессбауэровского рассеяния позволяет не только определить, из каких железосодержащих минералов состоит поверхность Марса, но и получить информацию о процессах физической и химической эволюции марсианских горных пород, и, в частности, о роли, которую играла вода в этих процессах.

Особенности спектра мессбауэровского рассеяния определяются электрическим квадрупольным и магнитным дипольным взаимодействием ядра с электрическим и магнитным полями в твердотельной матрице исследуемой породы. Это взаимодействие, в свою очередь, зависит от минералогического состава исследуемого образца (рис. 1).

Энергия возбужденного состояния ядра ^{57}Fe в источнике (изотоп ^{57}Co в родиевой матрице) равна 14,4 кэВ (крайний рисунок слева). В простом поглотителе с кубической симметрией кристалла линия поглощения не расщеплена (второй рисунок слева), но верхний уровень смещен (изотопный сдвиг). В поглотителе, в котором существует градиент электрического поля, расщепляется возбужденный уровень, и линия поглощения превращается в спектральный дублет (например, у Fe^{2+} в оливине, второй рисунок справа). И, наконец, при наличии магнитного поля расщепляются как верхний, так и нижний уровни, и линия превращается в секстет (например, у железа в α -металлической фазе, крайний рисунок справа).

Измерения мессбауэровского спектра можно производить в двух геометриях — поглощения и обратного рассеяния (рис. 2). Геометрия поглощения более эффективна с точки зрения статистики регистрируемого сигнала, но ее применение в измерениях на поверхности Марса затруднено из-за необходимости приготовления специальных образцов определенной толщины.



Рис. 1. Схемы уровней энергии для ядерных переходов в ^{57}Fe [1]

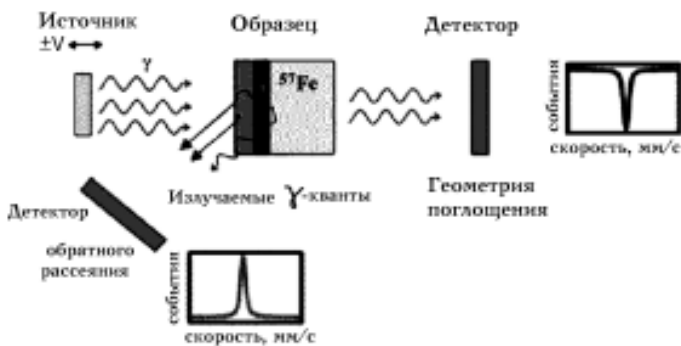


Рис. 2. Геометрия поглощения (в верхней части рисунка) и рассеяния (внизу) [1]

Работы по мессбауэровской спектроскопии для исследования планет в ИКИ РАН были начаты в 1989 г. в рамках проекта «МАРС-94/96» в кооперации с несколькими институтами — Институтом атомной энергии (ИАЭ), МИФИ, Физико-энергетическим институтом (ФЭИ), Белорусским государственным университетом (БГУ) [2]. Был определен облик прибора для установки на марсоходе и изготовлен его лабораторный макет, начата разработка специальных радиоактивных источников космического применения. В 1990, 1991 гг. к работам присоединился Технический университет в Дармштадте (ФРГ) [3], в котором при участии ИКИ РАН был создан летный образец мессбауэровского спектрометра. Однако сокращение программы проекта «МАРС-94/96» заставило искать другие возможности применения этого прибора.

Мессбауэровский спектрометр МИМОС II был включен в состав комплекса «Атена» на марсоходах «Спирит» и «Оппортьюнити», совершивших посадку на Марс в начале 2004 г., вместе с другими научными приборами — рентгеновским спектрометром, панорамной камерой, микроскопом и другими приборами (рис. 3). Кроме того, аналогичный прибор был установлен на посадочном аппарате ЕКА «Бигль-2» [4], посадка которого завершилась неудачей.

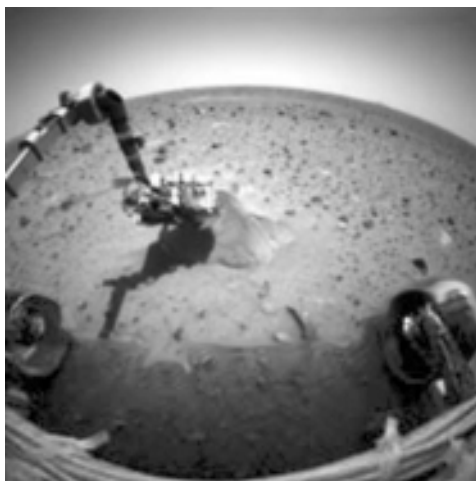


Рис. 3. Панорама манипулятора марсохода с мессбауэровским спектрометром на поверхности Марса

Мессбауэровский спектрометр обратного рассеяния (рис. 4) работает следующим образом. Установленный на вибраторе источник радиоактивного излучения с изотопом ^{57}Co испускает гамма-кванты с энергией 14,4 кэВ, которые рассеиваются на ядрах ^{57}Fe в составе образца грунта и регистрируются полупроводниковыми детекторами. Модуляция скорости колебаний вибратора в диапазоне примерно ± 10 мм/с позволяет измерить полный спектр мессбауэровского рассеяния.

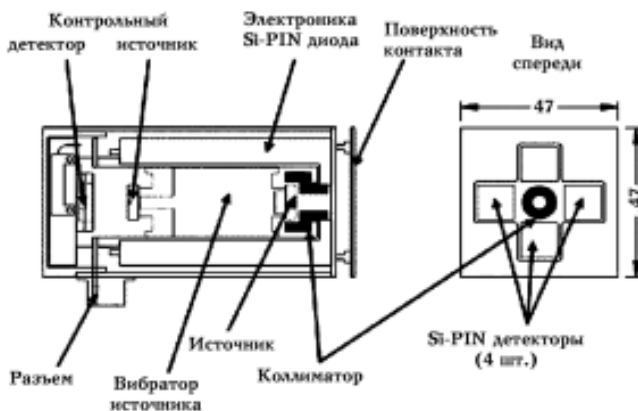


Рис. 4. Схема мессбауэровского спектрометра обратного рассеяния [1]

Параметры основных систем мессбауэровского спектрометра приведены ниже.

Характеристики вибратора

- Конструкция — алюминиевая трубка с двумя катушками на концах между постоянными магнитами Sm-Co (как динамик), закрепленная на двух мягких пружинах
- Частота колебаний — 25 Гц
- Масса — 50 г
- Диаметр — 22 мм, длина — 40 мм
- Изменение скорости ± 12 мм/с
- Линейность — 3 % (программно корректируется)

Параметры радиоактивного источника

- Изотоп ^{57}Co (период полураспада 270 сут, γ -линии 14,4; 122 и 136 кэВ) в родиевой матрице

- Удельная активность — 2 Ки/см²
- Активность при изготовлении 330 мКи, при посадке — 150 мКи, на ноябрь 2004 г. — около 70 мКи
- Диаметр активной области — 4 мм
- Титановый корпус, бериллиевое окно
- Изготовитель — АО «Циклотрон», г. Обнинск
- Коллиматор — слоистая конструкция (свинец, тантал, латунь), диаметр апертуры — 5,6 мм, диаметр пятна на образце — 14 мм

Характеристики полупроводниковых детекторов

- Пять кремниевых детекторов (один — калибровочный)
- Размеры — 10×10 мм
- Толщина — 500 мкм
- Энергетическое разрешение — 1,0–1,5 кэВ при комнатной температуре, улучшается при низких температурах
- Эффективность — около 100 % для 6,4 кэВ, 70 % для 14,4 кэВ

Параметры прибора МИМОС II

- Масса — 500 г (датчик 400 г и плата 100 г)
- Электропотребление — 2 Вт
- Размеры — 40×40×115 мм
- Четыре Si-детектора (PIN) размером 10×10 мм
- Источник ⁵⁷Со активностью 150 мКи (при посадке)
- Микропроцессор — 8051
- Информативность — 150 кбайт (55 спектров + служебная)

Параметры выходной информации

- Зависимость скорости счета гамма-квантов от скорости движения вибратора, 512 каналов для каждого из пяти детекторов
- Амплитудные спектры, 256 каналов для каждого детектора
- Значение температуры с частотой опроса 5 мин
- Характеристики работы вибратора
- Память прибора ~150 кбайт

Внешний вид мессбауэровского спектрометра показан на рис. 5.

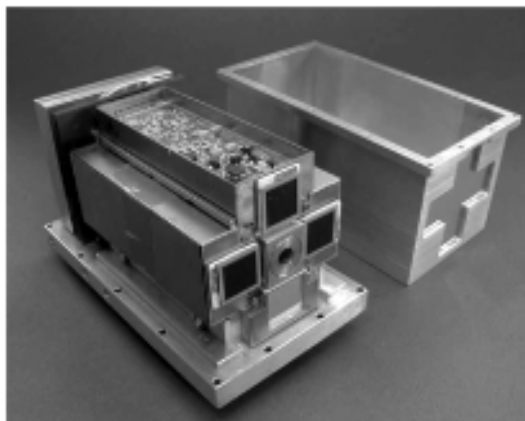


Рис. 5. Мессбауэровский спектрометр МИМОС II [1]

Первые спектры, полученные на марсоходах «Спирит» и «Оппортьюнити», показаны на рис. 6 и 7.

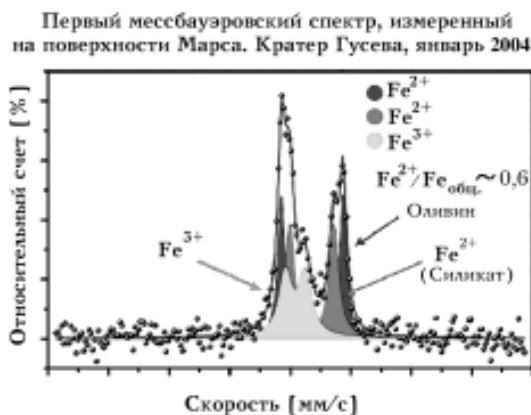


Рис. 6. Первый спектр обратного мессбауэровского рассеяния, измеренный на поверхности Марса в кратере Гусева 17 января 2004 г. мессбауэровским спектрометром на марсоходе «Спирит». По вертикальной оси отложена скорость счета по отношению к фону, в процентах, на горизонтальной оси показана скорость перемещения радиоактивного источника, в миллиметрах в секунду. Отмечены различные минералогические фазы соединений железа (оливин, силикаты двухвалентного железа).

(Картинка НАСА/ЛРД Майнцского университета, помещена на веб-сайте <http://origin.mars5.jpl.nasa.gov/gallery/press/spirit/20040120a.html>)

На первом полученном спектре марсианского грунта в кратере Гусева с марсохода «Спирит» (рис. 6) при небольшой экспозиции были обнаружены характерные дублеты двухвалентного железа (оливины и силикаты, предположительно пироксены), а также трехвалентного железа.

Спектр марсианского грунта, полученный на втором марсоходе «Оппортьюнити» (рис. 7), оказался весьма похожим, но, благодаря большей длительности экспозиции, в нем проявились признаки магнитной фазы (магнитно-дипольный секстет).

Участники эксперимента (Д.С. Родионов, Е.Н. Евланов, О.Ф. Прилуцкий) были включены в перечень создателей комплекса «Атена» на табличке, установленной на марсоходах «Спирит» и «Оппортьюнити» (рис. 8).

ИКИ РАН вместе с Майнцским университетом (Германия) подал заявку на участие в проекте НАСА «Марс-Ровер» 2009 г. с мессбауэровским спектрометром.

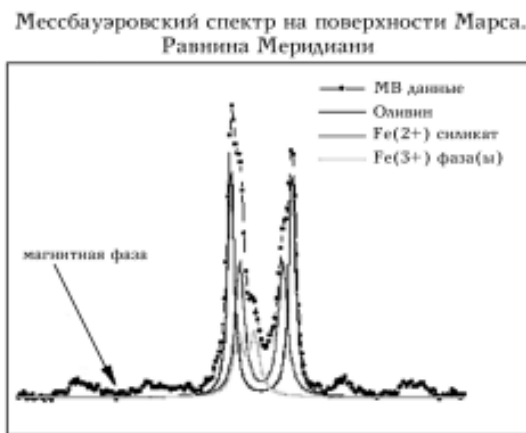


Рис. 7. Первый спектр обратного рассеяния, измеренный на поверхности Марса на равнине Meridiani Planum мессбауэровским спектрометром на марсоходе Opportunity. По вертикальной оси отложена скорость счета по отношению к фону, в процентах, на горизонтальной оси показана скорость перемещения радиоактивного источника, в миллиметрах в секунду.

Различные кривые представляют минералогические фазы соединений железа. (Картинка НАСА/ЛРД Майнцкого университета, помещена на веб-сайте <http://origin.mars5.jpl.nasa.gov/gallery/press/opportunity/20040204a.html>)

The Athena Science Payload on this rover was designed and built by:					
R. Anderson	J. Bricker	S. Perry	J. Jeffries	S. Meyer	L. Shirashi
B. Andreichikov	J. Cardone	R. Fleischner	J. J.	T. Myrick	S. Silverman
R. Arvidson	C. Chapman	J. Foh	M. Johnson	W. O'Donnell	G. H. Smith
M. Balzer	P. Christensen	V. Ford	E. Kankleit	H.B. Pedersen	S. Squyres
P. Bantist	P. Chu	T. Fontana	P. Karimann	R. Peratta	R. Steinke
D. Bates	S.A. Collins	R. Gellert	R. Keehn	A. Posnangi	S. Stroescu
C. Batling	G. Cuculu	W. Goetz	K. Kelly	O. Prietsky	J. Suchman
E. Baumgartner	S. Dallas	B. Goldstein	G. Klingelhöfer	V. Radchenko	R. Sullivan
J. Bell III	K. Davis	N. Gorelick	J.M. Knudsen	J. Rademacher	W. Sullivan
B. Bernhard	R. Deering	S. Gorevan	S. Kordos	R. Rieder	D. Thiesse
P. Bertelsen	R. Denise	E. Hagerott	P.C. Leger	D. Rodionov	T. Townville
R. Billing	A. Dinglian	W. Hartford	G. Lavenise	R. Romero	C. Van Houten
C. Blaney	G. Dreibus	D. Hanson	B. Linderoth	S. Sedick	E. Villegas
R. Benitz	T. Economou	P. Hendeshott	M.B. Madsen	B. St Ange	M. Wadsworth
U. Benneis	T. Elliott	R. Heninger	J. Maki	L. Schier	H. Winkle
J. Brinckmann	E. Evlanov	K. Herkenhoff	G. Mahai	M. Schwobert	R. Williamson
D. Brown	P. Fatohi	B. Jau	J. Melko	D. Sherman	A. Yen

Рис. 8. Табличка со списком участников создания комплекса «Атена»

Литература

1. Klingelhöfer G., Morris R.V., Rodionov D., Linkin S., Evlanov E., Zubkov B., Prilutski O. et al. Athena MIMOS II Mössbauer spectrometer investigation // J. of Geophysical Research. 2003. V. 108. Issue E12. P. ROV 8-1.
2. Евланов Е.Н., Зубков Б.В., Линкин В.М., Прилуцкий О.Ф. Мессбауэровские спектры поверхности Марса — как это начиналось // Тр. междун. конф., посвященной семидесятилетию академика РАН Роальда Зиннуровича Сагдеева «Физика плазмы, космические исследования, международное сотрудничество: взгляд в будущее». 20—22 января 2003 г. ИКИ РАН. М.: ООО «Регион-Инвест», 2004. С. 149.
3. Klingelhöfer G., Foh J., Held P., Jøger H., Kankleit E., Teucher R., Evlanov E.N., Khromov V., Mukhin L.M., Prilutski O.F., Zubkov B., Smirnov G.V., Juchniewicz J., Knudsen J.M., Madsen M., D'Uston C. Mössbauer Spectroscopy on the Surface of Mars // Program and Abstr. for Clay Minerals Society, 28th Annual Meeting. Held October 5—10, 1991. Houston, TX., LPI Contribution 773, Lunar and Planetary Institute, 1991. P. 90.
4. Sims Mark R., Pillinger C.T., Wright I.P. et al. Instrumentation on Beagle 2: the astrobiology lander on ESA's 2003 Mars Express mission // Proc. SPIE Instruments, Methods and Missions for Astrobiology III / Ed. Richard B. Hoover. 2000. V. 4137. P. 36—47.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ СКАНИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА ВИДЕОСПЕКТРОМЕТРА ОМЕГА С УМЕНЬШЕНИЕМ ЕГО ГАБАРИТОВ

Э.И. Рожавский, П.П. Моисеев, В.А. Котцов

Институт космических исследований РАН, Москва

Видеоспектрометр ОМЕГА на КА «Марс-Экспресс» был разработан для картографирования минералогического состава поверхности и молекулярного состава атмосферы планеты Марс. Он имеет три спектральных канала с диапазонами: VNIR 0,38–1,05 мкм, IR1 1,05–2,7 мкм и IR2 2,7–5,1 мкм. Угловое разрешение $4'$, что дает пространственное разрешение 0,4–4 км в зависимости от высоты орбиты.

Сканирующее устройство (СУ) является важной частью этого прибора. Оно обеспечивает просмотр поверхности планеты, сканирование поперек трассы полета и позволяет развернуть спектрометрические данные в изображение. Угловой размер полосы обзора на поверхности $4,4^\circ$. Формируется многомерное изображение, которое характеризует не только спектральный состав принимаемого излучения, но и особенности его пространственного распространения. Это дает возможность картографировать наблюдаемую территорию, оценивать изменчивость и протяженность природных образований. Задача картографирования выдвигает высокие требования к качеству развертки изображения, которое в значительной степени определяется техническими характеристиками СУ.

Выбор типа конструкции СУ вытекает из технических требований к разрабатываемой съемочной системе по скорости сканирования, линейности, по размаху и точности развертки, по габаритам, оптическому диапазону. Для инфракрасного диапазона это зеркальная система с механической разверткой. К настоящему времени в Институте космических исследований накоплен значительный опыт разработки и применения таких конструкций. СУ подобного типа с зеркалом существенной массы на торсионе было успешно реализовано в многозональной

съемочной системе «Фрагмент» для изучения природных ресурсов Земли, разработанной при научном руководстве Г.А. Аванесова. Оно показало высокие эксплуатационные характеристики.

Сканирующее устройство видеоспектрометра ОМЕГА выполнено в виде двух функциональных подсистем: входного оптического блока и электронного блока управления. Внешний вид двух блоков СУ видеоспектрометра ОМЕГА показан на рис. 1.

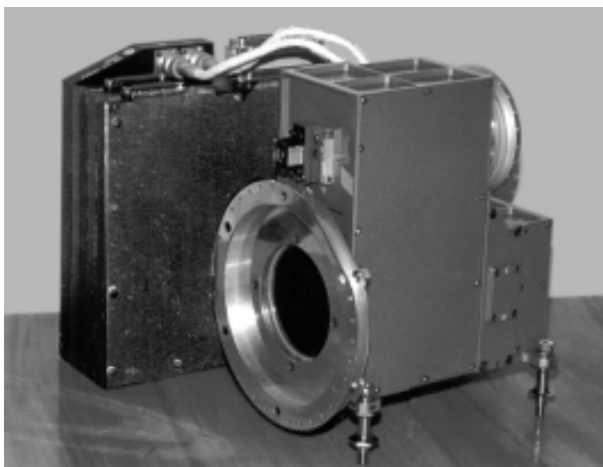


Рис. 1. Сканирующее устройство видеоспектрометра ОМЕГА

Конструкция оптико-механической части СУ в первом блоке содержит зеркало, качающееся на оси с магнитным приводом. Его особенность в том, что эта ось не закреплена в подшипниках, а упруго подвешена на торсионе. Преимуществом использования упругих элементов в подвижной части СУ является исключение случайных биений в опорах вращающейся оси и связанных с этим случайных смещений разворачивающего зеркала и направления визирования. Отсутствие подшипников исключает необходимость применения смазки. Последнее свойство особенно важно при работе аппаратуры в космических условиях.

Электронный блок управления выполнен в отдельном корпусе и связан с приводом и датчиком положения в подвижной части СУ и с основным блоком управления прибора ОМЕГА электрическими кабелями. Первый вариант СУ видеоспектрометра

ОМЕГА был разработан для КА «Марс-96» и имел аналоговый блок управления. Габаритно-массовые характеристики этого блока управления, выполненного на отечественной элементной базе, были значительными.

Поскольку СУ на основе торсиона с магнитным приводом имеет существенно нелинейные собственные характеристики, то роль блока электронного управления для него очень важна. Управление не только задает режимы сканирования, но и приближает закон развертки к линейному.

Разработка нового варианта СУ видеоспектрометра ОМЕГА для КА «Марс-Экспресс» потребовала увеличения жесткости упругих элементов торсиона и существенного уменьшения габаритно-массовых характеристик прибора. Поскольку оптическая часть не могла быть уменьшена, то это требование для блока электроники ужесточилось. Разработка нового варианта этого блока была выполнена на цифровой элементной базе.

В отличие от непрерывной аналоговой системы управления СУ прибора ОМЕГА КА «Марс-96», цифровая система управления разверткой СУ видеоспектрометра ОМЕГА КА «Марс-Экспресс» обеспечивает сканирование, при котором контроль и управление движением осуществляется в дискретной последовательности угловых положений. Это позволило создать более гибкую систему управления с высокой степенью линейности развертки, что обеспечивает получение правильной геометрии по полю изображения. Некоторые отклонения от линейности наблюдаются только на краю полосы изображения.

Блок управления СУ задает выполнение 12 режимов сканирования, которые выбирают при проведении наблюдений в зависимости от параметров орбиты. Характеристики режимов сканирования СУ прибора ОМЕГА показаны в табл. 1.

В зависимости от высоты марсианской орбиты угол сканирования можно изменять от $\pm 0,275$ до $\pm 2,2^\circ$ с коэффициентом 2, что обеспечивает выбор ширины просматриваемой полосы поверхности планеты. При этом число элементов разрешения формируемого изображения вдоль строки изменяется от 16 до 128. Для согласования со скоростью перемещения вдоль орбиты эти параметры обеспечиваются для трех скоростей сканирования.

Оптическая схема СУ содержит перископическую зеркальную систему блока входной оптики, помещенную перед зеркальным входным объективом блока спектрометра, со щелью в

его фокальной плоскости. Первое по ходу лучей зеркало снабжено сканирующим механизмом. Габаритные размеры перископической зеркальной системы определяются световым диаметром входного объектива видеоспектрометра с учетом максимального угла сканирования.

Таблица 1

Режимы работы сканирующего устройства видеоспектрометра ОМЕГА

№ режима	Угол сканирования, град	Скорость сканирования, град/с	Время прямого хода, с	Число тактов на прямом ходе	Общее время прямого и обратного хода, с
1	$\pm 2,2$	6,8750	0,64	128	0,80
2	$\pm 1,1$	6,8750	0,32	64	0,40
3	$\pm 0,55$	6,8750	0,16	32	0,20
4	$\pm 0,275$	6,8750	0,08	16	0,10
5	$\pm 2,2$	3,4375	1,28	128	1,60
6	$\pm 1,1$	3,4375	0,64	64	0,80
7	$\pm 0,55$	3,4375	0,32	32	0,40
8	$\pm 0,275$	3,4375	0,16	16	0,20
9	$\pm 2,2$	1,7187	2,56	128	3,20
10	$\pm 1,1$	1,7187	1,28	64	1,60
11	$\pm 0,55$	1,7187	0,64	32	0,80
12	$\pm 0,275$	1,7187	0,32	16	0,40

Блок входной оптики задает направление наблюдения видеоспектрометра, поэтому все оптические элементы юстировались в корпусе блока относительно его оптической оси. Направление оптической оси для монтажа и последующего контроля направления визирования прибора закрепляется контрольным оптическим кубиком на передней стенке оптического блока.

Внутри этого оптического блока СУ размещены электромагнитный привод сканирующего механизма и узел контроля углового положения зеркала, работающий на датчиках Холла.

Для повышения эффективности магнитная система привода выполнена в виде набора пластин, втягиваемых в щели электромагнита, с согласованной формой магнитных элементов. Ширина щелей требует высокой точности сборки магнитного механизма и отсутствия люфтов качающейся оси с зеркалом. Сложность заключается в том, что пластины не должны касаться поверхности магнитов в щелях при колебаниях оси, вызванных внешними

воздействиями. Кроме точности сборки, необходимо еще и отсутствие свободного состояния упругих элементов привода.

Электронный блок управления выполнен по схеме с холодным резервированием. Выбор осуществляется сигналом от основного блока управления видеоспектрометра. Монтаж блока выполнен на миниатюрных планарных элементах. При изготовлении процессорной части блока управления использовались программируемые логические матрицы (ПЛМ) фирмы Actel, которые применяются с однократной прошивкой. Сложность технологии изготовления СУ заключалась в том, что сканирующий механизм требует индивидуальной настройки режимов сканирования в зависимости от реальных свойств упругих и магнитных элементов сборки. Поэтому на этапе настройки использовался перепрограммируемый аналог ПЛМ фирмы Xilinx, а в конструкции электронных плат было предусмотрено их временное подключение. После настройки отлаженная программа прошивалась в рабочую ПЛМ, с которой она проходила все последующие испытания. Изменение конструкции электронного блока управления по сравнению с аналоговым вариантом позволило вдвое уменьшить его габаритно-массовые характеристики.

Функционирование СУ с упругим элементом имеет свои особенности. При отсутствии питания зеркало в исходном состоянии под действием заданной начальной небольшой упругости торсиона находится в отклоненном (крайнем) положении, опираясь на упор. Оно не фиксируется дополнительно при запуске КА и может совершать колебательные движения. При включении питания зеркало устанавливается в среднее положение, которое стабилизируется и, при необходимости или в случае частичного отказа механизма развертки, позволяет выполнять постоянное наблюдение в надир вдоль трассы полета.

При сканировании поверхности планеты, перед началом каждого прохода зеркала, магнитная система привода СУ взводит пружинный механизм торсиона с зеркалом на заданный угол отклонения. Затем пружинный механизм совершает прямое рабочее движение под действием упругих сил. Процесс этого рабочего движения непрерывно оценивается следящей системой контроля углового положения. Определяемое текущее угловое положение сравнивается в блоке управления с заданным положением при сканировании, в результате сравнения формируется корректирующий сигнал. Этот сигнал подается на

цепь управления электромагнитом привода и обеспечивает линеаризацию развертки.

Сканирующее устройство видеоспектрометра ОМЕГА обеспечивает работу инфракрасного канала прибора, поэтому важным требованием является тепловой режим и обеспечение правильного функционирования сканирующего механизма при возможно низких температурах. Дополнительное радиационное охлаждение оптического блока происходит за счет излучения через входное отверстие. Стабилизация теплового режима работы оптического блока в составе видеоспектрометра обеспечивается температурой, заданной на его посадочном месте. Контроль теплового режима осуществляется термодатчиками, размещенными внутри блока. Обеспечение необходимых требований и проверка их выполнения оказались непростой задачей. СУ видеоспектрометра ОМЕГА КА «Марс-Экспресс» работает в полете при температуре в оптическом блоке -15°C , что существенно ниже, чем в СУ прибора ОМЕГА КА «Марс-96».

Одно из важных требований к космической аппаратуре — выдерживание механических нагрузок при запуске. Как показал опыт испытаний, упругие свойства СУ с торсионом позволяют ему выдерживать рекордные вибрационные нагрузки. При этом с использованием упругих свойств можно обходиться без арретирования подвижных элементов. Механические испытания блоков СУ проводились в особо жестких условиях. В качестве примера можно указать, что при проведении конструкторско-доводочных испытаний (КДИ) СУ прибора ОМЕГА оптический блок выдержал вибрационные нагрузки 18 g по каждой из трех осей при частоте 100 Гц. Испытания проводились как на синусоидальные, так и на случайные воздействия. На рис. 2 показан рабочий момент этих испытаний.

Объем данных, получаемых видеоспектрометром ОМЕГА только в одном сеансе наблюдения, составляет 46 Мбит. Это вызвано тем, что данные представляют множество слоев изображений, каждое из которых получено в одной из длин волн в области от 0,38 до 5,2 мкм. Уникальные информационные возможности видеоспектрометра позволяют интерпретатору визуально выбирать характерную точку на изображении наблюдаемой поверхности, а затем анализировать ее спектр в широком спектральном диапазоне: например, при интерпретации полученных данных связать составляющие поверхностный слой

породообразующие минералы, распознаваемые по спектральному признаку, со структурными морфологическими характеристиками наблюдаемого участка поверхности.



Рис. 2. Рабочий момент вибрационных испытаний

Таблица 2

Итоги работы сканирующего устройства видеоспектрометра ОМЕГА на марсианской орбите в январе 2004 г.

Виток	Дата	Район наблюдения	Ориентация	Объем данных, Мбит
6	8.01	Isidis	Надир	46
18	13.01	E Valles Marineris	Надир	46
22	14.01	W Hellas	Надир	46
24	16.01	Gusev.Spirit	Надир	46
30	18.01	Hellas + S pole	Надир	46
32	19.01	E Elysium	Надир	46
37	21.01	Olympus	Надир	46
41	22.01	Hellas + S pole	Надир	46
44	23.01	Limb sounding	По 3 осям	46
49	25.01	N.S dichotomy W Tharsis	Надир	46
56	27.01	Elysium	Надир	46

Летом 2003 г. СУ видеоспектрометра ОМЕГА было запущено на КА «Марс-Экспресс» и в конце года успешно начало съемку

Марса. Уже первые месяцы функционирования прибора на марсианской орбите дали большой объем высококачественной информации о поверхности планеты. В табл. 2 приведены итоги за один (первый) месяц работы прибора.

Опыт разработки, испытаний и использования СУ прибора ОМЕГА показал, что описанная конструкция имеет ряд преимуществ по сравнению с другими типами. СУ с торсионными могут эффективно применяться в условиях вакуума и низких температур, при отсутствии смазки и больших механических нагрузках, обладают линейностью, достаточной для развертки мелкомасштабного изображения.

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОГО НАУЧНОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ

Ф.Л. Дудкин¹, С.И. Климов², В.Е. Корепанов¹, А.А. Марусенков¹,
А.Е. Сухинюк¹

¹ Львовский центр Института космических исследований
НАНУ-НКАУ, Украина

² Институт космических исследований РАН, Россия

В данной работе представлено состояние развития электромагнитных (ЭМ) датчиков для микроспутников, созданных в Львовском центре Института космических исследований (ЛЦ ИКИ НАНУ-НКАУ). Комплект ЭМ-датчиков включает следующие устройства.

Феррозондовые магнитометры (ФЗМ). Достигнуто уменьшение массы и потребления мощности спутниковых версий ФЗМ. Научная и технологическая проработка позволила уменьшить шум ФЗМ до уровня 1 пТ. Также был разработан новый ФЗМ для магнитной ориентации микроспутников. В нем использованы компоненты промышленного типа и приняты специальные меры для увеличения его надежности.

Индукционные магнитометры (ИМ). Был создан суперлегкий ИМ нового типа, имеющий более пяти декад рабочего частотного диапазона с верхней границей до 1 МГц и минимальным уровнем шума в несколько фемтотесла. Общая масса одной из моделей ИМ составляет менее 70 г вместе с электроникой.

Электрические зонды (ЭЗ). Разработаны и успешно опробованы два типа ЭЗ уменьшенных габаритов с нижней границей частотного диапазона 0,1 и 0 Гц.

Волновой зонд (ВЗ). ВЗ является инструментом нового поколения, который объединяет в одном датчике три независимых датчика: ИМ, ЭЗ и щелевой зонд Ленгмюра (ЩЗЛ). Такая комбинация позволяет создать принципиально новый инструмент — волновой зонд.

Ниже описаны все эти типы космических датчиков и представлены их параметры.

Введение

Современный этап космических исследований характеризуется постоянным сокращением финансовой поддержки научных исследований даже в ведущих странах, что привело к развитию мини-, микро- и наноспутников с низкой стоимостью и коротким временем подготовки. В свою очередь, это стимулировало создание нового поколения бортовых научных приборов с низкими массой и потребляемой мощностью, но с высоким уровнем метрологических параметров.

Последние достижения в электронике, особенно в технологии производства интегральных схем, позволяют, в основном, удовлетворить новым требованиям при создании блоков сбора и обработки данных. Намного сложнее обстоит дело с датчиками физических величин: попытка их миниатюризации с одновременным повышением уровня метрологических параметров нуждается в привлечении достижений также в материаловедении, производственных технологиях и, конечно, требует серьезного теоретического обоснования.

Данная работа описывает основные результаты теоретических и экспериментальных исследований в области создания бортовых ЭМ-датчиков для малых космических аппаратов. Приводятся параметры выпускаемых датчиков.

1. Феррозондовые магнитометры

Среди различных типов магнитометров, используемых для измерения постоянного и низкочастотного магнитных полей, ФЗМ оказываются наиболее пригодными для получения высоких результатов при относительно низкой стоимости. Они используются практически в каждом космическом аппарате либо для ориентации, либо для научных целей.

Последние достижения в технологии конструирования и производства ФЗМ-датчиков, и особенно в материаловедении, позволили значительно уменьшить их уровень шума. Особенности создания ФЗМ с низким уровнем шума обсуждались в деталях в наших предыдущих статьях [4, 7] и здесь приведены только основные выводы.

В результате как теоретических, так и экспериментальных исследований было показано, что шум ФЗМ и особенно ста-

бильность нулевой линии значительно зависят от режима возбуждения феррозондового датчика. Был предложен новый режим феррорезонансного возбуждения [7], который позволяет, потребляя низкую мощность по цепи возбуждения, реализовать глубокое насыщение сердечника датчика, создавая магнитное поле в его объеме в несколько миллитесла. В экспериментальном ФЗМ-датчике с сердечником типа рейс-трэк и потреблением мощности всего в 10 мВт был получен рекордный уровень шума около 1 пТ на 1 Гц (рис. 1, кривая с треугольниками). Обычный уровень шума магнитометров, производимых в ЛЦ ИКИ для различного применения, дан на рис. 1 (пространство, ограниченное кривыми с заштрихованными и незаштрихованными кружочками).

Также были выведены некоторые важные зависимости шума ФЗМ, например, обратно-пропорциональная зависимость уровня шума от объема сердечника. К сожалению, это не подтверждено другими исследователями. По нашему мнению, это происходит потому, что устранить все дополнительные помехи и воспроизвести те же самые условия измерений в объеме сердечника — очень сложная задача. Другой экспериментально найденный факт — зависимость уровня шума от длины сердечника. В результате этих исследований была получена полуэмпирическая зависимость для уровня шума ФЗМ:

$$h_F = C_F \left[1 + (f_0 / f)^\alpha \right] \cdot l^{-3}, \quad (1)$$

где $C_F \sim 5 \cdot 10^{-28} \text{ Т}^2 \text{ м}^3 \cdot \text{Гц}^{-1}$; l — длина сердечника датчика; f — частота измеряемого сигнала; f_0 — угловая частота, при которой график зависимости плотности шума от частоты переходит от плоской части к части с наклоном $\sim 1/f^\alpha$; α — угол наклона графика шума ниже угловой частоты. Было получено, что нормальное значение величины α , равное единице для этой части графика шума (например, шумовые кривые для магнитометров OERSTED и ULYSSES на рис. 1), иногда равно 0,8 для магнитометров LEMI (см. рис. 1, заштрихованные и незаштрихованные кружочки). Также с целью снижения массы КА изучалась возможность использования только ФЗМ для управления ориентацией спутника. Была разработана система магнитной ориентации и стабилизации и создан новый магнитометр для системы ориентации — LEMI-010S [2]. В нем используются компоненты

промышленного типа и приняты специальные меры для увеличения его надежности: защита оборудования от радиации, горячее и холодное резервирование. Этот магнитометр имеет также достаточно низкий уровень шума, несмотря на моноблочную конструкцию (см. рис. 1, заштрихованные кружочки), что позволяет использовать одновременно его показания для научных целей.

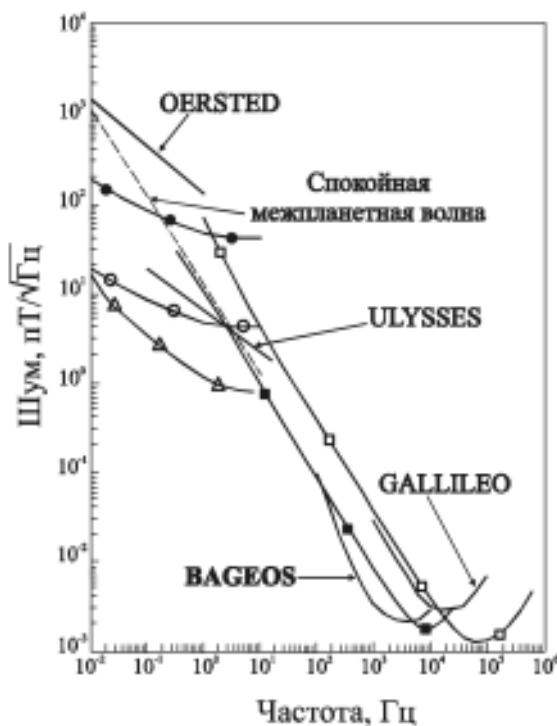


Рис. 1. Сравнение уровней шума космических магнитометров (ФЗМ и ИМ)

В настоящее время во всем мире интенсивно разрабатывается вариант полного цифрового ФЗМ. Одна из наилучших реализаций цифрового ФЗМ для космических исследований предложена специалистами из Института Макса Планка по внеземной физике (г. Линдау) [1], которым удалось значительно уменьшить его массу и потребление. Были проанализированы особенности

работы цифрового ФЗМ и показано, что, несмотря на кажущееся удобство и преимущества цифровой структуры, параметры ФЗМ с аналоговой обработкой сигнала в измерительном тракте всегда будут лучше, чем у цифрового [9].

В качестве иллюстрации высокого уровня параметров, достигнутого в космических магнитометрах, на рис. 2 дана стабильность нулевой линии аналогового магнитометра MIF-M на протяжении пяти лет функционирования космического аппарата INTERBALL-TAIL.

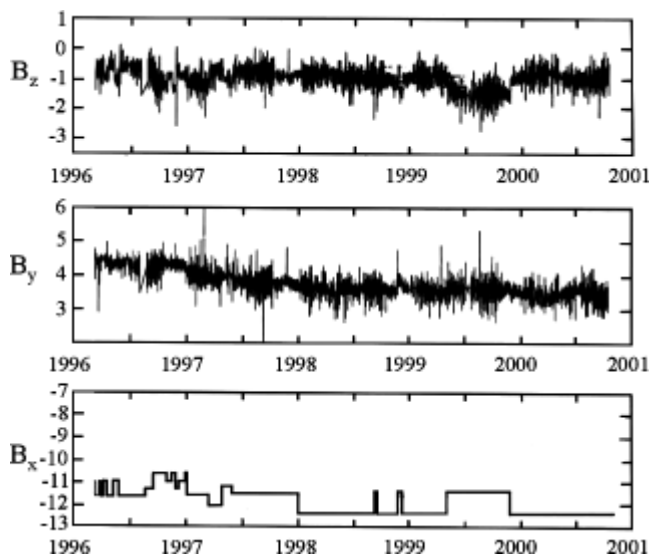


Рис. 2. Стабильность нулевой линии ФЗМ MIF-M в течение 5 лет

2. Индукционные магнитометры

Индукционные магнитометры широко используются для изучения волновых процессов в космической плазме. Попытки разработки малощумящих ИМ сталкиваются с серьезными методологическими и расчетными проблемами. Несмотря на кажущуюся простоту ИМ, расчет его уровня шума требует учета одновременно большого комплекса параметров — только для датчика должны включаться более чем 30 геометрических и электрических величин. Очевидно, что решение соответствующей системы

уравнений или перебор различных комбинаций для того, чтобы выбрать оптимальную конструкцию, не возможны.

Для решения этой проблемы была разработана новая методика расчета уровня шума ИМ. Она основана на введении так называемых «обобщенных параметров» — некоторых промежуточных величин, которые остаются постоянными в широких пределах вариации требуемых параметров [8]. Эта методика показала высокую эффективность: разброс рассчитанных и полученных после изготовления ИМ-параметров был в пределах отклонения параметров для одной партии изготовленных ИМ и никогда не превышал 10 %. Более того, полученные результаты значительно отличаются от обычно принятых рекомендаций, прежде всего, в части влияния величины относительной магнитной проницаемости материала магнитного сердечника. В частности, выведенная зависимость для шума W_B (в единицах индукции) высокочастотных ИМ с оптимальной длиной

$$W_B \equiv (f \mu M)^{-1} \quad (2)$$

показывает, что увеличение относительной магнитной проницаемости материала сердечника μ позволяет уменьшать массу сердечника M или, другими словами, что M и μ — эквивалентные параметры. Это, в частности, показывает, что использование ферритовых сердечников с низким μ в бортовых ИМ не эффективно. Также было найдено, что для ИМ с минимальной массой рекомендуется сильно вытянутая «карандашная» конструкция. При этом можно избежать возможного насыщения сердечника во внешнем постоянном магнитном поле H_e , если магнитная проницаемость формы сердечника будет подчиняться выражению

$$\mu_s < B_s / H_s, \quad (3)$$

где B_s — индукция насыщения материала сердечника, μ_s — магнитная проницаемость формы сердечника.

Конструкция обычных ИМ предусматривает изготовление датчика и предусилителя как отдельных блоков, что препятствует уменьшению массы. Чтобы полностью реализовать преимущества предложенной конструкции ИМ, была также разработана новая технология изготовления, которая позволила создавать суперлегкий моноблочный магнитометр LEM1-106: ИМ длиной

0,5 м имеет общую массу около 70 г, включая встроенный предусилитель. График его плотности шума дан на рис. 1 (незаштрихованные квадраты). Шум укороченной версии LEMI-106H (длинной 0,22 м) здесь также показан (заштрихованные квадраты). Для сравнения на рис. 1 даны графики плотности шума лучших бортовых ИМ для экспериментов GALLILEO и BAGEOS, там же приведен для справки самый низкий уровень магнитного сигнала при космических исследованиях — спектр спокойной межпланетной волны [14].

Естественно, что в соответствии с их физическим принципом действия чувствительность ИМ пропорциональна частоте измеряемого сигнала. Поэтому они наиболее широко используются для исследования магнитных флуктуаций. Чувствительность ФЗМ фактически постоянна, что определяет их применимость для измерения постоянного и медленно изменяющегося магнитных полей. Но имеется некоторая промежуточная полоса — приблизительно от 0,01 до 10 Гц — где выбор типа магнитометра не столь легок, как это могло бы казаться. По нашему мнению, наиболее важный параметр, который рекомендуется использовать для выбора типа магнитометра, — это пороговая чувствительность или уровень собственного шума ФЗМ либо ИМ. Эта величина по-разному зависит от практических ограничений массы и размера (иногда и от потребляемой мощности).

Для оценки и сравнения эффективности обоих типов магнитометров было получено следующее обобщенное полуэмпирическое выражение для плотности шума ИМ в низкочастотной области подобно выражению (1) для ФЗМ:

$$h_S = h_0 [1 + A/(\tilde{f}^2 f^2) + B/(\tilde{f}^4 f^4)], \quad (4)$$

где $h_0 \sim 10^{-28} \text{ Г}^2/\text{Гц}$, $A \sim 30 \text{ м}^5 \text{ Г}^2/\text{Гц}^2$, $B \sim 10^{-4} \text{ м}^5 \text{ Г}^4/\text{Гц}^4$.

Было показано также, что это выражение не имеет силы для сигнала с частотой выше собственного резонанса ИМ, но для нашей проблемы низкочастотной оптимизации оно приемлемо. Следует также учесть, что хорошие результаты использования этой формулы получаются только для должным образом оптимизированных ИМ: если оптимизация не корректна, может случиться, что реальный шум будет намного больше, чем рассчитанный по формуле (4). Таким образом, приведенная оценка уровня шума должна рассматриваться как самый низкий теоре-

тически возможный уровень шума ИМ данной длины в низкочастотном диапазоне.

Сравнение полученных кривых шума ФЗМ и ИМ, выведенных из уравнений (1) и (4) для практически применимых размеров датчиков, дано на рис. 3. С его помощью можно делать надлежащий выбор типа магнитометра согласно имеющимся ограничениям и необходимой разрешающей способности. Как уже упоминалось, выражения (1) и (4) могут иметь более существенное практическое применение, потому что они дают самый низкий теоретически возможный уровень шума для датчика с данной длиной и, сравнивая результаты расчета с экспериментально полученными шумовыми параметрами, можно получить оценку качества ФЗМ или ИМ.¹

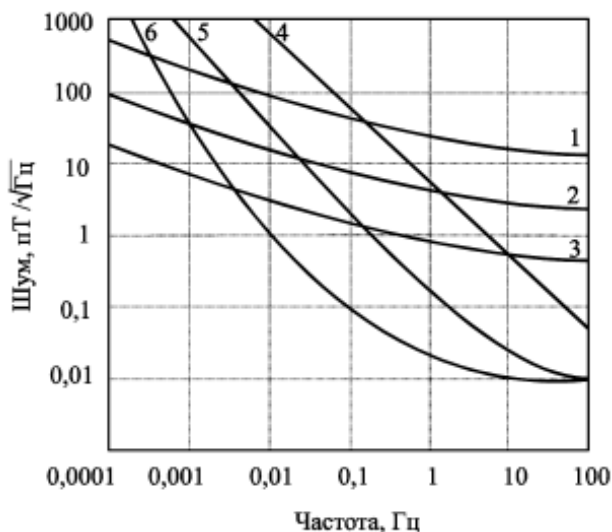


Рис. 3. Сравнение шума ФЗМ (1, 2, 3) и ИМ (4, 5, 6) в ультранизкочастотном диапазоне. Длины сердечников: 15 мм (1), 45 мм (2), 150 мм (3), 150 мм (4), 450 мм (5), 1500 мм (6)

¹ Более подробно технические параметры ФЗМ и ИМ разработки ЛЦ ИКИ см. на сайте <http://www.isr.lviv.ua>

3. Датчики электрического поля

Между способами достижения максимально возможной чувствительности измерений магнитного и электрического полей на борту спутников имеется принципиальная разница. Шум при измерениях магнитного поля ограничен, главным образом, уровнем разработки электронной схемы и качеством используемых магнитных материалов, а методологические проблемы измерения являются вторичными. При измерении электрического поля с помощью ЭЗ, погруженного в космическую плазму, главной проблемой становится методика измерений, которая и определяет, в основном, качество полученных результатов, а шум, вносимый электронными приборами, является вторичным. Взаимодействие ЭЗ с космической плазмой в различных условиях детально изучалось многими авторами (например, [6, 12, 13]). Показано, что полезный сигнал — потенциал ЭЗ — сильно зависит не только от потенциала плазмы в данной точке, но и от многих других локальных параметров: плотности и состава плазмы, магнитного поля, фотоэффекта, потенциала космического корабля и т. д. Именно эти эффекты и умение экспериментатора преодолевать их влияние и ограничивают порог чувствительности. Принимая во внимание обзорный характер настоящей работы, методологические вопросы здесь не будут проанализированы должным образом. Приведем только некоторые соображения относительно проектирования ЭЗ.

Прежде всего, нижний предел уровня шума ЭЗ определяется активным сопротивлением между двумя зондами, погруженными в космическую плазму. Это сопротивление, в первую очередь, определяется так называемым сопротивлением растекания R_p для ЭЗ, погруженного в плазму. Для малых ЭЗ сопротивление растекания зависит, в основном, от площади его контакта с плазмой, т. е. площадь поверхности малого зонда определяет нижний предел шума ЭЗ. Этот шум будет усиливаться в K_n раз входным усилителем, ко входу которого подсоединен зонд. Для должным образом сконструированного усилителя коэффициент усиления шума $K_n < 2$ дБ. Таким образом, нижний предел плотности шума $u_{ш}$ ЭЗ может быть оценен по известной формуле:

$$u_{ш} = K_n \sqrt{kTR_p}. \quad (5)$$

Изучение условий работы зонда на ионосферных высотах позволило уменьшить размеры ЭЗ и создать комплект зондов LEMI-501 и 502 с нижней рабочей частотой от 0,1 и 0 Гц, соответственно, до ≈ 200 кГц с массой < 140 г, включая электронику [16].

Далее, чтобы получить высокую разрешающую способность измерений электрического поля E как

$$E = \frac{\Phi_1 - \Phi_2}{l}, \quad (6)$$

где Φ_1 и Φ_2 — электрические потенциалы первого и второго ЭЗ, расстояние l следует выбирать настолько большим, насколько позволяют ограничения космического аппарата. Например, один из лучших уровней разрешений был получен в эксперименте CLUSTER, где конструкция штанг позволила получить $l \approx 100$ м: в частотном диапазоне 50–8000 Гц достигнутое разрешение составило около 0,15 мкВ/м [5].

4. Волновой зонд

При экспериментальных исследованиях волновых процессов в космической плазме одной из основных задач является определение дисперсионного отношения для волнового вектора. Было показано [15], что для этого достаточно одновременно измерить ортогональные компоненты вариаций магнитного поля и плотности тока. Флуктуации магнитного поля успешно измеряются индукционными магнитометрами. К сожалению, до настоящего времени нет надежных измерений плотности тока в плазме, хотя были предприняты некоторые попытки таких измерений с помощью шелевого зонда Ленгмюра [3], которые не дали надежного результата. Вместе с коллегами из ИКИ РАН нами был разработан прибор, объединяющий ИМ и ЩЗЛ и названный волновым зондом (ВЗ). Реализация ИМ была описана ранее. Принцип действия ЩЗЛ довольно прост: две проводящие пластины размещены в космической плазме как можно ближе друг к другу на расстоянии d и связаны резистором R_p (рис. 4).

Выходной сигнал U ЩЗЛ формируется следующим образом:

$$U = IR_p = JSR_p, \quad (7)$$

где S , см², — поверхность одной пластины ЩЗЛ; J , А/см², — плотность пространственного тока; I , А, — ток через эквивалент

тное сопротивление R_p -зонда. Далее напряжение U с выхода ЩЗЛ поступает на вход предусилителя и при прочих стабильных параметрах служит мерой J .

К сожалению, из-за очень сложного теоретического обоснования, до настоящего времени не имеется надежного подтверждения, что настолько простая конструкция работает должным образом. Здесь также электрическая цепь и механическая конструкция не являются факторами, ограничивающими предел измерений. Простые вычисления показывают, что уровень шума для датчика приемлемого размера может быть $\sim 10^{-13}$ А/см², что вполне достаточно для любых экспериментальных исследований плотности тока [10]. Исследования, выполненные в настоящее время в ЛЦ ИКИ, позволили теоретически подтвердить правильность этого метода только в приближении плазмы без магнитного поля. Получено следующее значение для коэффициента передачи ЩЗЛ:

$$K = UJ^{-1} = K_p(1 + R_i R_p^{-1})^{-1} (1 + (\omega\tau)^2)^{-0.5} \exp(j\varphi), \quad (8)$$

где $K_p = SR_p$, $\tau = CR$, $R = R_i(1 + R_i R_p^{-1})^{-1}$, $C = C_i + C_p$, $\varphi = -\arctg(\omega\tau)$, R_p , C_p — эквивалентные сопротивление и емкости ЩЗЛ, R_i , C_i — входные сопротивление и емкость усилителя.

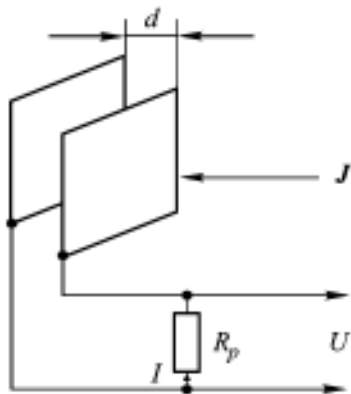


Рис. 4. Схема щелевого зонда Ленгмюра

Выражение для полного сопротивления ЩЗЛ, которое главным образом определяет величину K , представляет собой сложную зависимость от параметров плазмы. Численная оценка для

нормированного коэффициента передачи $|K_n| = K/K_p$ позволила построить амплитудно-частотную характеристику ЩЗЛ (рис. 5), которая доказывает, что ЩЗЛ действительно работает как преобразователь плотности тока в напряжение.

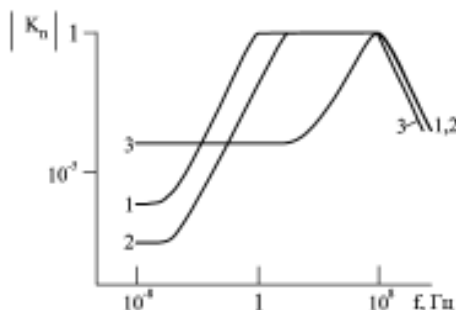


Рис. 5. Передаточная функция щелевого зонда Ленгмюра

Эти зависимости даны для трех различных величин электронной плазменной частоты $f_{pe1} \ll f_{pe2} \ll f_{pe3}$; кривые 1 и 2 — для плазмы солнечного ветра, кривая 3 — для ионосферного F-слоя (см. рис. 5).

Опытный образец ЩЗЛ был испытан на борту спутника «Прогноз-10», и полученные результаты хорошо согласовывались с модельными и теоретическими оценками [15]. Это дает надежду, что ВЗ как новый инструмент для изучения параметров космической плазмы будет реализован в скором времени. Первые экспериментальные испытания ВЗ в космосе запланированы в рамках эксперимента «Вариант» [11] на борту Украинского спутника «СІЧ-1М» (запущен в конце 2004 г.).

Заключение

Данный обзор современного состояния развития ЭМ-датчиков для микроспутников показывает, что сенсорика оперативно отвечает на изменение ситуации в космических исследованиях. Следующие шаги по миниатюризации космических аппаратов — создание нано- и особенно пикоспутников — наиболее вероятно предъявят принципиально новые требования к научной аппаратуре. Дальнейшая миниатюризация датчиков, как ожидается,

будет неэффективной, поскольку физические размеры — длина, площадь поверхности — являются факторами, ограничивающими порог чувствительности. Наиболее вероятно, что появится новая методика измерения: либо будет принята узкая специализация спутника (один спутник — один датчик), либо должны быть разработаны виртуальные инструменты, сформированные группой пикоспутников. Ближайшее будущее покажет, как эти возможности будут реализованы.

Данная работа выполнена в рамках контракта 1-02/03 (1274) с Национальным космическим агентством Украины.

Литература

1. *Auster H.* et al. Concept and first results of a digital fluxgate magnetometer // *Meas. Sci. Technol.* 1995. V. 6. P. 477–81.
2. *Belyayev S.* et al. Satellite magnetic orientation and stabilization system // 3rd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) “Small Satellites for Earth Observation”. Berlin. April 2–6, 2001 . P. 407–410.
3. *Bering E.A.* et al. Theory and operation of the split Langmuir probe // *Planet. Space Sci.* 1973. V. 21. No. 11. P. 1983–2001.
4. *Berkman R.* Theoretic and experimental investigation of flux-gate magnetometer noise // *Proc. of IMEKO-XV World Congress.* Osaka, Japan. June 13–18, 1999. P. 149–156.
5. *Gustaffson G.* et al. The electric field and wave experiment for the CLUSTER mission // *Space Science Reviews.* 1997. V. 79. P. 137–156.
6. *Корепанов В.Е.* Оценка погрешности измерения напряженности постоянного электрического поля методом двойного зонда Ленгмюра // *Космич. исслед.* 1982. Т. 20. Вып. 5. С. 690–699.
7. *Korepanov V.* et al. Advanced flux-gate magnetometer with low drift // *XIV IMEKO World Congress «New measurements — challenges and visions».* Tampere. Finland. 1997. V. IVA. P. 121–126.
8. *Korepanov V., Berkman R.* New approach to the exact design of low noise search-coil magnetometers // *XIV IMEKO World Congress «New measurements — challenges and visions».* Tampere. Finland. 1997. V. IVA. P. 103–108.
9. *Korepanov V., Berkman R.* Digital flux-gate magnetometer structural analysis // *Meas. Sci. Technol.* 1999. V. 10. P. 734–737.
10. *Korepanov V.E.* Three independent techniques to study spatial current density // 2nd Intern. Symp. of the Intern. Academy of Astronautics (IAA) “Small Satellites for Earth Observation”. Berlin. 1999. P. 235–238.

11. *Korepanov V.* et al. Project VARIANT: current and field measurements on board SICH-1M satellite // *Adv. Space Res.* 2000. V. 25. N. 7–8. P. 1337–1342.
12. *Козлов О.В.* Электрический зонд в плазме. М.: Атомиздат, 1969.
13. *Mozer F.S.* Analysis of techniques for measuring DC and AC electric fields in magnetosphere // *Space Science Reviews.* 1973. V. 14. N. 2. P. 272–313.
14. *Russel Ch.* Comments on the measurement of power spectra of the interplanetary magnetic field. *Solar Wind.* NASA sp-308, 1972. P. 365–374.
15. *Вайсберг О.Л., Климов С.И., Корепанов В.Е.* Измерение плотности тока на ударной волне щелевым зондом Ленгмюра // *Космич. исслед.* 1989. Т. 24. Вып. 3. С. 623–627.

УДК 629.78:520.224.7

КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПО МОНИТОРИНГУ НЕБА В РЕНТГЕНОВСКОЙ ОБЛАСТИ СПЕКТРА

*Н.П. Семена, И.В. Чулков, В.В. Акимов, В.В. Левин, М.В. Бунтов,
А.Ю. Ткаченко, И.Ю. Лапишов, А.В. Шевченко, В.А. Арефьев,
М.Н. Павлинский*

Институт космических исследований РАН, Москва

Введение

Планируемый космический эксперимент «Монитор всего неба» (МВН) должен быть проведен на Международной космической станции (МКС) в 2006–2008 гг.

Основная научная цель эксперимента — регулярный обзор Галактики в жестком рентгеновском диапазоне энергий.

Для мониторинга предполагается использовать два широкоугольных рентгеновских телескопа СПИН-X1/2 с кодированной апертурой и с детектором в виде многопроволочной пропорциональной камеры (МПК). Эти телескопы изготовлены в кооперации ИКИ — ОКБ «ААЛАМ» (г. Бишкек). Требуется некоторая доработка для их адаптации к условиям работы на МКС. Телескопы будут отправлены на транспортном грузовом корабле «Прогресс» и установлены космонавтами на универсальном посадочном месте для научной аппаратуры.

Для обеспечения электрического интерфейса с бортовыми системами МКС, накопления научной информации и управления телескопами будет использована бортовая информационно-управляющая система (БИУС), разработка которой ведется в отделе астрофизики высоких энергий ИКИ. В настоящее время изготовлен технологический образец прототипа БИУС в рамках проекта «Спектр-РГ». Для обеспечения возможности использования БИУС в составе МКС требуется доработка информационно-управляющей системы.

В данном проекте, помимо научной части, предполагается провести технологический эксперимент: в одном из двух теле-

скопов с кодированной апертурой позиционно-чувствительный детектор типа многопроволочной пропорциональной камеры будет заменен на многопиксельную матрицу из полупроводниковых детекторов на основе соединения CdZnTe. Такая замена расширит энергетический диапазон монитора и позволит оценить преимущество нового типа детекторов при использовании в космических условиях.

1. Цели и задачи космического эксперимента

Главной научной задачей МВН, устанавливаемого на МКС, является регулярный обзор Галактики (~83 % сферы) в жестком рентгеновском диапазоне с периодом в 72 дня.

Совместное использование многопиксельной CdZnTe-матрицы и многопроволочной пропорциональной камеры существенно расширяет возможности эксперимента. В дальнейшем при расширении энергетического диапазона МВН от 3–30 (МПК) до 15–150 кэВ (CdZnTe) с установкой многопиксельной полупроводниковой CdZnTe-матрицы станет возможным решать следующие научные задачи:

- традиционная задача эксперимента — обзор всего неба в жестком рентгеновском диапазоне энергий;
- перспективные задачи, которые могут быть решены с помощью детектора:
 - обзор всего неба в линии ^{44}Ti (68 и 78 кэВ);
 - исследование жесткого рентгеновского спектра активных ядер галактик;
 - поиск и исследование циклотронных линий в излучении нейтронных звезд.

Одновременно будет поставлен технологический эксперимент по:

- отработке использования нового типа детекторов в условиях космоса и, в частности, на МКС;
- достижению высокого энергетического разрешения для данного типа детекторов, что позволит в дальнейшем использовать детектор для ядерных линий 68 и 78 кэВ.

В настоящее время первый и пока единственный рентгеновский телескоп с детектором на основе CdTe — ISGRI/IBIS работает на орбите в составе европейской обсерватории гамма-лучей

INTEGRAL. Данный детектор имеет невысокое энергетическое разрешение. Следующий эксперимент (BAT/SWIFT), использующий многопиксельный детектор на основе CdZnTe, разработан в США. Он также имеет невысокое энергетическое разрешение.

Установка на МКС двух сонаправленных мониторов, в одном из которых в качестве детектора используется многопроволочная пропорциональная камера, а в другом — многопиксельный детектор на основе CdZnTe, позволит оценить преимущества нового детектора и повысит научную ценность эксперимента.

1.1. Обзор всего неба в жестком рентгеновском диапазоне энергий

К настоящему времени обзоры всего неба высокочувствительными приборами (единицы миллиКраб и лучше) выполнены практически для всех астрофизических диапазонов энергий. В мягком рентгене (0,2–2 кэВ) высокочувствительный обзор (до 0,05 мКраб) был проведен телескопом ROSAT (см., например, Вогс и др., 1999); в среднем (1–10 кэВ) — обзор HEAO-A1 (Буд и др., 1984) до сих пор остается наиболее чувствительным (0,3 мКраб), хотя имеет невысокое пространственное разрешение ($\sim 0,5 \times 3^\circ$). В 2004 г. опубликованы результаты обзора всего неба с чувствительностью около 1 мКраб и пространственным разрешением 1° , выполненного обсерваторией RXTE в диапазоне энергий 3–20 кэВ (Ревнивцев и др., 2004). В гамма-диапазоне (~ 750 кэВ — 10 ГэВ) существуют обзоры, проведенные комплексами приборов COMPTEL и EGRET на спутнике CGRO (Шонфелдер, 1995; Томпсон и др., 1995).

Жесткий рентген (20–600 кэВ) — почти единственный диапазон энергий, в котором до сих пор не проведен достаточно чувствительный обзор всего неба. Предыдущий обзор всего неба в жестком рентгеновском диапазоне был проведен более двадцати лет назад в эксперименте HEAO-A4 (Левайн и др., 1984). Чувствительность этого обзора в диапазоне 13–180 кэВ составила ~ 17 мКраб, угловое разрешение хуже 1° . Каждый из источников наблюдался около одной недели раз в три месяца. За время этого обзора было зарегистрировано около 70 источников, известных по предыдущим наблюдениям в более мягком диапазоне, и только 14 из них детектировались в диапазоне 80–180 кэВ. При этом не было открыто ни одного нового источника.

За прошедшие двадцать лет была предпринята только одна попытка обзора всего неба в жестком рентгеновском диапазоне. В эксперименте BATSE (спутник CGRO) для построения карты источников использовалось их затмение Землей (*Гриндлей* и др., 1996; *Шоу* и др., 2004). К сожалению, к настоящему времени опубликованы результаты, полученные по данным только за 500 дней непрерывного обзора небесной сферы, и чувствительность этого обзора также невелика — ~15 мКраб, угловое разрешение 2° . Данные за 9 лет проведения эксперимента на орбите все еще находятся в стадии обработки.

Этот пробел пытается восполнить работающая в настоящее время на орбите европейская обсерватория INTEGRAL, которая проводит обзор галактической плоскости в диапазоне 15–200 кэВ. В сентябре этого года планируется запуск американского спутника SWIFT, одной из задач которого станет обзор всего неба в жестком рентгеновском диапазоне (10–150 кэВ).

Тем не менее задача обзора всего неба в жестком рентгеновском диапазоне остается актуальной, и обзор с чувствительностью лучше 10 мКраб и пространственным разрешением порядка половины угловой минуты будет достаточно конкурентоспособным.

1.2. Обзор всего неба в линии ^{44}Ti

Используемый в технологическом эксперименте детектор на основе CdZnTe должен обладать существенно лучшим спектральным разрешением, чем подобные детекторы проектов INTEGRAL и SWIFT. Планируется, что энергетическое разрешение прибора составит 1,5 кэВ на энергии 10 кэВ и 2,0 кэВ на энергии 60 кэВ. Это позволит провести обзор всего неба в линиях ^{44}Ti (68 и 78 кэВ) и поиск скрытых Сверхновых в галактической плоскости. Подобные линии наблюдались прибором COMPTEL (обсерватории CGRO) в направлении остатка Сверхновой Cas A (*Июдин* и др., 1994, 1999).

1.3. Исследование жесткого рентгеновского спектра активных ядер галактик

Активные ядра галактик (AGN), исследованные в процессе эксперимента OSSE (Oriented Scintillation Spectrometer Experiment), имеют жесткий спектр с завалом на энергиях порядка

50–100 кэВ для Сейфертовских галактик (*Здзиарски* и др., 1995) или многокомпонентный нетепловой спектр, тянущийся до высоких энергий, — блазары. Чувствительность обзора порядка единиц миллиКраб должна позволить детектировать и исследовать спектральные характеристики всех известных Сейфертовских галактик из каталога, полученного в процессе американского эксперимента OSSE.

Еще одной важной задачей является детектирование и исследование скрытых и самопоглощенных AGN. Такие объекты — это, в основном, Сейфертовские галактики 2-го типа — станут основной целью будущих высокочувствительных обзоров всего неба зеркальными рентгеновскими телескопами (ROSITA) в диапазоне энергий 2–10 кэВ. Однако при поглощении $>10^{24-25} \text{ см}^{-2}$ завал на низких энергиях спектра AGN сдвигается до 5–10 кэВ, и их наблюдение становится возможным только приборами, работающими в жестком рентгеновском диапазоне.

1.4. Поиск и исследование циклотронных линий в излучении нейтронных звезд

Одним из основных объектов исследования монитора могут стать нейтронные звезды. Высокое спектральное разрешение позволит провести детальное исследование циклотронных линий, уточнить их форму и ширину. Положение и форма линии являются хорошим источником информации о напряженности магнитного поля и температуре электронов в области аккреции.

После регистрации возможной циклотронной линии в спектре пульсара Her X-1 (*Трюмпер* и др., 1977) подобные особенности в поглощении или излучении были обнаружены в спектрах нескольких десятков источников на энергиях 7–50 кэВ. Наблюдения на спутнике RXTE источника 4U 0115+63 (транзиентная массивная рентгеновская двойная с повторяемостью в 3 года) впервые дали свидетельства существования пяти гармоник в энергетическом спектре рентгеновского пульсара (*Хайндл* и др., 2000a).

Обсерватории BATSE (GRO), RXTE и BeppoSAX обнаружили новые транзиентные пульсары (см., например, *Хайндл* и др., 2000b). В настоящее время известно более 40 пульсаров с аккрецией, причем транзиентных среди них в два раза больше, чем постоянных (30 против 14).

Кроме того, большой интерес вызывают обнаруженные спутником ВерроSAX барстеры с жестким хвостом в спектрах (*Наталуччи* и др., 2000).

1.5. Оценка эффективности новых детекторов

Установка на МКС телескопа с детектором на основе CdZnTe одновременно с телескопом, использующим позиционно-чувствительный детектор типа МПК, изготовленный по уже отработанной технологии, позволит провести проверку нового типа детектора в космосе и, в частности, в условиях МКС, а также проработать ряд технологических и эксплуатационных вопросов. Длительная эксплуатация CdZnTe-детекторов на МКС позволит, в частности, получить в условиях натурального эксперимента данные об интенсивности и спектре фоновых событий, влиянии активации кристаллов и об их поведении в условиях открытого космоса. Кроме того, в технологическом эксперименте планируется использовать следующее поколение детекторов на основе CdZnTe, обеспечивающих лучшее спектральное разрешение по сравнению с использующимися в настоящее время в приборах ISGRI и BAT. Данные такого технологического эксперимента найдут применение при подготовке новых исследований в области жесткого рентгеновского излучения как на МКС, так и на специализированных космических аппаратах.

Важной частью проекта МВН является возможность исследовать особенности обработки научных данных, получаемых детектором на основе CdZnTe. Результаты исследования найдут применение при планировании следующих экспериментов.

2. Комплекс аппаратуры для проведения эксперимента

2.1. Общая структура комплекса «Монитор всего неба»

В структуру комплекса МВН входят:

- модуль СПИН-Х1 (с многопроволочной пропорциональной камерой);
- модуль СПИН-Х2 (с многопиксельной CdZnTe-матрицей);
- блок сопряжения на базе бортовой информационно-управляющей системы (БИУС), размещенный вне гермоотсека;
- блок управления на базе мобильного ПК, размещенный внутри гермоотсека.

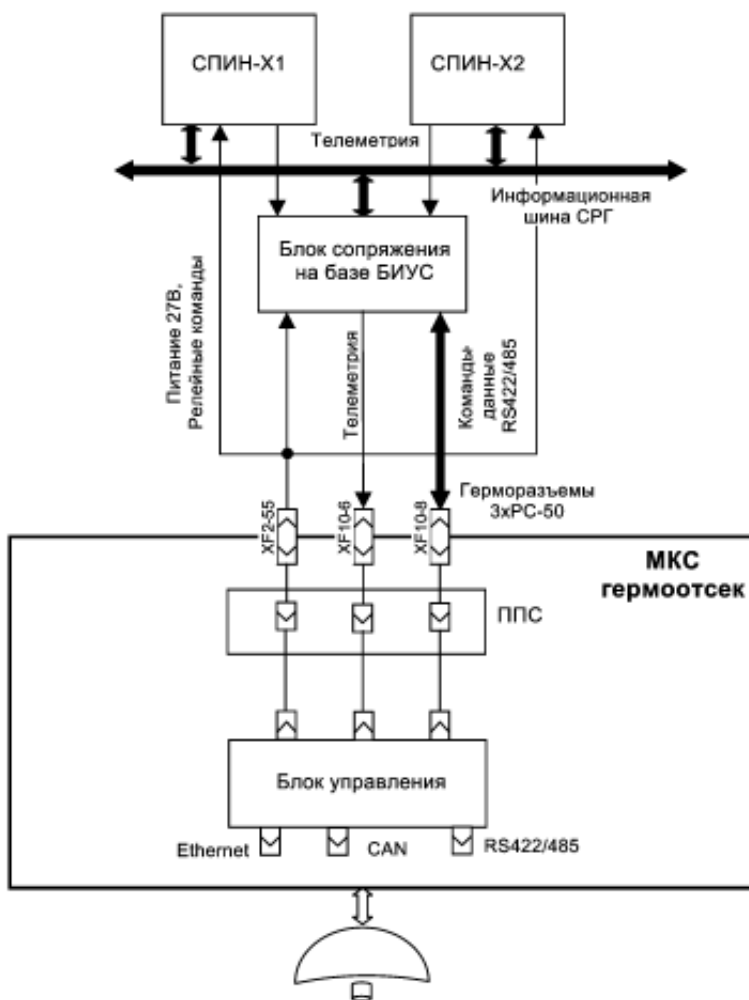


Рис.1. Предлагаемая структура комплекса МВН

2.2. Модули СПИН–Х1, СПИН-Х2

2.2.1. Состав

Общий вид широкоугольного рентгеновского монитора (модулей СПИН-Х1/2) представлен на рис. 2.



Рис. 2. Широкоугольный рентгеновский монитор СПИН-Х

В состав модулей СПИН-Х1/2 входят детектирующая система и моноблок электроники. Детектирующая система (рис. 3) СПИН-Х1/2 использует принцип кодированной апертуры. Перед входным окном детектора на определенном расстоянии устанавливается кодирующая маска, состоящая из расположенных в псевдослучайной (адамаровской) последовательности прозрачных и непрозрачных элементов заданного размера (рис. 4). Боковые направления обзора закрывает алюминиевый тубус с медным покрытием на наружной стороне. СПИН-Х1 относится к системам с неполным кодированием, т.е. маска проецируется на детектор полностью, только если источник расположен на оси прибора. Математическая обработка позволяет восстановить исходное изображение неба по «кодированному» изображению. Схема детектирующей системы СПИН-Х показана на рис. 3. Прибор СПИН-Х1 имеет поле зрения 38° и угловое разрешение $\sim 10'$, прибор СПИН-Х2 имеет поле зрения 48° и угловое разрешение $\sim 27'$.

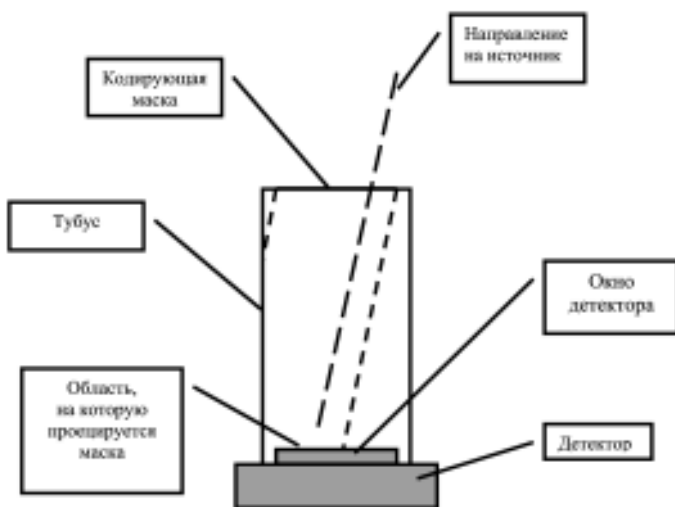


Рис.3. Схема детектирующей системы СПИН-X1/2

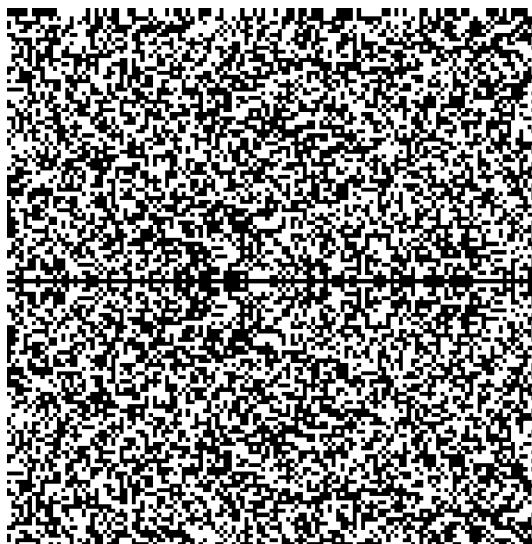


Рис. 4. Кодирующая маска

2.2.2. Детектор модуля СПИН-Х1

В качестве детектора модуля СПИН-Х1 используется многопроволочная пропорциональная позиционно-чувствительная камера (рис 5).



Рис. 5. Схема многопроволочной пропорциональной позиционно-чувствительной камеры

Корпус камеры изготовлен из титана. Входным окном служит бериллиевая пластина толщиной 100 мкм. Для компенсации внутреннего давления с внешней стороны входного окна установлена поддерживающая структура. Камера заполнена газовой смесью 85 % Xe + 10 % Ar + 5 % CO₂ при давлении 1,3 бар.

Система электродов МПК имеет два слоя, первый является спектрометрическим и позиционно-чувствительным («измерительный» слой), второй — только спектрометрическим, он служит для подавления фона заряженных частиц методом антисовпадений («антисовпадателный» слой). Первый слой имеет зону усиления и две дрейфовые зоны, второй — только зону усиления. При взаимодействии рентгеновских квантов и заряженных частиц с веществом, заполняющим МПК, в ее объеме появляются свободные электроны, дрейфующие к анодам. В зоне усиления происходит лавинообразное размножение электронов за счет ударной ионизации (эффект газового усиления).

Движение зарядов в камере приводит к наведению на анодных и катодных электродах импульсов тока, которые регистрируются зарядочувствительными усилителями. Энергии частиц определяются по амплитудам импульсов на анодах, координаты регистрации — по задержкам сигналов с катодных проволочек.

Для этого катодные проволоочки объединены в группы (страйпы) по шесть проволоочек и между страйпами включены элементы линии задержки LC-типа. На краях анодной плоскости первого слоя установлены охранные проволоочки для сглаживания краевых эффектов.

Энергетический диапазон СПИН-X1 3–30 кэВ. Детектор СПИН-X1 обеспечивает энергетическое разрешение 20 % на линии железа Fe^{55} 5,9 кэВ и 14 % на линии Cd^{109} 22 кэВ и пространственное разрешение $\sim 0,5\text{--}0,6$ мм.

2.2.3. Детектор модуля СПИН-X2

В качестве детектора модуля СПИН-X2 используется многоэлементная матрица на основе кристаллов CdZnTe . Общее количество элементов детектора — 1024 шт. (32×32). Размер каждого элемента — $4,1 \times 4,1 \times 2,0$ мм. Зазор между элементами — 0,6 мм.

Детектирующая плоскость (рис. 6) имеет квадратную форму $150,4 \times 150,4$ мм и набирается из 32 модулей детектирования (рис. 7), каждый из которых имеет формат 4×8 элементов и размер $18,3 \times 36,6$ мм.

Конструктивной основой детектирующего модуля является гибридная интегральная микросхема (содержит 32 детектора). Детектирующие модули монтируются на термостабилизированную алюминиевую плиту.

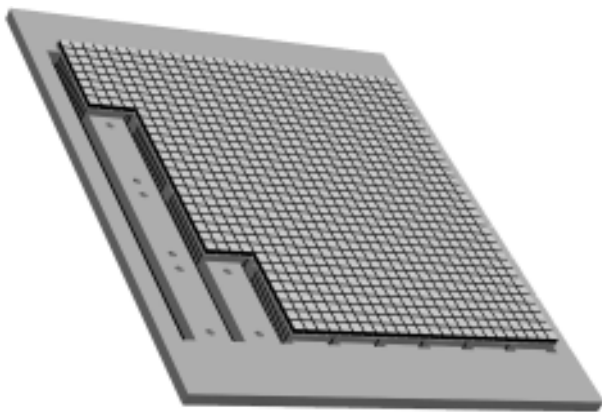


Рис. 6. Общий вид детектирующей плоскости модуля СПИН-X2

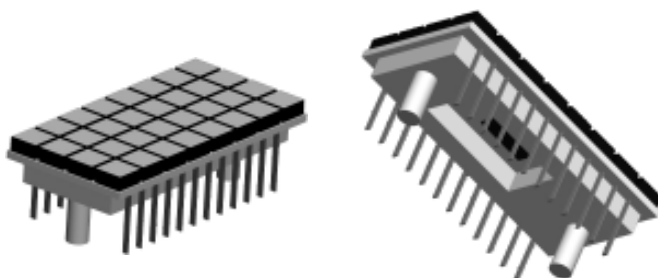


Рис. 7. Общий вид модуля детектирования (4×8 элементов)

Основные характеристики модулей СПИН-Х1 и СПИН-Х2

	Модуль	
	СПИН-Х1 с МПК	СПИН-Х2 с CdZnTe
Тип прибора	Широкоугольный монитор	
Принцип	Кодированная апертура	
Расстояние между апертурой и детектором, мм	413	500
Угол зрения, град	38	48
Угловое разрешение, угл. мин	10	27
Энергетический диапазон, кэВ	3–30	15–150
Энергетическое разрешение детектора, %		
на 6 кэВ		
на 10 кэВ	18	15
Пространственное разрешение детектора, мм	0,5–0,6	4
Временное разрешение детектора, с	1/65536	—
Площадь детектора, см ²	225	226
Мертвое время, мкс	25	32
Скорость счета от источника в 1 Краб (на оси прибора)	220 отсч/с	—
Уровень фильтрации заряженных частиц, %	95	—

2.2.4. Моноблок электроники

Каждый из двух приборов СПИН-Х1/2 имеет свой моноблок электроники, который производит прием сигналов с детектора, амплитудно-цифровое преобразование, отбор событий, прием и расшифровку команд, выдачу телеметрии. Собственный объем памяти каждого из приборов СПИН-Х1/2 ограничен ~1 Мбайт, поэтому СПИН-Х1 использует для хранения накопленных данных БИУС. Научная информация накапливается

в виде массива данных по каждому зарегистрированному фотону (энергия, координаты регистрации, время регистрации). Информация по каждому фотону занимает четыре двухбайтовых слова (64 бита).

2.3. Блоки сопряжения и управления

2.3.1. Назначение

Блок сопряжения МВН с бортовыми системами МКС и блок управления предназначены для управления МВН, сбора, накопления, хранения и передачи в радиоканал служебной и научной информации, полученной от МВН. Кроме этого блоки сопряжения включают программные средства для организации научного эксперимента.

2.3.2. Общая информация

Блоки сопряжения и управления являются доработанным вариантом бортовой информационно-управляющей системы (БИУС) проекта «Спектр-РГ», предназначенной для управления комплексом научной аппаратуры, в том числе и СПИН-Х. Общий вид БИУС представлен на рис. 8.

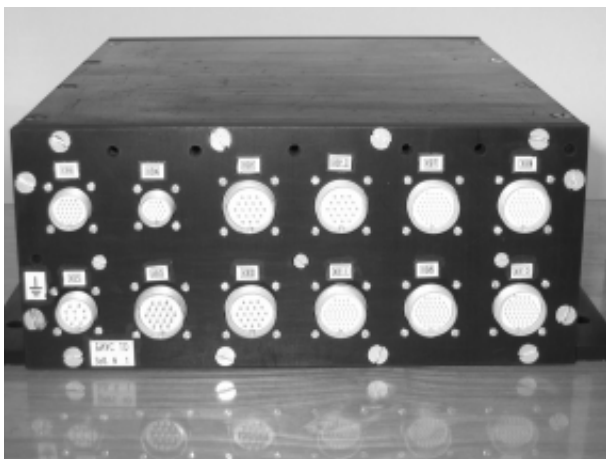


Рис. 8. Технологический образец БИУС

2.3.3. Устройство и функционирование БИУС

БИУС — электронный моноблок, включающий:

- процессорный модуль, который осуществляет ведущие функции контроллера на бортовой СРГ-шине, представляющей собой магистральный интерфейс КНА проекта «Спектр-РГ»;
- модуль интерфейса быстрой телеметрии для передачи информации с СРГ-шины в магистральный радиоканал КА (МРК);
- модуль интерфейсов медленной телеметрии;
- модуль источника питания.

БИУС, разработанный для использования в открытом космосе, выполняет следующие задачи:

- *Передача кода бортового времени (КБВ) в приборы*

Получаемый от служебных систем КА с периодом 125 мс код КБВ блок БИУС периодически (1 раз в 4 с) передает научным приборам.

- *Передача управляющих кодовых слов (УКС) в приборы*

БИУС принимает всю последовательность УКС, проверяет на наличие ошибок (по встроенной контрольной сумме) и передает непосредственно в приборы через СРГ-шину. Максимальная скорость передачи УКС составляет 10 шестнадцатибитных команд в минуту. УКС указывают на состояние КА (начало и конец переориентации, вхождение в радиационные пояса, а также наличие аварийных ситуаций на борту). После приема УКС и проверки по контрольной сумме БИУС передает команду приборам. БИУС передает некоторые команды сразу на СРГ-шину без какой-либо обработки. Команды, которые обрабатываются и исполняются внутри БИУС, на СРГ-шину не передаются.

- *Передача научной информации в радиоканал*

Блок БИУС организует передачу научной информации от научных приборов через МРК на Землю и в память другого прибора. Передача информации на Землю осуществляется в сеансах связи через интерфейс высокоинформативного канала, а из одного прибора в другой — как в сеансах связи, так и в сеансах наблюдений. Направление передачи научной информации (в радиоканал или в память другого прибора) определяется по УКС.

- *Сбор служебной информации с приборов КНА*

Для контроля работоспособности приборов БИУС осуществляет сбор и временное хранение служебной информации с включенных научных приборов со скоростью 16 шестнадцатитбитных слов 1 раз в 5 мин в сеансах наблюдений и 1 раз в 5 с в сеансах связи.

- *Передача служебной информации КА*

Блок БИУС осуществляет прием кадров медленной телеметрии, поступающей от КА, заполняет принимаемыми кадрами буфер 2 кбайт и по заполнении буфера передает либо в канал быстрой радиолинии (БРЛ) (в сеансах связи), либо в память прибора (в сеансах наблюдений). Длина кадра составляет 128 байт. Скорость передачи кадров не превышает 32 кбит/с.

- *Организация управления СРГ-шиной*

Блок БИУС осуществляет управление СРГ-шиной согласно протоколу ГОСТ 25765.52-89.

- *Определение рассинхронизации меток 1 Гц относительно кода КБВ*

Блок БИУС осуществляет определение времени рассинхронизации меток 1 Гц относительно моментов передачи кода КБВ. Величину рассинхронизации блок передает в канал медленной телеметрии. Передача выполняется 1 раз в 5 мин в сеансах наблюдений и 1 раз в 5 с в сеансах связи. Точность определения составляет 0,5 мс.

Литература

1. *Вогс и др.* (Voges W., Aschenbach B., Boller Th. et al.) // A&A. 1999. V. 349. P. 389.
2. *Вуд и др.* (Wood K.S., Meekins J.F., Yentis D.J. et al.) // ApJS. 1984. V. 56. P. 507.
3. *Гриндлей и др.* (Grindlay J.E., Barret D., Blosier P.F. et al.) // A&A. 1996. V. 120. P. 145.
4. *Здзиарски и др.* (Zdziarski Andrzej A., Johnson W. Neil, Done Chris et al.) // ApJ Letters. 1995. V. 438. P. L63.
5. *Июдин и др.* (Iyudin A.F., Diehl R., Bloemen H. et al.) // A&A. 1994. V. 284. P. L1.
6. *Июдин и др.* (Iyudin F.A., Schunfelder V., Bennett K. et al.) // ApL&C. 1999. V. 38. P. 383.

7. *Левайн* и др. (Levine A.M., Lang F.L., Lewin W.H.G. et al.) // ApJ. Suppl. 1984. V. 54. P. 581.
8. *Наталуччи* и др. (Natalucci L., Bazzano A., Cocchi M. et al.) // ApJ. 2000. V. 543. P. L73.
9. *Ревнищев* и др. (Revnivtsev M., Sazonov S., Jahoda K., Gilfanov M.) // A&A. 2004. V. 418. P. 927.
10. Шонфелдер (Schonfelder T.) // AdSpR. 1995. V. 15. N. 5. P. 5.
11. *Томпсон* и др. (Thompson D.J., Bertsch D.L., Dingus B.L. et al.) // ApJS. 1995. V. 101. P. 259.
12. *Трюмпер* и др. (Truemper J., Sacco B., Pietsch W.J. et al.) // MitAG. 1977. P. 120.
13. *Хайндл* и др. (Heindl W.A., Coburn W., Gruber D.E. et al.) // HEAD Meeting. Bulletin of the American Astronomical Society. 2000. V. 32. P. 1230.
14. *Хайндл* и др. (Heindl W.A., Coburn W., Gruber D.E. et al.) // HEAD Meeting. Bulletin of the American Astronomical Society. 2000. V. 32. P. 1214.
15. *Шоу* и др. (Shaw S.E., Westmore M.J., Hill A.B. et al.) // A&A. 2004. V. 418. P. 1187.

КОСМИЧЕСКИЕ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ОПТИЧЕСКИЕ КАМЕРЫ

А.С. Позаненко¹, А.Н. Липатов¹, В.В. Румянцев²

¹ Институт космических исследований РАН, Москва

² Крымская астрофизическая обсерватория (КРАО)

Постановка задачи

Рассматривается возможность использования приборов служебной бортовой аппаратуры в научных целях, а именно звездных датчиков (ЗД) как регистраторов быстрых оптических транзиентов (ОТ), в частности, ярких оптических вспышек, сопровождающих космические гамма-всплески, и фрагментов «космического мусора» (КМ). Показана возможность включения широкоформатной оптической камеры в состав служебной и научной аппаратуры, где одним из результатов является непрерывное определение ориентации космического аппарата. Обсуждаются требования к таким приборам и аспекты бортовой обработки данных, снижающей информационную нагрузку на телеметрию.

Нередко приборы служебной бортовой аппаратуры, с одной стороны, являются прототипами разнообразных научных приборов, с другой стороны, применение бортовой служебной аппаратуры для научных исследований позволяет повысить эффективность использования космических аппаратов (КА). Например, на основе звездных датчиков разрабатывалась оптическая камера для эксперимента ÉCLAIR [1]. В то же время возможно использование ЗД для обзора или выбранной площадки, или даже всего неба, в зависимости от ориентации и типа стабилизации КА. Действительно, систематические обзоры всего неба в оптическом диапазоне интересны для решения таких задач, ставших уже классическими (1), как поиск Сверхновых, мониторинг переменных звезд, поиск астероидов, сближающихся с Землей, а также новых задач (2), связанных с поиском быстрых транзиентов,

таких, например, как поиск оптических компонентов космических гамма-всплесков, и, наконец, прикладных (3) — задач каталогизации «космического мусора». Преимущества оптических наблюдений из космоса очевидны — возможность постоянного наблюдения вне зависимости от погодных условий и смены день/ночь, лучшее пространственное разрешение из-за отсутствия атмосферы, меньший фон неба, постоянно увеличивающийся на Земле из-за техногенного загрязнения атмосферы и светового загрязнения окружающей среды и, наконец, возможность наблюдений в ультрафиолетовой области спектра. Не случайно, что широкоформатные камеры космического базирования для научных исследований рассматривались еще на заре космической эры [2]. Для решения классических астрономических задач (1) разрабатываются космические телескопы (см. сайт <http://astro.estec.esa.nl/GAIA/>), для поиска быстрых транзиентов также предложены или реализуются эксперименты космического базирования [1, 3] (см. также сайт эксперимента Swift <http://heasarc.gsfc.nasa.gov/docs/swift/>).

Однако все это эксперименты, использующие специально сконструированные оптические телескопы. Естественно, параметры таких орбитальных телескопов адекватны задаче, в частности, экспозиция кадров выбирается достаточно большой (10—1000 с), так как предполагается, что характерное время переменности наблюдаемых объектов превышает время экспозиции. Задачи (2) и (3) требуют, напротив, меньшего времени экспозиции при как можно более широком поле зрения, что, как правило, реализовано в ЗД.

Конечно, ЗД не могут конкурировать по проникающей силе со специализированными орбитальными телескопами, однако новые задачи по поиску ярких и быстрых оптических транзиентов (2) и прикладные задачи (3) оказываются уже доступными для решения с использованием штатных звездных датчиков, в частности, разработанных в ИКИ [4, 5] и НПЦ «Астросистемы» [6]. При разработке новых датчиков можно учитывать требования к условиям решения таких задач, имея в виду доработку системы обработки данных и/или разрабатывая многофункциональные оптические камеры, предназначенные для решения как задач ориентации, так и научных задач (2) и (3).

Требования к многофункциональным камерам

Задачи поиска и каталогизации в общем не ограничивают область наблюдений, так как, например, оптический источник от космических гамма-всплесков или же фрагмент КМ может находиться в произвольной точке пространства. Таким образом, в отличие от штатного режима, ЗД должен работать в непрерывном режиме. Непрерывный режим оптимален для поиска быстрых оптических транзиентов. Скважность работы существующих ЗД должна соотноситься с ресурсом самого ЗД. При разработке новых многофункциональных камер необходимо рассчитывать ресурс ЗД с учетом непрерывного функционирования.

Для обеспечения большей проникающей силы необходимо или увеличение экспозиции кадров или же суммирование отдельных кадров, получаемых при штатной работе ЗД. Увеличение экспозиции является оптимальным, так как по сравнению с суммированием отдельных кадров увеличение экспозиции позволяет уменьшить влияние шумов ПЗС-матрицы. Однако длительность экспозиции отдельных кадров ограничена стабилизацией КА и режимами штатной работы ЗД. Кроме того, количество суммируемых кадров ограничено как шумом считывания с ПЗС-матрицы, так и типом стабилизации/скоростью вращения КА. Действительно, суммирование становится бессмысленным, если за время суммирования поле зрения существенно смещается от первоначального. Поэтому реальный алгоритм суммирования должен выбираться с учетом типа стабилизации КА.

Метод штатной бортовой обработки данных, получаемых с датчиков, в целом близок к методу поиска новых объектов и состоит в сравнении списка выделенных звезд на кадре со звездным каталогом. Объекты, выделенные на нескольких последовательных кадрах, не совпадающие со звездами каталога, могут рассматриваться как оптические транзиенты, источниками которых могут быть переменные и вспыхивающие звезды, астероиды, фрагменты космического мусора, оптические компоненты гамма-всплесков и т. п. Идентификация новых объектов основана на анализе кривой блеска и собственного движения объекта. Большинство штатных программ вычисляют координаты и блеск объектов, таким образом уже получая необходимую информацию о свойствах нового объекта. Для поиска новых объектов также может использоваться метод попиксельного

сравнения последовательных кадров, реализованный, например, в широкоформатной камере для наземного поиска быстрых оптических транзиентов [7]. Такой метод оказывается эффективнее по соотношению время — процессорная мощность и позволяет обрабатывать данные в режиме реального времени при большом количестве объектов в поле зрения.

Обнаружение оптических транзиентов и их классификация влечет за собой необходимость передачи информации о них на Землю. Такая информация должна содержать время обнаружения, координаты объекта, фотометрические данные (оценка блеска с момента обнаружения и до тех пор, пока объект существует и/или не вышел из поля зрения ЗД, координаты КА). Существующая точность астрометрии (не хуже 30 угл. с) и привязка по времени к УТ заведомо достаточна для поиска астрофизических источников, таких как оптический компонент гамма-всплесков. Точность необходимой привязки обнаруженных в поле зрения движущихся объектов зависит от типа орбит таких объектов.

Таким образом, возрастает (незначительно) нагрузка на каналы передачи данных. Уместно заметить, что обработка информации по поиску новых оптических объектов так же, как и штатная работа самого ЗД на борту, является своеобразным методом «сжатия», заведомо более эффективным, чем алгоритмы сжатия без потери информации. Например, для камеры WFOC [7] этот коэффициент при поиске и классификации объектов достигает отношения 10^5 .

Для оперативного оповещения об объектах, классифицированных как астрофизический объект, необходима оперативная передача на Землю данных об этом событии. Такая передача может быть предусмотрена протоколом обмена служебной информацией, так как классифицированные события такого рода не должны быть частыми. Данные остальных событий необходимо хранить в долговременной памяти ЗД до сеансов передачи научной информации КА на Землю.

Оценки для звездных датчиков

Для оценок ожидаемых результатов используем два ЗД, описания которых представлены в [5, 6]. В табл. 1 приведены сравнительные характеристики широкоформатных телескопов, рас-

положенных на Земле (используются для поиска оптических транзиентов и обзоров неба), и этих двух ЗД. В табл. 2 приведены оценки количества ожидаемых одновременных наблюдений (в течение года) при регистрации космических гамма-всплесков телескопом BAT КА Swift¹ и соответствующим звездным датчиком, при условии непрерывной работы ЗД. Предел проникновения для ЗД при разных экспозициях оценивался на уровне трех стандартных отклонений путем моделирования с учетом характеристик штатных ПЗС-матриц и фона неба. Из данных табл. 1 и 2 видно, что, хотя по проникающей силе штатные ЗД уступают наземным инструментам, ожидаемый выход может быть сравним с наземными результатами за счет постоянной работы орбитальных ЗД и меньшего фона неба. Например, за прошедшие семь лет наблюдений наземными средствами произведено всего лишь четыре синхронных наблюдения области локализации гамма-всплесков с предельным проникновением от 5^m до 13^m (GRB990123 (8^m.9), GRB030329 (>5^m.1), GRB040825 (>10^m), GRB041016 (>13^m.1)).

Таблица 1

Сравнительные характеристики широкоформатных телескопов и звездных датчиков

Наименование	Поле зрения, град	Экспозиция, с	Проникание, m	Объектив, см
WFOC [7]	17×20	0,13	11,5	F = 18,0 F/1,2
RAPTOR [9]	19,5×19,5	5	12	F = 8,5 F/1,2
Pi of the sky [10]	33×33	10	12	F = 5,0 F/1,4
BOOTES [11]	16×11	30	12	F = 5,0 F/1,4
WIDGET [12]	60×60	10	н/д	F = 2,4 F/1,4
ЗД платформы «Солнечный парус» [5]	40×40	10	11	F = 1,927 F/3
ЗД «Астросистемы» [6]	11×11	1	12	F = 8,0 F/1,25

Известно, что засоренность космического пространства постоянно увеличивается, и наземными средствами невозможно сопровождать все возрастающее количество фрагментов. Например, предел сопровождения объектов на низких орбитах со-

¹ Запущен 20 ноября 2004 г.

ставляет 5–10 см. Это означает, что каталог таких объектов размером менее 5 см не полон и может представлять непредсказуемую угрозу для КА [8]. В табл. 3 приведено расстояние, с которого будет виден такой обломок с использованием ЗД и программ поиска и идентификации оптических транзиентов. Задача увода от столкновения КА с некаталогизированными обломками может стать актуальной уже в ближайшее время. Потенциальное количество обломков размером до 5 см, находящихся в поле зрения ЗД космического аппарата на низкой орбите, также приведено в табл. 3. Для оценки использовались данные, представленные в работе [8]. Оценка является верхним пределом, реальную видимость объектов оценить сложно, так как отсутствует распределение обломков по размерам и орбитам.

Таблица 2

Оценка количества ожидаемых одновременных наблюдений области локализации космических гамма-всплесков телескопом BAT космического аппарата Swift и звездным датчиком

Наименование	Проницание, m		Количество в год, шт.
	трехосная стабилизация ЗД	гравитационная стабилизация ЗД	
ЗД платформы «Солнечный парус» + телескоп BAT	11	8	13
ЗД «Астросистемы» + телескоп BAT	12	10	3,4

Таблица 3

Расстояние, с которого видно сферическое тело диаметром 1 см (альбедо принято равным 0,1); количество фрагментов «космического мусора» размером менее 5 см, потенциально наблюдаемых в поле ЗД

Наименование	Поле зрения, град.	Проницание, m	Расстояние, км, с которого виден фрагмент размером 1 см	Количество фрагментов, шт.
ЗД платформы «Солнечный парус»	40×40	8	30	40 000
ЗД «Астросистемы»	11×11	10	100	400

И, наконец, постоянное вычисление точной ориентации КА, обеспечиваемое непрерывной работой датчиков, необходимо при проведении специализированных экспериментов, например, обзоров неба в гамма- и рентгеновском диапазоне. Таким образом, разработка специализированных ЗД, удовлетворяющих условиям решения задач (2), (3), и установка таких камер на серийные платформы сможет привести к повышению эффективности использования платформ и получению результатов, не достижимых в настоящее время на Земле.

Литература

1. *Barret D.* // Proc. of AIP Conf. 2003. V. 662. P. 481–487.
2. *Courtes G., Cruvellier P., Detaille M.* et al. // Progress in optics. 1983. V. XX. P. 3.
3. *Tsarevsky G., Bisnovaty-Kogan G., Pozanenko A.* et al. // Proc. of the Conf. “Exploring the Cosmic Frontier”. Berlin, 2004.
4. *Яновский М.И., Кораблев О.И., Линкин В.М.* и др. Современные и перспективные разработки и технологии в космическом приборостроении // Сб. докл. выездного семинара / Под ред. Р.Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2004. С. 326.
5. *Антоненко С.А., Готтлиб В.М., Захаркин Г.В.* и др. Современные и перспективные разработки и технологии в космическом приборостроении // Сб. докл. выездного семинара / Под ред. Р.Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2004. С. 256.
6. *Guskov G., Zakharchuk O.* // Proc. of the First IAA Symp. on Realistic Near-Term Advanced Scientific Space Missions. Torino, Italy, 1996. P. 183.
7. *Pozanenko A., Beskin G., Bondar S.* et al. // Proc. of ADASS XII ASP Conf. Series. 2003. V. 295. P. 457.
8. *Рыхлова Л.В.* Околосемная астрономия 2003 // Тр. конф. Т. 2. СПб.: ВВМ, 2003. С. 11.
9. *Vestrand W.T., Borozdin K., Brumby S.* et al. // SPIE, 2002. V. 4845. P. 126.
10. *Burdi A., Cwiok M., Czyrkowski H.* et al. // Astron. Nachr./AN 325 6/7, Potsdam, 2004.
11. *Castro-Tirado A.J.* // Astron. Nachr./AN 325, 6/7, Potsdam, 2004.
12. *Usui F., Tamagawa T., Terada Y.* et al. // COSPAR04-A-03740, 2004.

УДК 681.3:629.7

ПРОЦЕССОРНЫЙ МОДУЛЬ ДЛЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ СБОРА И ХРАНЕНИЯ НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ

*И.В. Чулков, М.В. Бунтов, Д.Г. Тимонин, А.А. Коновалов,
К.В. Ануфрейчик, А.В. Никифоров*

Институт космических исследований РАН, Москва

Введение

Задачу построения бортовой системы сбора информации разработчики аппаратуры решали неоднократно. Однако в последнее время разработка таких систем становится все более сложной. Связано это с тем, что наряду с постоянно повышающимися требованиями к задачам, выполняемым системами сбора, существует несколько требований, которые существенно усложняют задачу создания таких систем. К таким требованиям относятся:

- *Невысокая стоимость*

Прошли те времена, когда космическая промышленность получала неограниченное финансирование.

- *Сжатые сроки разработки*

Сроки реализации являются одним из основных факторов целесообразности проекта.

- *Высокая надежность*

Увеличиваются сроки функционирования космических аппаратов. А это, в свою очередь, повышает требования к надежности разрабатываемых систем.

- *Небольшие габариты*

Дороговизна вывода на орбиту каждого килограмма полезной нагрузки приводит к необходимости миниатюризации аппаратуры.

Каковы же пути решения поставленной задачи создания системы сбора информации?

1. Пути решения

Вариант использования промышленно изготавливаемой процессорной платы

Одним из решений могло быть использование одной из множества серийно изготавливаемых материнских плат, предназначенных для работы в тяжелых условиях.

Использование или отказ от использования таких плат является предметом большой дискуссии, выходящей за рамки данной работы. Тем не менее, нужно отметить следующие важные факторы, которые могут свести на нет все преимущества быстрого получения готовой процессорной платы:

- Не предусмотрено резервирование на уровне плат. В таких системах возможно резервирование только на уровне устройств.
- Создание системы сбора не ограничивается одной процессорной платой. Поэтому требуется разработка дополнительных плат.
- Подключение дополнительных плат должно осуществляться через один из стандартных интерфейсов, присутствующих на процессорной плате. Такое не всегда удобно из-за сложности интерфейса или, наоборот, из-за ограничения в производительности.
- Возможна проблема (неудобство) с различиями в конструктивах, габаритах, способах крепления процессорной платы и дополнительных плат.
- Габариты процессорной платы могут не соответствовать требованиям общих габаритов разрабатываемого устройства (системы).
- Серийная процессорная плата содержит много элементов, которые не требуются для создаваемого устройства. Тем не менее, все такие «излишки» «тащим» в космос. Отсюда — неоправданное снижение надежности системы, а также заметное увеличение электропотребления.
- Несмотря на кажущуюся законченность, процессорная плата всегда требует некоторой доработки. Доработка обычно связана с повторной перепайкой части компонентов на плате, вызванной необходимостью удаления перемычек (jumpers) и панелек микросхем, установленных на плате. Существует также проблема крепления модулей оперативной памяти.

- Требуется разработка собственного программного обеспечения (ПО) с учетом существующего на плате «ядра» операционной системы. Обычно документация на «ядро» конкретной платы крайне скудна или вообще отсутствует.
- Задачи, выдвигаемые перед большинством систем сбора информации, часто не требуют большой производительности, характерной для серийно изготавливаемых процессорных плат. Такие задачи под силу и обычным современным процессорам. При необходимости некоторые часто повторяющиеся алгоритмы можно «поручить» ПЛИС или ПДП-контроллеру (контроллеру прямого доступа к памяти) процессора.

2. Пример построения системы сбора информации на базе процессорных модулей ВМХ

С учетом вышесказанного, а также требований, выдвигаемых к бортовой информационно-управляющей системе проекта «Спектр-РГ», решено построить систему на базе собственного процессорного модуля ВМХ.

Структурная схема разработанной системы приведена на рис. 1.

Следует отметить некоторые особенности такой системы.

Модули интерфейсов КНА и КА довольно простые и содержат только выходные каскады. Все задачи выполняются процессорным модулем. Налицо отказ от традиционного «шинного» построения системы. Такой «отказ» вызван следующим:

- Как показывает расчет надежности, элементы построения шины снижают надежность системы.
- Применение «шинной» архитектуры ведет также к увеличению размеров системы из-за включения в состав каждой платы шинных формирователей и их обрамления.
- Параллельное подключение нескольких плат повышает требования к быстродействию шины — шина должна быть «быстрее самого быстрого устройства», что затруднительно, особенно для случая с большим количеством плат. В «шинной» архитектуре трудно подключать «медленные» устройства. Они также должны содержать в своем составе быстрый шинный интерфейс.
- Усложнение резервирования системы, особенно когда интерфейс имеет малое число сигналов, например, интерфейс

радиоканала. Необходимо резервировать все сигналы шины вместо резервирования только выходных каскадов.

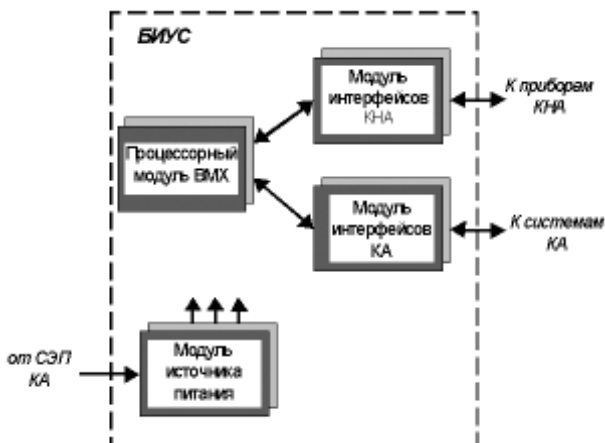


Рис. 1. Структурная схема системы для проекта «Спектр-РГ»: КНА — комплекс научной аппаратуры; КА — космический аппарат; СЭП — система электропитания

Для повышения надежности все модули резервированы и необходимость их дублирования или троирования определяется расчетом надежности.

Рассмотрим более детально процессорный модуль для бортовой информационно-управляющей системы проекта «Спектр-РГ».

Структурная схема процессорного модуля ВМХ

Структурная схема приведена на рис. 2.

В модуле применяется сигнальный процессор (32 бит RISC процессор) фирмы Texas Instruments. К особенностям данного процессора следует отнести короткое время реакции на прерывание — 6 мкс. Это позволяет быстро реагировать на события, появляющиеся в системе. Большая разрядность (32 бита) определяет высокую производительность процессора при сравнительно невысокой тактовой частоте.

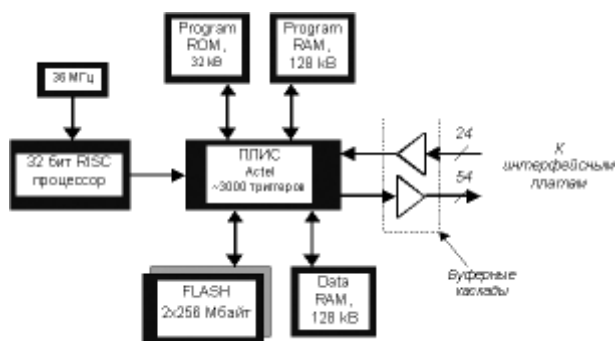


Рис. 2. Структурная схема процессорного модуля

Хотя процессор может работать на частотах до 60 МГц, для описываемой реализации используется генератор с частотой 36 МГц. Такой выбор объясняется не только соображениями снижения потребляемой мощности (меньше частота, меньше потребление). Частота 36 МГц используется также для получения частоты 12 МГц (делением на 3), необходимой для работы интерфейса MIL-STD-1553B и для формирования базовой частоты 1,048576 МГц (при делении на 103/3).

Программное ПЗУ (Program ROM) хранит загрузчик программного обеспечения и имеет сокращенный набор функций, например, прием команд, проверка целостности ПО на Flash. Остальная часть программного обеспечения находится в памяти Flash. Версий ПО может быть несколько.

Память Flash также используется в качестве долговременной памяти данных. Вся информация в памяти Flash защищена кодом Хемминга. Содержимое памяти Flash периодически проверяется на целостность. Процессорный модуль содержит две памяти Flash для увеличения объема и повышения надежности. Каждая из микросхем памяти Flash имеет коммутируемое питание для уменьшения энергопотребления и повышения ресурса.

Программное ОЗУ (Program RAM) является оперативной памятью для программ, а *память данных (Data RAM)* используется в качестве промежуточного буфера данных.

Все узлы процессорного модуля связаны посредством ПЛИС. ПЛИС также реализует помехозащищенное кодирование всех данных, хранящихся в памяти Flash, программных ОЗУ и ПЗУ.

Важной задачей ПЛИС является формирование всех обменных сигналов для интерфейсов с научной аппаратурой и служебными системами космического аппарата.

Буферные каскады используются для возможности включения нескольких полукомплектов процессорных модулей. Большое число каскадных линий (до 74) позволяет осуществить реализацию многочисленных интерфейсов, включая их резервирование. В процессорной плате используются буферные микросхемы, содержащие встроенные токоограничивающие резисторы и допускающие соединение с аналогичными буферными каскадами незапитанного (резервного) полукомплекта.

Внешний вид реализованного процессорного модуля представлен на рис. 3.

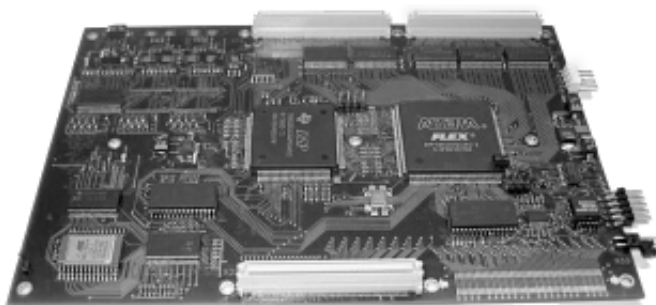


Рис. 3. Внешний вид процессорного модуля

Следует отметить некоторые особенности описываемого процессорного модуля.

Стремление к повышению надежности модуля, снижению потребляемой мощности и габаритов устройства приводит разработчиков к попытке создания «системы на кристалле». Однако реализация такой системы полностью только на одном «кристалле» в настоящее время невозможна по следующим причинам:

- Высокие требования к объему долговременной памяти (сотни мегабайт). В настоящее время «системы на кристалле» с таким объемом ОЗУ, особенно для бортового исполнения, отсутствуют.
- Непомерно высокая цена для существующих «систем на кристалле», содержащих больше число элементов.

В процессорном модуле сделана попытка уменьшения числа однородных компонентов. Применяемый 32-разрядный процессор требует подключения 32-разрядной памяти. Однако в описываемой системе это ведет к подключению либо четырех восьмиразрядных микросхем памяти, либо двух шестнадцатиразрядных. При реализации помехозащищенного кодирования Хемминга для процессорного модуля требуется уже шесть восьмиразрядных или три шестнадцатиразрядных микросхем памяти. Это, в свою очередь, снижает надежность системы, увеличивает габариты и потребляемую мощность. Поэтому в описываемом процессорном модуле используется нетрадиционное решение — подключение восьмибитного ОЗУ к 32-разрядной шине. Подключение осуществляется через ПЛИС, которая и организует четыре последовательных обращения к восьмиразрядной памяти данных и два обращения к ячейкам памяти, содержащим контрольные биты кода Хемминга. Такое подключение памяти к процессору, с одной стороны, требует применения более быстросействующей памяти. Однако, с другой стороны, достигается уменьшение габаритов устройства, снижение потребления и, как результат, повышение надежности. Важно также, что уменьшение количества применяемых микросхем снижает общую стоимость устройства.

В отличие от штатных образцов, в которых применяются однократно программируемые микросхемы, в технологическом образце процессорной платы используются многократно перепрограммируемые ПЛИС. Это позволяет упростить (и ускорить) отладку остальных элементов разрабатываемой системы. Также возможно использование одной технологической платы для нескольких схожих проектов.

Модуль имеет небольшие размеры — 120×180 мм и сравнительно невысокое потребление — 2–3 Вт. Следует отметить, что величина потребления сильно зависит от тактовой частоты генератора и от выполняемых модулем задач.

Заключение

В работе дано описание структуры процессорного модуля для бортовой информационно-управляющей системы проекта «Спектр-РГ», приведены основные характеристики, а также выделены преимущества созданного процессорного модуля.

ВОПРОСЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ НАВЕДЕНИИ НА ЗАДАННЫЕ ТОЧКИ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Д.И.Новиков¹, О.Ю.Седых², Н.А.Эйсмонт¹

¹ Институт космических исследований РАН, Москва

² ЗАО КБ «Полет», Омск

В работе анализируются методы и средства управления движением космического аппарата относительно центра масс при слежении за заданными точками на поверхности Земли. В частности, такими могут быть точки, из которых отражается солнечный свет, попадающий в объектив прибора, или выбранная последовательность районов поверхности для фотографирования. Исследуются возможности управления ориентацией аппарата для случая стабилизации вращением, когда на исследуемый объект наводится ось вращения, а в качестве исполнительных органов применяются магнитные катушки. Как более сложный в реализации изучается способ управления ориентацией с использованием маховиков, для разгрузки которых также применяются магнитные катушки.

Постановка задачи

Цель исследований — выполнение измерений на борту спутника для определения концентрации CO_2 в атмосфере.

Идея эксперимента — построение спектра солнечного излучения, прошедшего через атмосферу и отраженного от поверхности Земли (рис. 1).

Задача управления около центра масс — постоянное слежение оси прибора за этим отражением.

В качестве наиболее простого и экономичного исполнительного органа, создающего внешний момент, приняты магнитные катушки, установленные по трем осям аппарата. Как наиболее простой вариант исследуется случай стабилизации аппарата вращением с осью прибора, направленной вдоль оси вращения.

Управление ориентацией космического аппарата базируется на использовании взаимодействия магнитных полей катушек и магнитного поля Земли. Таким образом, имея три катушки, легко получить любое направление вектора магнитного момента относительно аппарата.

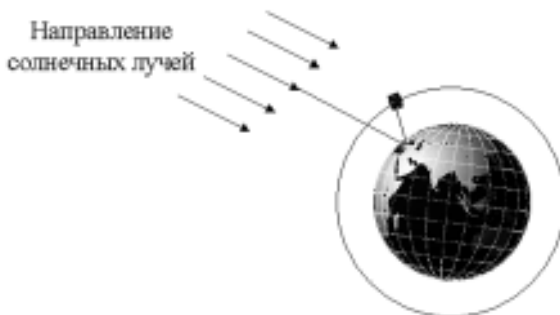


Рис. 1. Слежение оси прибора за отраженным от поверхности Земли солнечным излучением

Если магнитный момент катушки $\vec{m}$, а магнитное поле Земли $\vec{B}$, то создаваемый момент $\vec{M} = \vec{m} \times \vec{B}$.

Очевидно, что управляющий момент $\vec{M}$, создаваемый катушками, не может быть направлен произвольно: он всегда находится в плоскости, ортогональной вектору магнитного поля Земли $\vec{B}$ (рис. 2). Этим ограничиваются зоны наблюдения на поверхности Земли, во всяком случае, в непрерывном режиме.



Рис. 2. Возможные направления вектора управляющего момента

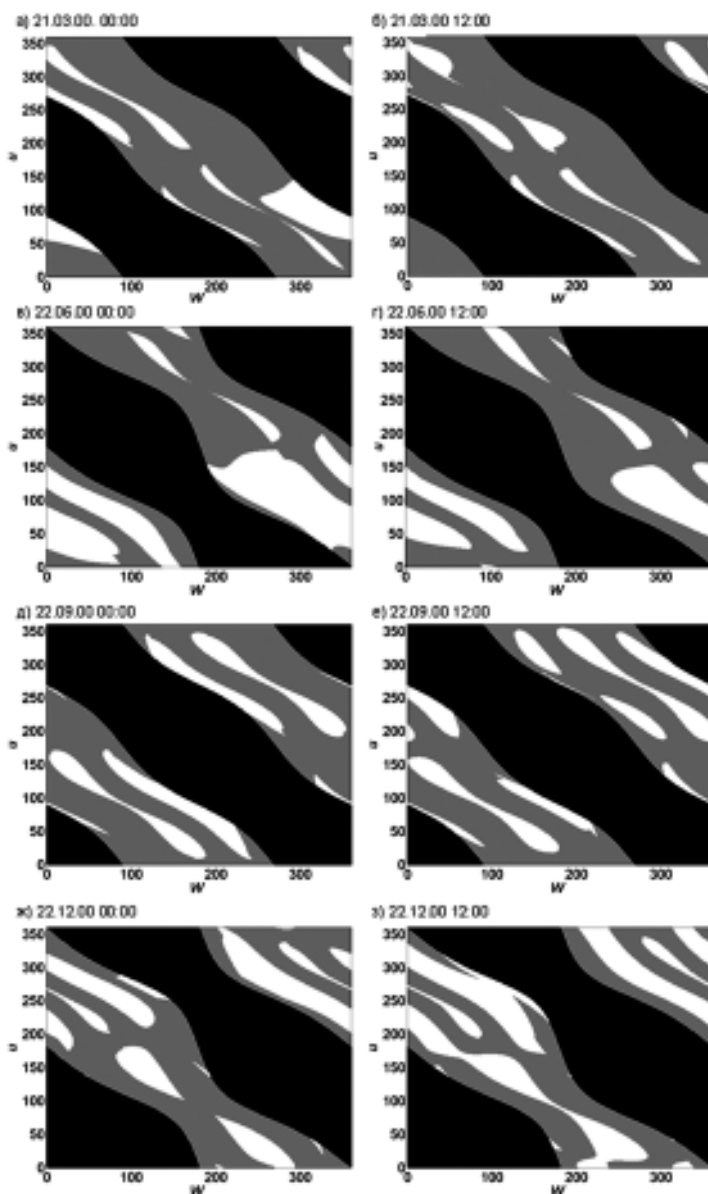


Рис. 3. Угловые координаты спутника (орбита круговая, большая полуось $a = 6878$ км, наклонение орбиты $i = 51,6^\circ$)

Те же причины могут привести к трудностям при использовании маховиков в режиме поддержания нулевого кинетического момента, поскольку всегда имеется составляющая кинетического момента вдоль магнитного поля, которую локально невозможно парировать магнитными катушками.

Координаты спутника, где указанные способы управления ориентацией космического аппарата в непрерывном режиме не применимы, представлены графически — обозначены серым цветом (рис. 3). Для расчетов за требуемое направление была принята ось прибора, следящего за солнечным излучением, прошедшим через атмосферу и отраженным от поверхности Земли. Было сделано допущение, что величина угла отклонения вектора кинетического момента $\bar{L}$ от плоскости, ортогональной вектору магнитного поля Земли $\bar{B}$, при которой невозможно управление ориентацией, составляет 30° (рис. 4).

$\bar{B}$

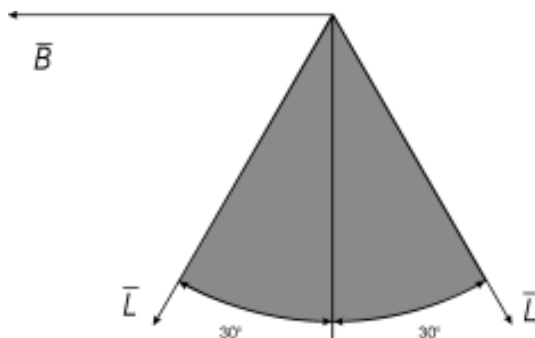


Рис. 4. Отклонения вектора кинетического момента от плоскости, ортогональной вектору магнитного поля Земли

Черным цветом обозначены зоны, в которых спутник находится в тени. По оси абсцисс (см. рис. 3) отложена долгота восходящего узла W , в градусах, а по оси ординат — аргумент широты аппарата, в градусах. Вычисления были проведены для разных времен года и разного времени суток.

РАДИОЛЮБИТЕЛЬСКИЕ СПУТНИКИ: МИФЫ И ФАКТЫ

А.Н. Зайцев

Институт космических исследований РАН, Москва

Введение: немного истории

С началом космической эры радиололюбители стали ее полноправными участниками, наблюдая за космическими объектами, работая инженерами, конструкторами, ведя научные эксперименты, координируя работу многих специалистов. И сразу возникла идея запуска спутника для радиололюбителей с использованием профессиональных возможностей тех радиололюбителей, кто работал в области космической связи и запусков. Именно так 12 декабря 1961 г. первый радиололюбительский спутник OSCAR-1 (Orbital Satellite Carrying Amateur Radio) был запущен попутно к основному запуску спутника «Дискавери-36». Это был простейший аппарат, массой всего 4,5 кг, работал он от сухих батарей, имел передатчик на частоте 144,983 МГц мощностью всего 125 мВт и передавал непрерывно азбукой Морзе “hi-hi”. 570 радиололюбителей в 28 странах сумели принять его сигналы. Таким образом, OSCAR-1 повторил в целом эксперимент на первом советском спутнике, запущенном в 1957 г. А далее конструкции радиололюбительских спутников становились все сложнее и сложнее. И здесь радиололюбители продемонстрировали великолепные результаты: радиололюбители впервые запустили на низкую орбиту голосовой ретранслятор (OSCAR-3, 1965 г.), впервые показали возможность по эффекту Доплера определять координаты на Земле (OSCAR-6, 1972 г.), впервые реализовали электронный почтовый ящик (store-and-forward) и режим цифровой пакетной связи по протоколу AX.25 (OSCAR-11, 1984 г.). До сих пор радиололюбители выступают со смелыми экспериментами, во многих случаях опережая профессионалов, хотя очевидно, что имя «радиололюбитель» на самом деле означает свойство увлеченного человека, который, как правило, является профессионалом.

В СССР разработки радиолюбительских спутников были начаты под эгидой ДОСААФ и в ряде учебных институтов, готовивших специалистов для космической индустрии. 26 октября 1978 г. с космодрома Плесецк попутным запуском с аппаратом «Космос-1045» были запущены первые советские радиолюбительские спутники РС-1 и РС-2. В последующие годы была запущена целая серия спутников, вплоть до РС-14 / OSCAR-21, сконструированного совместно советскими и немецкими радиолюбителями и запущенного 29 января 1991 г. В России, как и везде, запуски любительских спутников проходят попутным образом на «общественных» началах или при использовании технологических пусков конверсионных ракет. В декабре 1994 г. был запущен спутник РС-15 системой «Рокот», в 2002 г. — спутник РС-21 («Колибри-2000») с борта корабля «Прогресс» после отделения от МКС. В настоящее время в России сохранился всего лишь один коллектив разработчиков радиолюбительских спутников в г. Калуга под руководством А.П. Папкова (радиолюбительский позывной UA3XBU). Этот коллектив имеет опыт создания бортового радиотехнического комплекса (БРТК) более 20 лет, практически участвовал во всех запусках спутников серии РС вплоть до последних пусков спутников «Колибри-2000» и «Можаец». В настоящий период этот коллектив ведет работу совместно с профессионалами из СКБ КП, НПО «Полет» и другими организациями по спутникам «Чибиc», «Университетский», «Можаец-4». Кроме того, группа в г. Калуга выполняет роль центра управления спутниками.

Как правило, все современные радиолюбительские спутники имеют на борту сложный комплекс электроники: бортовой компьютер, солнечные батареи, устройства ориентации и навигации, систему электронной почты, оптическую камеру и много дополнительных приборов исследовательского плана. Эксперименты радиолюбителей на спутниках OSCAR стали прообразом таких коммерческих систем связи, как «Гонец», «Иридиум», Глобалстар и т. д. С 1961 г. было запущено более 50 спутников серии OSCAR и, кроме того, более 20 спутников серии РС в СССР и России. На орбитах вокруг Земли активно работают более двадцати радиолюбительских спутников, сделанных в разных странах. Подробная текущая информация обо всех радиолюбительских спутниках всегда есть на сайте общественной организации AMSAT (см. www.amsat.org). В декабре 2002 г. с космодрома Байконур

конверсионной ракетой «Днепр-1» были попутно запущены сразу пять радиололюбительских микроспутников (см. подробности в журнале «Новости космонавтики». 2003. № 2. Сетевая версия <http://www.novostikosmonavtiki.ru/content/numbers/241/18.shtml>).¹

Свойства радиололюбительских спутников

Современные радиололюбительские спутники имеют современную компьютерную систему, работают сразу на нескольких радиололюбительских диапазонах аналоговыми и цифровыми сигналами, имеют полный комплект приборов и датчиков для контроля ориентации, бортового питания и всяких других дополнительных устройств, обеспечивающих работу спутника в космических условиях. В последние годы стало популярным ставить на спутник цифровые фотокамеры для съемки земной поверхности. Как правило, масса спутников составляет первые десятки килограмм, хотя есть пример радиололюбительского спутника OSCAR-40 с массой более 650 кг. Но этот спутник пока что единичный пример такого класса. Самым наглядным примером применения высоких технологий на радиололюбительских спутниках может служить спутник OSCAR-51 (см. <http://www.amsat.org>). Скорость передачи данных доведена до 78,6 кбит/с, спутник может работать на 5 диапазонах (28, 144, 430, 1200, 2400 МГц) всеми видами аналоговых и цифровых сигналов, под спутник планируется большая программа технических и образовательных экспериментов.

Очень интересным экспериментом в космосе стала работа радиололюбительских станций на пилотируемых объектах — станции «Мир», на кораблях «Шаттл» и теперь на МКС. Как правило, все космонавты имеют радиололюбительские позывные и используют этот канал связи как для личного общения, так и для

¹ Очередной подобный запуск состоялся 29 июня 2004 г., где на ракете «Днепр» был выведен французский исследовательский спутник «Деметр», и попутно с ним было запущено 7 микроспутников: радиололюбительский МС OSCAR-51 массой всего 10 кг, университетский итальянский МС UNISat-3, три МС, изготовленные в Университете в Эль-Рияде, Саудовская Аравия, и два МС по заказу аргентинской связной компании (подробности об этом запуске можно прочесть в журнале «Новости космонавтики». 2004. № 8).

образовательных целей. В программе НАСА связь космонавтов со студентами и школьниками по радио оформлена в виде специальной образовательной программы ARISS (см. сайт <http://ariss.gsfc.nasa.gov>). К лету 2004 г. более 200 школ Европы и США провели сеансы связи с МКС. Кроме прямой голосовой связи с космонавтами станция на МКС имеет режим автоматической пакетной связи, что позволяет проводить уникальные эксперименты и образовательные программы.

Один из таких экспериментов подготовили курсанты Академии ВМФ США (см. сайт <http://web.usna.navy.mil/~bruninga/mirex.html>). В самое ближайшее время в планах радиолюбителей — организовать постоянное соединение с МКС по сети Интернет.

Следует напомнить, что сеть Интернет основана на протоколе TCP/IP, одним из разработчиков которого является известный радиолюбитель Фил Карн (радиолюбительский позывной KA9Q), сейчас — ведущий эксперт фирмы QUALCOMM. До сих пор он продолжает изобретать новые виды связи и как радиолюбитель, и как профессионал, и его статьи по самым разным аспектам цифровой связи можно прочесть на его персональном сайте (<http://people.qualcomm.com/karn>). Всем, кто заинтересовался пакетным любительским радио, можно рекомендовать лучший сайт по этой теме — (www.tapr.org), где имеется самая подробная информация по пакетной связи и всем новым перспективным видам цифровой любительской связи, включая связь с шумоподобными сигналами и всевозможные цифровые моды связи. Здесь полезно сослаться на опыт профессора Д. Тэйлора из Принстона, лауреата Нобелевской премии по физике 1993 г. за открытие новых свойств пульсаров. Его радиолюбительский позывной K1JT хорошо известен всем, кто проводит связи слабыми сигналами, в частности через Луну. Он разработал новый вид цифровой связи, так что даже при малой мощности передатчиков гигагерцового диапазона радиолюбители проводят связь через Луну (подробности на сайте <http://pulsar.princeton.edu/~joe/K1JT/>), так что Луна стала вполне «радиолюбительским» спутником Земли. Причем среди радиолюбителей всерьез рассматриваются проекты доставки ретрансляторов на Луну и на Марс.

Координацией радиочастотных ресурсов для радиолюбительских спутников занимается Международный союз радиолюбителей (IARU) — см. сайт www.iaru.org/satellite. В настоящее

время поданы заявки на использование радиололюбительских частот более чем от 20 групп разработчиков микроспутников (см. таблицу). В основном это университеты США, Европы и Японии. Интерес университетов к микроспутникам основан на том, что в последнее время микроспутники стали использоваться не только для радиололюбительской связи, но и в качестве учебных пособий. При этом учебный процесс распадается на две фазы: первая — разработка и изготовление отдельных элементов микроспутников и целых спутников (см. таблицу), что особенно важно для подготовки разработчиков космических систем; вторая — прием, обработка и анализ спутниковой информации, включая данные бортовых приборов и измерений параметров окружающей среды, что важно для подготовки исследователей в области космической физики. В качестве примера можно привести ссылку на работы в Римском университете “La Sapienza” группы проф. Ф. Грациани над микроспутниками «UNISat» (см. <http://gauss.diaa.uniroma1.it/>).²

*Список радиололюбительских спутников, планируемых к запуску
в 2005–2006 гг.*

Название спутника	Организация-разработчик
Phase 3E	AMSAT-DL, Германия
ALMASAT	Universita di Bologna, Италия
Pehuensat	AMSAT, Аргентина
CUBESat XI-V	Intelligent Space Systems Lab, Univ. of Tokyo, Япония
UNISat-3	La Sapienza University, Рим, Италия
Falconsat 3	US Air Force Academy, США
ICEcube1 & 2	Cornell University, США
Merope	Montana State University, США
Ncube	Norwegian Univ. of Science & Technology, Норвегия
PCSAT2	US Navy Academy, США
BLUESat	University of New South Wales, Австралия
KIWISat	AMSAT-NZ, Новая Зеландия
HAUSAT-1	Hankuk Aviation University, Seoul , Южная Корея
VUSat	AMSAT, Индия

² 29 июня 2004 г. на ракете «Днепр» с космодрома Байконур был запущен уже третий спутник этой группы, основная задача которого — измерения параметров окружающей среды и магнитного поля Земли.

Название спутника	Организация-разработчик
ION	University of Illinois, США
KUTESat-Pathfinder	University of Kansas, США
SEEDS	Dept of Aerospace Eng. Nihon Univ., Япония
CP1	Cal. Poly. Aerospace Engineering, США
CP2	Cal. Poly. Aerospace Engineering, США
SACRED	University of Arizona at Tuscon, США
Rincon	University of Arizona at Tuscon, США
YamSat	National Applied Research Laboratories, Тайвань
CanX-2	Institute for Aerospace Studies-Toronto University, Канада
Ralphie & Sparkie	New Mexico State University Amateur Radio Club, США
ANDE	US Naval Academy Amateur Radio Club
Mea Huaka'i	University of Hawaii, США
NMSUSat	New Mexico State University, США

Большинство университетских проектов нацелены именно на два аспекта — наука и образование. При этом выход на освоение космических технологий проще всего организовать при изготовлении микроспутников. Несомненным лидером использования спутников для образования является Университет Суррея в Англии. Небольшая группа радиолюбителей-сотрудников Университета собрала свой первый спутник UoSAT-1 (OSCAR-9), который был запущен 6 октября 1981 г. С тех пор в Суррее было подготовлено более 20 спутников, и маленькая группа энтузиастов стала лучшей профессиональной командой по разработке, обучению и эксплуатации микроспутников (см. <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=1> или <http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/>). Сегодня Суррей подготовил большое число специалистов для многих стран, в том числе для Чили, Кореи, Турции, Алжира и т.д. Все эти страны свой путь в космос начали с обучения в Англии в Суррейском университете и затем — с запуска радиолюбительских спутников.

Шаги в будущее

Из представленной здесь информации следует, что применение радиолюбительских спутников стало широко доступным способом освоения космических технологий как в развитых странах, так и в странах с ограниченными ресурсами. Благодаря

радиололюбительским спутникам число стран, ведущих практическую деятельность своими средствами в космосе, непрерывно растет. Кроме того, разработка радиололюбительских спутников обходится достаточно дешево, что не позволяет представителям космической индустрии в развитых странах непомерно завышать стоимость своих знаний и умений. С точки зрения развития образования радиололюбительские спутники позволяют поднять качество подготовки специалистов и дать возможность «непрофессионалам» участвовать в поиске новых технологических решений на уровне изобретений для космических экспериментов. Это уже было неоднократно доказано в предыдущие годы и будет еще много раз подтверждено. В России дело создания микроспутников тоже становится все более доступным — после микроспутника «Колибри-2000» (РС-21) в СКБ КП ИКИ начата работа над спутником «Чибис», который будет совершеннее своего прототипа. Работы по спутнику «Можаец-4» (РС-20) получили поддержку гражданских организаций и Министерства обороны РФ (см. подробности в журнале «Новости космонавтики». 2003. № 1, версия в сети Интернет <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/numbers/240/24.shtml>).

Работы над следующим спутником класса «Можаец» продолжаются, запуск этого спутника ожидается в 2005 г. Под 250-летний юбилей МГУ, отмечаемый 25 января 2005 г., готовился запуск микроспутника «МГУ-250-Татьяна»² (см. <http://cosmos.msu.ru>). В 2005 г. в связи со 175-летием МВТУ им. Баумана также планируется запуск студенческого микроспутника «Бауманец» (см. сайт <http://microsat.sm.bmstu.ru/pstruct.html>).

Отсюда следует простой вывод — мнение некоторых руководителей космической индустрии, что разработка и запуск радиололюбительских спутников — дело несерьезное, дилетантское, явно не выдерживает проверки жизнью. Как и во все времена, творчество изобретателей дает замечательный результат — находятся силы, средства и люди, благодаря которым радиололюбительские спутники работают в космосе, и их число неуклонно растет.

О серьезном отношении к созданию микроспутников, в том числе с использованием возможностей радиололюбительских организаций, заявили все ведущие космические агентства — НАСА,

² Запущен 20 января 2005 г. с космодрома Плесецк РН «Космос-3М».

ЕКА, ФКА, НАСДА. Военные тоже присматриваются к широкому использованию микроспутников. Известно о программах ВВС США и агентства ДАПРА по микроспутникам, часть работ по которым передана американским университетам. В сети Интернет можно найти много информации по этим работам (см., например, сайт по программе TechSat21: <http://www.vs.afrl.af.mil/TechProgs/TechSat21>).

Особенно интересно ознакомиться на этом сайте с разделом «Новые возможности микроспутников», где мотивированно просматривается переход от эволюции космических средств к революции во всех средствах освоения космического пространства.

Заключение

Можно надеяться, что в грядущей революции, которую несут новые средства микроэлектроники и высоких технологий, найдут применение навыки и знания радиолюбителей, которых можно найти во всех сферах интеллектуальных занятий и профессий. Как пример применения радиолюбительских разработок в новых условиях можно сослаться на один из последних канадских проектов — канадский научный спутник MOST имеет телеметрию полностью на основе радиолюбительских разработок (ссылка на сайте <http://wombat.astro.ubc.ca/MOST/index.html>). Наш российский опыт последних лет также подтверждает, что радиолюбительские технологии вполне могут найти свое применение в проектах микроспутников, в первую очередь ориентированных на научные и образовательные задачи. Таковы мифы и таковы факты о радиолюбительских спутниках, а при скромном финансировании и наличии конверсионных запусков вполне приемлемо сочетать профессионалов и любителей, которые готовы беззаветно служить идее изобретательства и науки, как ее сформулировал английский мыслитель Френсис Бэкон: «Цель науки — быть полезною человечеству». Радиолюбительство как творческий процесс вот уже более ста лет привлекает огромное число энтузиастов, одним из ярких примеров этой деятельности являются работы общественных организаций по микроспутникам. Очевидно, что в ближайшее десятилетие этот процесс получит свое дальнейшее развитие, и все большее число людей будет заниматься радиолюбительскими спутниками. Таковы мифы и факты, критерием которых является реальная жизнь.

МИНИАТЮРНЫЙ ВСЕНАПРАВЛЕННЫЙ ПРИБОР ДЛЯ АНАЛИЗА ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ И МАСС-АНАЛИЗА ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ С ВЫСОКИМ РАЗРЕШЕНИЕМ

*О.Л. Вайсберг¹, А.В. Лейбов¹, В.Н. Смирнов¹, Л.А. Аванов¹, В.С. Трошин¹,
В.Д. Мяких¹, В.Ф. Бабкин¹, В.А. Гришин¹, А.А. Скальский¹,
Н.И. Колесова¹, Ж-Ж. Бертелье², К. Торкар³, Ф. Леблан⁴*

¹ Институт космических исследований РАН, Москва

² Центр исследований Земли и планет, Сан-Мор, Франция

³ Институт космических исследований Австрийской АН, Грац, Австрия

⁴ Служба аэронавтики, Верье-ле-Буассон, Франция

Приводится описание принципа нового типа анализатора плазмы: панорамной «КАМЕРЫ ОЛЕГ» с полем зрения 2π , позволяющей одномоментно получать полное изображение распределения потока заряженных частиц в полусфере. Угол зрения прибора превышает угол зрения других существующих плазменных приборов в 10–30 раз. Анализатор позволяет увеличить быстродействие плазменных измерений и уменьшает влияние быстрых изменений в плазме на качество измерений. Предложенный анализатор обеспечивает сильное ослабление ультрафиолетового фона. «КАМЕРА ОЛЕГ» может быть использована как питающая входная оптика для последующего анализа по энергии или массе ионов. Прибор обеспечивает возможность гибкого управления угловым и энергетическим разрешением, быстродействием и чувствительностью. На основе прибора «КАМЕРА ОЛЕГ» предложен масс-анализатор с возможностью получения изображения распределения потока заряженных частиц в полусфере раздельно для разных ионов.

Введение

Использование анализаторов плазмы является одним из наиболее важных и информативных методов диагностики космической плазмы. Они позволяют определить гидродинамические параметры потока: скорость, температуру и концентрацию,

распределение частиц в пространстве скоростей (трехмерную функцию распределения), распределение частиц по pitch-углам в магнитном поле, состав ионов по массе и заряду и изотопный состав. При исследовании космической плазмы плазменные анализаторы позволяют исследовать пространственные и временные структуры и вариации характеристик плазмы в волновых структурах.

Плазменные анализаторы могут иметь различные характеристики в зависимости от предъявляемых требований и от необходимости исследования различных явлений: солнечного ветра, магнитосферной плазмы, авроральной плазмы, структуры ударных волн и разрывов, волновых явлений. Одними из важнейших требований, предъявляемых к плазменным анализаторам, являются быстрдействие и детальность измерений функций распределения.

Так как плазменные анализаторы с высоким разрешением в пространстве скоростей, по определению, имеют достаточно узкое поле зрения, то для повышения быстрдействия приборов приходится применять либо многоканальные анализаторы (примером такого подхода является многоканальный спектрометр БИФРАМ в проекте «Интершок» (*Bedrikov et al.*, 1985)), либо искать другие пути увеличения угла обзора. Большое распространение получили электростатические анализаторы с расширенным полем зрения в направлении, перпендикулярном направлению дисперсии в приборе: четвертьсферические и полусферические анализаторы. Конечным продуктом эволюции этого направления является анализатор типа Top-Hat, который обладает кольцевым полем зрения в 360° (*Carlson et al.*, 1985). Примером такого прибора является анализатор EESAN на космическом аппарате WIND (*Lin et al.*, 1995) (рис. 1). Приборы такого типа размещаются на вращающихся космических аппаратах, что обеспечивает необходимый полный обзор всей сферы за половину периода вращения космического аппарата. Достигнутое при этом максимальное быстрдействие измерений трехмерной функции распределения составляет ~ 3 с. Так как прибор при этом производит сканирование по энергии, то измерения производятся дискретно в пространстве скоростей, т. е. покрытие сферы является далеко не полным. Дальнейшее существенное повышение быстрдействия может быть обеспечено установкой нескольких таких приборов на спутнике (что порождает

новые проблемы взаимной калибровки и увеличивает стоимость экспериментов).

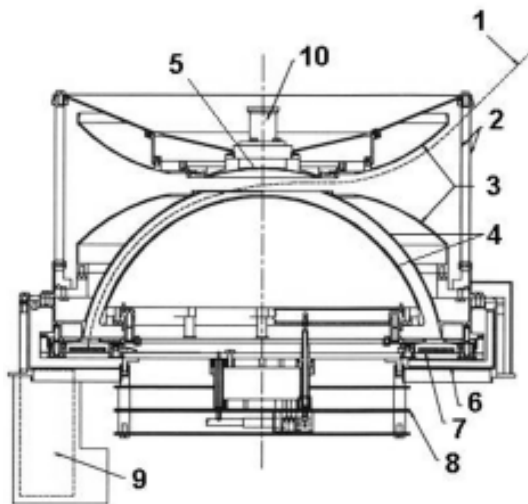


Рис. 1. Сечение цилиндрически-симметричного Top-Hat анализатора EESAH на космическом аппарате WIND (Lin et al., 1995):

- 1 — траектория иона; 2 — корпус; 3 — пластины углового сканера;*
- 4 — пластины анализатора энергий; 5 — «шапка», направляющая ионы в анализатор;*
- 6 — сцинтиллятор для контроля проникающих частиц;*
- 7 — микроканальный детектор частиц; 8 — плата предусилителя;*
- 9 — фотоумножитель для контроля проникающих частиц;*
- 10 — механизм открытия герметичной заглушки входа прибора*

Другим подходом к решению задачи широкого углового обзора является электростатическое сканирование. Такой прибор, трехмерный спектрометр энергий СКА-1, был установлен на «Хвостовом зонде» проекта «Интербол» (Vaisberg et al., 1995) (прибор был первоначально предложен для проекта ВЕГА, но был отвергнут руководством проекта). Перед тороидальным электростатическим анализатором был установлен электростатический сканер (рис. 2), обеспечивающий угловой обзор большей части полусферы (для трехмерных измерений на спутнике было установлено два противоположно направленных анализатора). Прибор СКА-1 обеспечивал быстрые трехмерные измерения на медленно вращающемся спутнике.

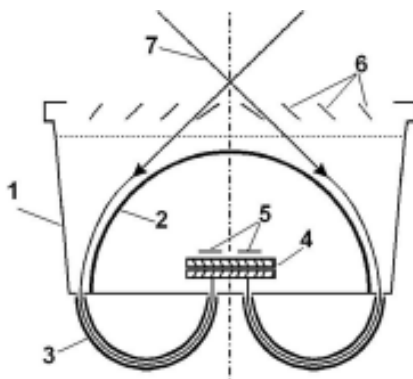


Рис. 2. Сечение цилиндрически-симметричного ионного спектрометра СКА-1 на «Хвостовом зонде» проекта «Интербол» (Vaisberg et al., 1995):

1 — внешний (земляной) электрод углового сканера; 2 — внутренний отрицательно поляризованный электрод углового сканера; 3 — пластины тороидального анализатора; 4 — сборка микроканальных пластин;

5 — секционированный ($\times 8$) коллектор; 6 — солнечная блenda для электрода 2; 7 — траектории ионов

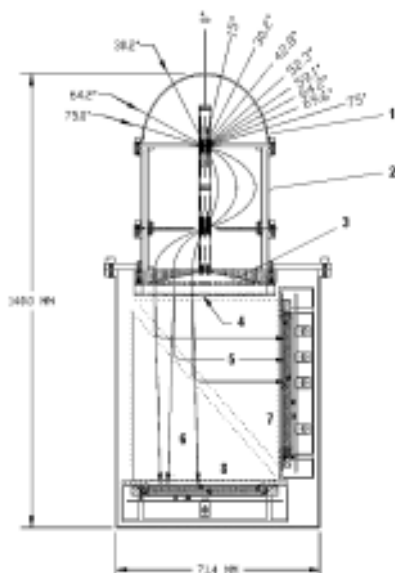
Новый подход в увеличении поля зрения плазменного анализатора был найден при подготовке проекта Messenger к Меркурию (Zurbuchen et al., 2000). Найденное решение в приборе FIPS (рис. 3) позволяет одновременно регистрировать поток со значительной части полусферы (хотя этот прибор и называется полусферическим, на самом деле он осматривает почти точно половину полусферы, не покрывая околополюсную ее часть и приэкваториальную зону). Таким образом, задача обзора полусферы одним прибором остается нерешенной.

В данной работе описывается новый тип прибора — «КАМЕРА ОЛЕГ», являющаяся электронно-оптическим аналогом All-Sky Camera для съемок полярных сияний или линзы «рыбий глаз». Это первый прибор с полным одновременным незатененным обзором полусферы.

«КАМЕРА ОЛЕГ» всего неба для заряженных частиц

Аналог оптической линзы «рыбий глаз» или камеры всего неба, имеющий полное незатененное поле зрения в 2π (рис. 4),

описан в (Vaisberg et al., 2001). Цилиндрически-симметричное электростатическое зеркало обеспечивает однозначное соответствие между направлением на полусфере и местом попадания частицы на координатно-чувствительном детекторе на выходе. Форма зеркала выбрана так, что траектории частиц, проходящих через диафрагму перед детектором, пересекаются в узкой области у входного кольцевого окна. Это позволяет ограничить поток в прибор ультрафиолетового излучения. Напряжение на промежуточном плоском зеркале определяет верхнюю границу полосы пропускания по энергии. Для выбора нижней границы полосы пропускания необходимо перед детектором установить тормозящую сетку. Отношение энергии выбранного диапазона к подаваемому напряжению составляет ~ 1 , что ограничивает возможную верхнюю энергетическую границу измеряемых потоков частиц.



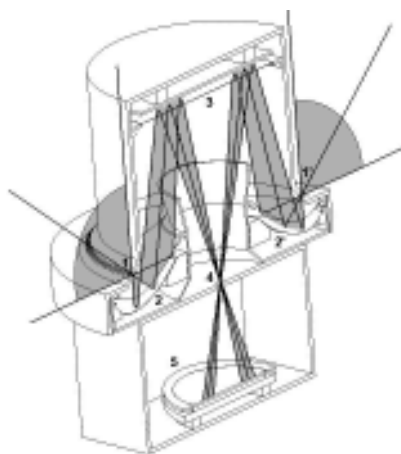


Рис. 4. Камера всего неба для заряженных частиц (Vaisberg et al., 2001):

1 — кольцевое входное окно; 2 — первичное изображающее электростатическое зеркало; 3 — вторичное плоское зеркало; 4 — выходное окно; 5 — микроканальная пластина, регистрирующая изображение полусферы

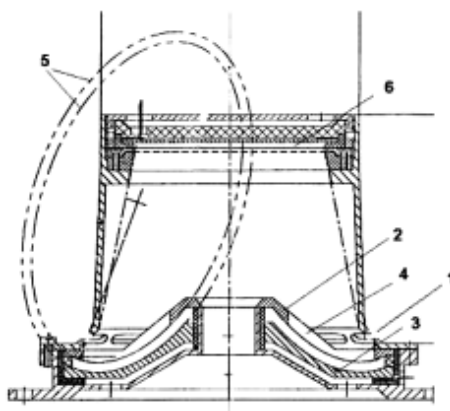


Рис. 5. Чертеж лабораторного макета прибора: 1 — входное окно; 2 — верхний электрод первичного зеркала; 3 — нижний электрод первичного зеркала; 4 — радиальная щель в первичном электроде; 5 — эллипсы, определяющие рабочие поверхности электродов первичного зеркала; 6 — вторичное плоское зеркало

Электронная оптика была выбрана с помощью компьютерного моделирования, и по результатам этого моделирования разработан чертеж лабораторного макета (рис. 5). Для упрощения изготовления верхнего электрода было решено вместо сетки сложной формы выполнить электрод сплошным с радиальными прорезями, через которые заряженные частицы могут проходить в рабочую зону зеркала (рис. 6).

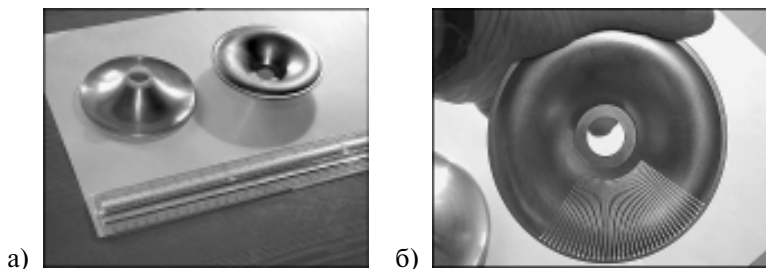


Рис. 6. Электроды первичного зеркала (а) и радиальные прорезы в верхнем электроде зеркала (б)

Лабораторный макет прибора (рис. 7) был изготовлен в опытном производстве ИКИ РАН и испытан в вакуумной камере в лаборатории солнечного ветра на ионном пучке (рис. 8).



Рис. 7. Лабораторный макет прибора «КАМЕРА ОЛЕГ» в сборе

Результаты испытаний лабораторного макета приведены на рис. 9–11. Рисунок 9 показывает, что прибор обеспечивает достаточно равномерную чувствительность в пределах полярного угла $0-90^\circ$, причем вполне приемлемая чувствительность отмечается до угла $\sim 100^\circ$. Это позволит осуществлять взаимную ка-

либровку двух противоположно направленных датчиков на спутнике, если необходимо будет одновременно измерять трехмерную функцию распределения частиц.

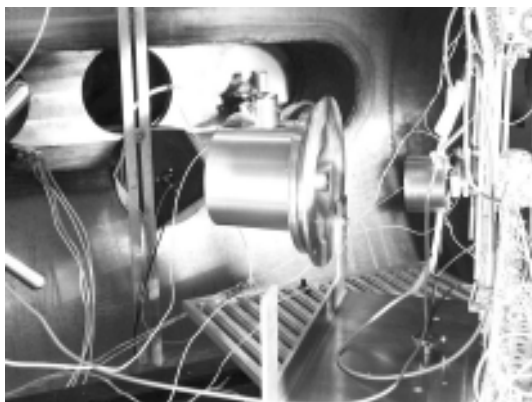


Рис. 8. Лабораторный макет прибора «КАМЕРА ОЛЕГ» в испытательном вакуумном стенде

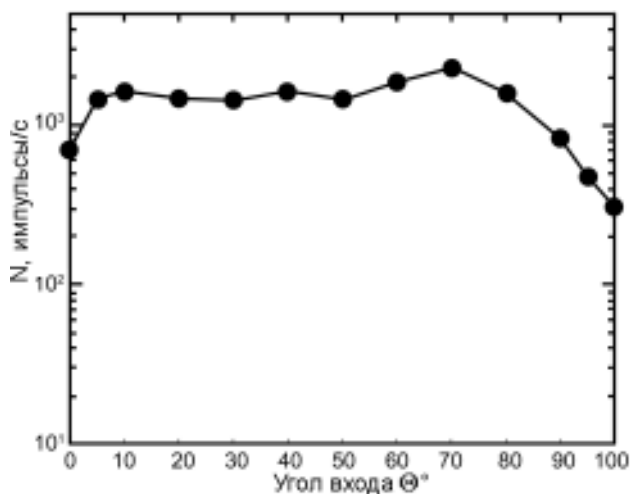


Рис. 9. Распределение чувствительности N макета прибора «КАМЕРА ОЛЕГ» по полярному углу Θ

Рисунок 10 показывает передаточную функцию прибора: зависимость выходного угла частиц от входного. Имеются некоторые различия между численной моделью и экспериментом. Это, по-видимому, связано с ограниченной точностью расчета электрических полей в численной модели.

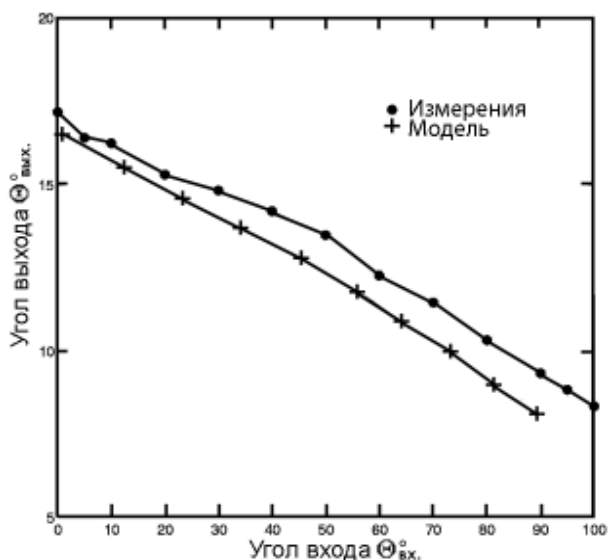


Рис. 10. Преобразование прибором «КАМЕРА ОЛЕГ» входного полярного угла Θ в выходной угол. Крестики — численная модель, кружки — измерения на макете

На рис. 11 приведена форма пятна на выходе прибора при освещении его однонаправленным пучком ионов и диаметре выходного отверстия 2 мм. Учет конечного размера выходного окна позволяет рассчитать собственную аппаратную функцию прибора (угловое размытие пучка электронной оптикой и сеткой вторичного зеркала). Величина этого размытия составляет $\sim 5^{\circ}$ и определяет предельное угловое разрешение прибора. Таким образом, лабораторные испытания доказали работоспособность камеры всего неба для заряженных частиц, возможность получения незатененного одномоментного изображения в пол-

ном поле зрения $> 2\pi$. Угловое разрешение прибора также достаточно для решения большинства задач в измерениях космической плазмы и даже превышает возможности космического эксперимента с точки зрения пропускной способности телеметрической системы.

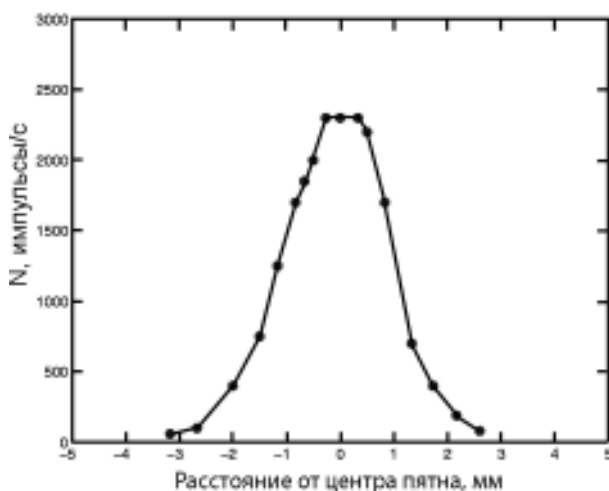


Рис. 11. Аппаратная функция прибора. Распределение интенсивности в пятне на изображающей плоскости, установленной на расстоянии 75 мм от выходного окна прибора с отверстием 2 мм. Освещение прибора производилось мононаправленным пучком ионов с энергией 2 кэВ

На выходе прибора «КАМЕРА ОЛЕГ» могут быть установлены дополнительные устройства для анализа частиц, энерго- и масс-анализаторы. На рис. 12 показан масс-спектрометр Шутяева, который установлен на выходе прибора «КАМЕРА ОЛЕГ» и позволяет получить распределение потока ионов разных масс по полусфере и массовый спектр плазмы. Предварительная оценка величины разрешения по массам составляет $M/DM > 100$. Причем этот массовый спектр является более достоверным, чем полученный обычными спектрометрами с ограниченным полем зрения, так как ионы разных масс могут иметь различные распределения по направлению полета. Этот прибор предложен нами для проектов *Veri Colombo* и «Фобос-Грунт».

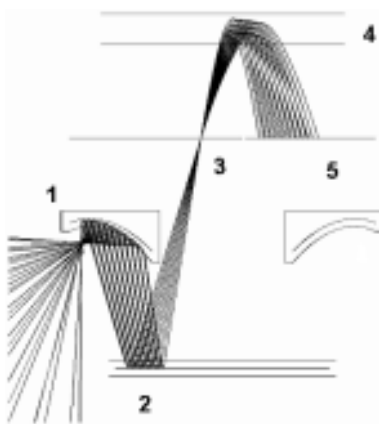


Рис. 12. Панорамный масс-спектрометр «КАМЕРА ОЛЕГ» с времяпролетным масс-спектрометром на выходе: 1 — первичное зеркало; 2 — вторичное зеркало; 3 — выходное окно камеры; 4 — электроды масс-спектрометра; 5 — плоскость детектирования

Заключение

Несмотря на очень высокий уровень развития спектрометров заряженных частиц для космических исследований, имеется необходимость в увеличении быстродействия и более детальном рассмотрении пространства скоростей. Нами предложен новый тип анализатора плазмы: панорамная камера. Достоинствами данного прибора являются:

- Полное (2π ср) поле зрения, без пропусков.
- Возможность регулировки ширины энергетического окна.
- Наилучшее угловое разрешение в центральной части поля зрения.
- Высокое угловое разрешение, не достижимое приборами других типов.
- Высокая степень защиты от УФ-излучения.
- Легкая адаптация к специфическим требованиям эксперимента (поле зрения, массовый анализ и т. д.).
- Гибкость в управлении энергетическим и угловым разрешением.

Прибор может использоваться в качестве питающей оптики для дополнительных анализаторов частиц.

Верхний предел энергетического диапазона ограничен источником напряжения, прилагаемого к электростатическим зеркалам.

Литература

- Bedrikov A., Belikova A., Fedorov A., Fuchs V., Hanzal V., Kuzmin V., Leibov A., Namestnik S., Nemecek Z., Notkin V., Richter M., Safrankova J., Vaisberg O., Yermolaev Yu., Zastenker G.* Complex of Plasma Spectrometers BI-FRAM // Intershock Project / Ed. S. Fisher. Publ. N. 60 of the Astronomical Institute. Ondrejov. 1985. P. 113–142.
- Carlson C.W., Curtis D.W., Paschmann G., Michael W.* An instrument for rapidly measuring plasma distribution functions with high resolution // Adv. Space Res. 1985. V. 2, P. 67–70.
- Lin R.P., et al.* A three-dimensional plasma and energetic particle investigation for the Wind spacecraft // Space Sci. Rev. 1995. V. 71. P. 125.
- Neugebauer M., Snyder C.W.* The mission for Mariner II: preliminary observations, solar plasma experiment // Science. 1962. V. 138, N. 3545. P. 1095–1100.
- Vaisberg O.L., Leibov A.W., Avakov L.A., Smirnov V.N., Ivanova E.B., Klimashin A.A., Khazanov B.I., Cherkashin I.I., Iovlev M.V., Safronov A.Yu., Lichtenstein V.H.* Complex plasma analyzer SCA-1 // Interball Mission and Payload. RKA-IKI-CNES. 1995. P. 170–177.
- Vaisberg O., Goldstein B., Chornay D., Keller J., Avakov L., Smirnov V., Brinza D., Croley D., Sittler E., Moore T., Rozmarynowski P., Fuselier S., Ghielmetti A.* Ultra Fast Plasma Analyzer — an All-Sky Camera for Charged Particles // The First Solar Orbiter Workshop. May 14–18, 2001. Puerto de la Cruz, Tenerife, Spain; ESA SP-493, 2001. P. 451–454.
- Zurbuchen T.H., Gloeckler G., Cain J.C., Lasley S.E., Shanks W.* A low-weight plasma instrument to be used in the inner heliosphere // SPIE. 2000.

УДК 629.78:550.38

КОНСТРУКЦИЯ ПЛАЗМЕННО-ВОЛНОВОГО КОМПЛЕКСА (ПВК) ЭКСПЕРИМЕНТА «ОБСТАНОВКА» НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ (МКС)

*А.М. Дынин¹, С.И. Климов², В.А. Масленников¹, В.Д. Мягких²,
В.С. Трошин²*

¹ Ракетно-космическая корпорация (РКК) «Энергия», Королев,
Московская область

² Институт космических исследований РАН, Москва

1. Основные цели и задачи космического эксперимента «Обстановка, 1-й этап»

«Долгосрочная программа научных и прикладных исследований на РС МКС», сформированная РАН и Росавиакосмосом, включает около 40 космических экспериментов (КЭ) в области геофизики и космической физики. Научная аппаратура, разрабатываемая для реализации этих КЭ, в значительной части может быть использована для изучения солнечно-земной физики.

Опыт научных исследований, проведенных на орбитальной станции (ОС) «Мир», свидетельствует о возможности и целесообразности использования долгоживущих орбитальных комплексов для изучения факторов окружающего космического пространства (ОКП) на долговременной основе. Знание процессов в ОКП, способных повлиять на изменение известных защитных свойств магнитосферы и ионосферы, для человека жизненно необходимо.

Исследования в приповерхностной зоне плазменно-волновых процессов взаимодействия сверхбольшого космического аппарата (КА) с ионосферой необходимы как для прикладных, так и для фундаментальных геофизических исследований [1, 2]. Электрические и магнитные поля и токи у поверхности КА определяются параметрами окружающей космической плазмы и характером взаимодействия материалов, находящихся на поверхности КА, с этой средой [3]. Проводимые на борту КА изме-

рения позволяют проследить изменения этих полей в полете в зависимости от параметров орбиты и характеристик окружающей среды, которые определяются степенью внешних геофизических возмущений и их природой. Опыт проведения этих измерений свидетельствует о том, что в ряде случаев эти поля достигали значений, приводящих к выходу из строя отдельных приборов и систем. Подобные измерения ранее проводились на орбитальном комплексе (ОК) «Мир». По нашему мнению, эксперимент «Обстановка» должен предшествовать любым геофизическим экспериментам на борту РС МКС, так как, являясь по существу комплексным плазменно-волновым экспериментом, выполняющим прямые (*in situ*) измерения в окружающей МКС плазме, позволит определить эффективность подобных измерений для геофизических исследований.

Геофизические исследования (на фоне исследования взаимодействия МКС с ионосферной плазмой) предполагают долгосрочные мониторинговые измерения параметров плазмы и плазменно-волновых процессов, связанных с проявлением в ионосфере солнечно-магнитосферных и атмосферно-ионосферных связей; получение новых данных для уточнения моделей ближнего космоса в той его области, где осуществляются долгосрочные полеты с человеком на борту. При длительных сроках функционирования орбитальных станций (10–15 лет и более), наряду с кратковременными возмущениями (суббури и магнитные бури), можно исследовать долговременные колебания геомагнитных возмущений, например 11-летний цикл солнечной активности [4]. Одним из направлений исследований является изучение и предсказание «космической погоды» [5, 6], то есть текущего и прогнозируемого состояния ионосферы. Эти данные необходимы для групп, управляющих работой прикладных КА на орбите, с целью обеспечения их долговременной активной работы. Например, не исключено, что при прогнозе сильных магнитосферных возмущений некоторые КА необходимо переводить в шадящий режим функционирования бортовой аппаратуры.

Космический эксперимент «Обстановка, 1-й этап» реализуется с помощью плазменно-волнового комплекса научной аппаратуры (ПВК), разрабатываемого на основе приборов, успешно использовавшихся ранее ИКИ РАН в международной кооперации при проведении фундаментальных исследований в космосе

[7]. Основой волновых измерений является комбинированная волновая диагностика (КВД) [8], которая позволяет в широком диапазоне частот, включая и постоянные поля, исследовать мощность электромагнитных, электростатических и магнитных полей, а также спектр флуктуаций частиц плазмы [9–11].

В результате измерений комплекса физических параметров и их бортовой обработки будут получены следующие параметры плазмы и окружающих электромагнитных полей:

- спектральная плотность электростатических плазменных волн и электрической компоненты электромагнитных излучений E в диапазоне 0–10 МГц;
- спектральная плотность магнитной компоненты электромагнитных излучений B в диапазоне 0–40 кГц;
- спектральная плотность флуктуаций плотности тока J в диапазоне 1 Гц – 40 кГц;
- вектор напряженности постоянного магнитного поля B ($\pm 50\,000$ нТ) и градиент поля DB (100–1000 нТ) по нормали к поверхности ОС;
- вектор напряженности квазистационарного электрического поля E (± 10 В/м) и градиент поля DE (10–1000 мВ/м) по нормали к поверхности ОС;
- потенциал точки заземления ОС относительно плазмы ϕ (0–200 В);
- параметры тепловой и низкоэнергичной плазмы N_e , N_i , T_e , T_i (0,01–10 кэВ);
- радиочастотный состав электромагнитного спектра;
- спектры электронов в диапазоне энергий 10 эВ – 10 кэВ.

Космический эксперимент «Обстановка» органически сочетается с рядом других экспериментов, включенных в программу научных исследований на РС МКС, в частности КЭ «Трабант» (ИКИ РАН), «Скорпион» (НИИЯФ МГУ, ЦНИИМаш) и «Флагман» (НИИЯФ, РКК «Энергия»).

Долговременный мониторинг параметров ионосферы и некоторых областей магнитосферы с борта орбитальных станций может оказать неоценимую помощь для потребителей текущей информации о состоянии ионосферы (радиосвязь и навигация), а также для исследователей солнечно-земных связей [12, 13].

2. Основные принципы конструирования аппаратуры

Комплекс ПВК представляет собой ряд научных приборов, имеющих как самостоятельное, так и взаимосвязанное функциональное назначение, а также ряд аппаратурных средств, предназначенных для управления режимами работы научных приборов, сбора, обработки и хранения данных измерений, обеспечения связи с бортовыми системами РС МКС, поддержания теплового режима.

Учитывая, что каждый научный прибор индивидуален и конструктивно разработан и уже использовался в ряде космических проектов («Интеркосмос-Коперник 500», «Интеркосмос-Болгария 1300», «Интербол-Хвостовой зонд», «Марс 94/96» и др.), а также то, что изготовление приборов осуществляется в научной кооперации нескольких стран, было принято решение, в том числе по финансовым соображениям, использовать оригинальные конструкции приборов. Использование оригинальных конструкций также диктовалось оригинальностью датчиков научных приборов [14].

Конечно, прорабатывался вариант унифицирования конструкции электронных плат и блоков. Однако, учитывая, что научные приборы, входящие в ПВК, практически являются приемниками электромагнитных излучений широкого диапазона частот и имеют высокую чувствительность, к аппаратуре предъявляются жесткие требования по параметрам электромагнитной совместимости (ЭМС), которые в данном случае легче реализовывать по отдельным приборам. Такое решение имеет и отрицательные стороны, так как возникает необходимость использования достаточно сложной системы кабельных межблочных соединений и соответственно экранирования кабелей и выбора общей точки заземления (общего нуля).

Как отмечалось выше, для реализации высокой чувствительности приборов, по опыту предшествующих спутниковых проектов, как правило, датчики (антенны) приборов необходимо выносить на расстояния порядка нескольких метров от блоков электроники. Таким образом, в состав ПВК введены штанги.

Учитывая сложную конфигурацию конструкции МКС и соответственно распределения в ближней зоне электромагнитных полей, необходимо реализовать пространственно разнесенные измерения. Для этого формируются две штанги с датчиками.

Штанги размещаются на расстоянии ~ 3 м друг от друга. Рядом с каждой штангой размещается соответствующий электронный модуль.

Размещение на внешней поверхности штанг и электронных блоков, требующее выхода операторов из гермоотсека МКС, должно удовлетворять ряду специфических требований, таких как: удобство и безопасность работы операторов, обеспечение безопасного доступа операторов к различным частям МКС. Проработка всех требований показала (рис. 1) целесообразность размещения ПВК на продольных поручнях Служебного модуля (СМ) Российского сегмента МКС (СМ РС МКС).

Аппаратура комплекса ПВК доставляется на борт МКС транспортно-грузовым кораблем «Прогресс».

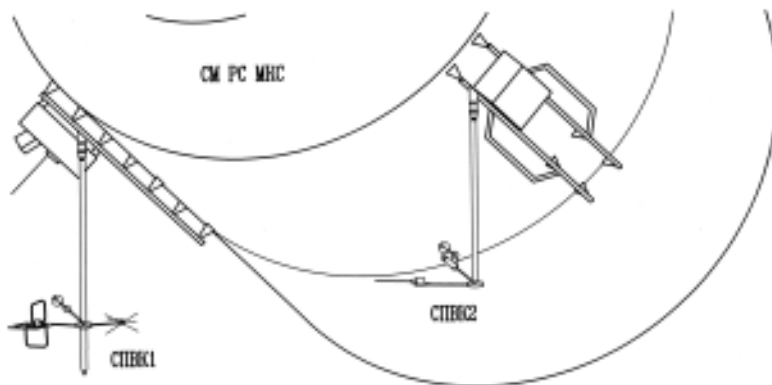


Рис. 1. Схема размещения ПВК на СМ РС МКС

3. Специфика конструкции комплекса ПВК и его отдельных приборов

Конструктивно ПВК состоит (рис. 2) из сборок СПВК1, СПВК2, размещаемых на внешней поверхности СМ (см. рис. 1) на расстоянии трех метров друг от друга, и блока системы хранения и управления ТМ-информацией (БХТИ), размещаемого внутри СМ.

Сборки СПВК (рис. 3), в свою очередь, состоят из моноблоков штанг ШВД1, ШВД2 и моноблоков датчиков КВДМ1 и КВДМ2.



Рис. 2. Схема деления ПВК

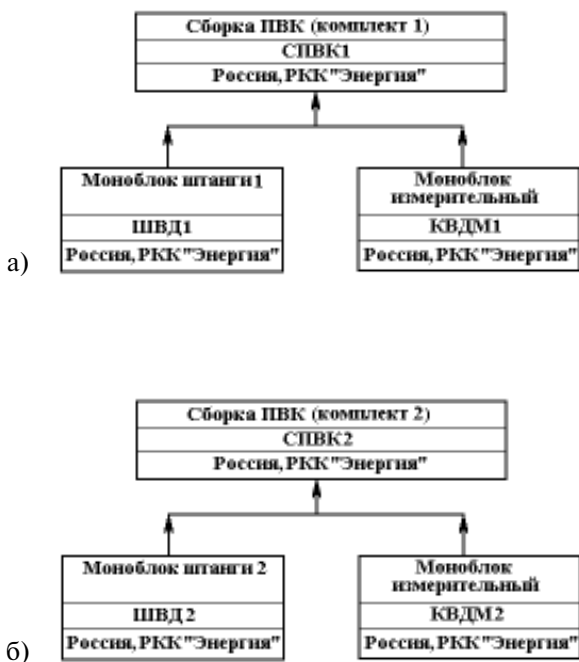


Рис. 3. Схема деления сборки СПВК1 (а) и СПВК2 (б)

Моноблоки штанг ШВД1, ШВД2 (рис. 4а и б) конструктивно состоят из штанг ШВ1, ШВ2, разрабатываемых и изготавливаемых РКК «Энергия», и комплектов датчиков КД1 и КД2, комплектуемых ИКИ РАН. Важным конструктивным элементом СПВК являются механические адаптеры МАД1, МАД2 (рис. 4в и г), разрабатываемые и изготавливаемые РКК «Энергия» и механически объединяющие моноблоки ШВД1-КВДМ1, ШВД2-КВДМ2 и осуществляющие крепление к поручням СМ как штанг ШВ1, ШВ2, так и блоков КВД1 и КВД2, разрабатываемых и изготавливаемых в ИКИ РАН в международной кооперации (рис. 5, 6).

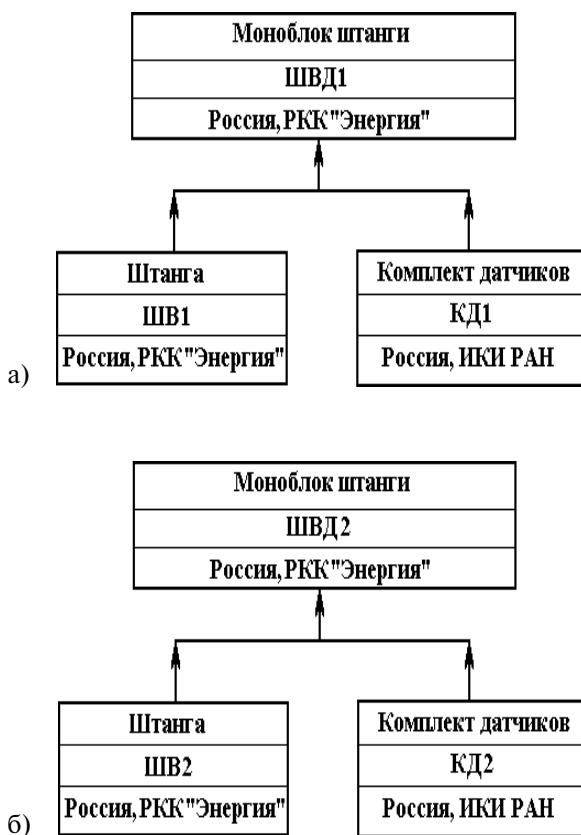


Рис. 4. Состав моноблока штанги ШВД1 (а) и ШВД2 (б)

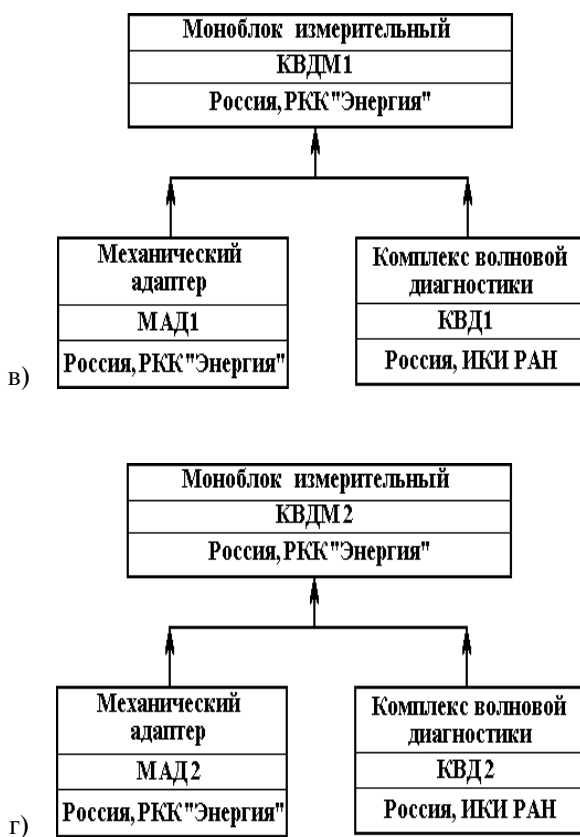


Рис. 4. Конструктивная схема КВДМ1 (в) и КВДМ2 (г)

Схемы деления и конструктивные схемы (рис. 1–6) отражают важные организационно-технологические факторы:

- участие ИКИ РАН, РКК «Энергия» и международной кооперации в разработке и изготовлении ПВК по соответствующей конструкторской документации;
- поэтапное проведение приемо-сдаточных и конструкторско-доводочных испытаний у изготовителей аппаратуры;
- формирование (сборка) ПВК операторами на борту МКС.

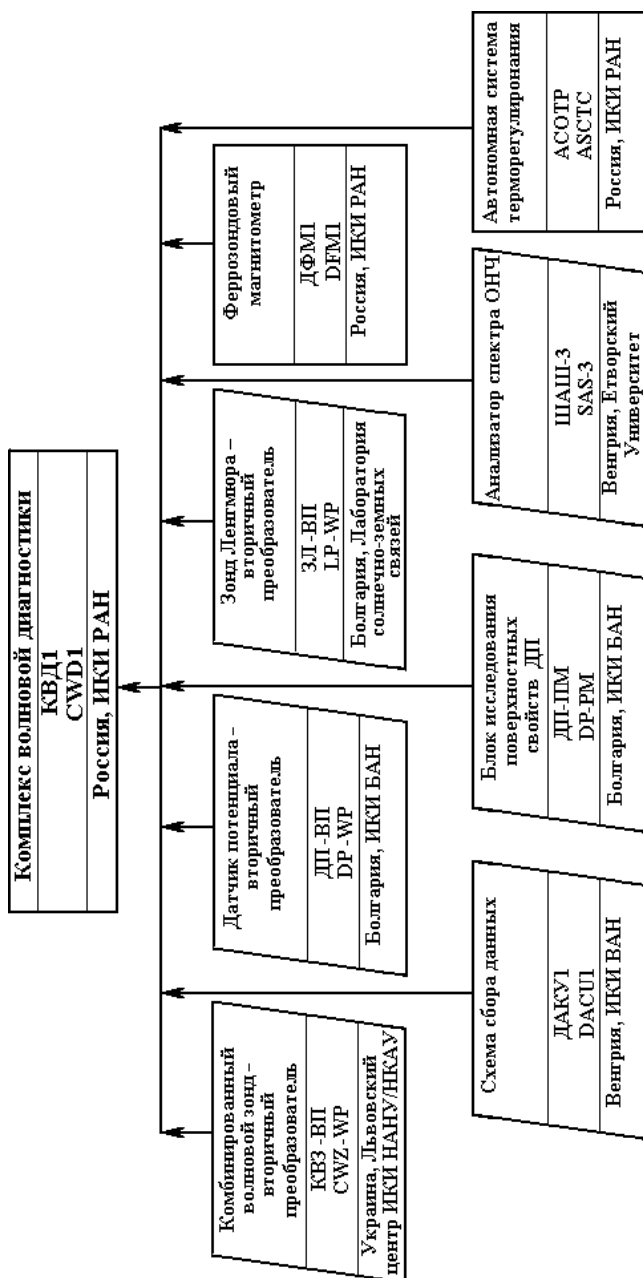


Рис. 5. Состав комплекса волновой диагностики КВД1

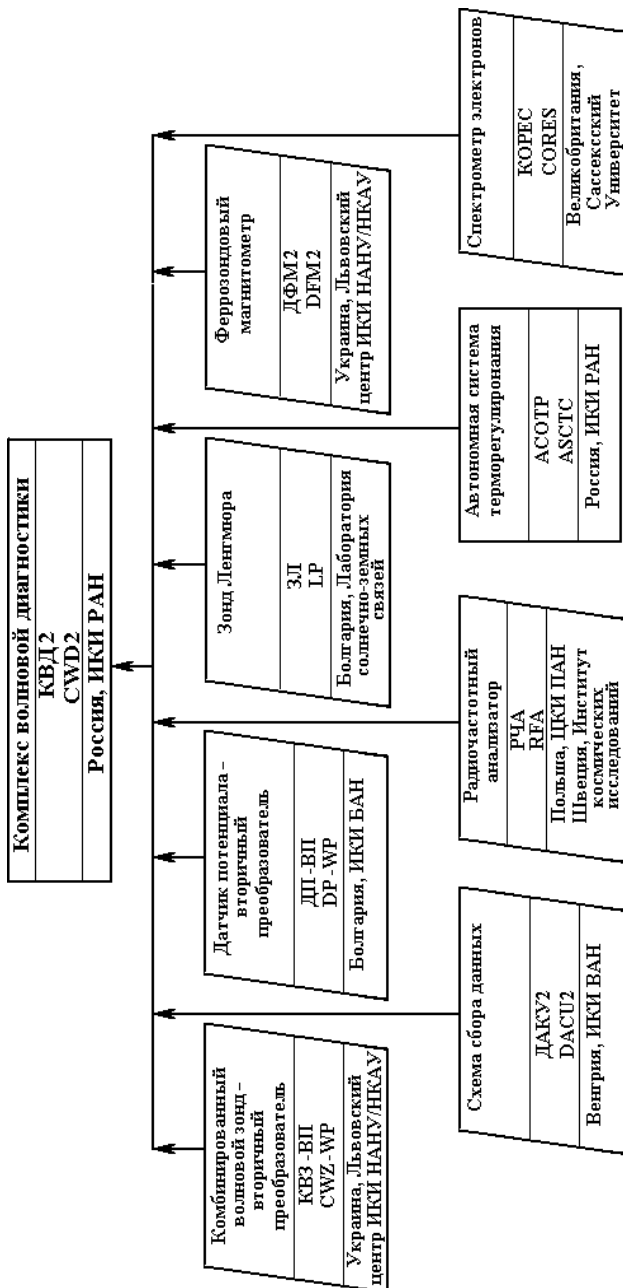


Рис. 6. Состав комплекса волновой диагностики КВД2

3.1. Конструкция КВД1, КВД2

В блоках КВД1 (см. рис. 5) и КВД2 (см. рис. 6) размещаются:

- научные приборы ДФМ1, ШАЗ3 в КВД1 и ДФМ2, КОРЕС в КВД2;
- вторичные преобразователи научных приборов (имеющие индекс ВП), датчики которых размещаются на штангах;
- устройства приема и управления ТМ-информацией (ДАКУ1, ДАКУ2);
- система автоматического поддержания температуры (АСОТР) в диапазоне от +5 до +35 °С.

Как видно на рис. 5, научные приборы, устройства приема и управления ТМ-информацией разрабатываются и изготавливаются международной кооперацией по своим конструкторско-технологическим нормативам и техническим заданиям, согласованным с ИКИ РАН — головным постановщиком космического эксперимента «Обстановка, 1-й этап».

Конструктивно блоки КВД1 и КВД2 представляют собой плиту, к которой по двум противоположным торцам прикреплены две пластины, являющиеся радиаторами. На плите размещаются электронные блоки приборов. С боков и сверху плита закрыта тонкостенным кожухом. Тепловые расчеты показывают, что температура на плите во время полета обеспечивается в пределах от –10 до +30 °С.

3.2. Конструкция ШВД1, ШВД2

Штанги ШВД1 и ШВД2 имеют аналогичные схемы крепления к адаптерам МАД1 и МАД2 и аналогичные кинематические схемы, но различны по конструкции из-за разной комплектации датчиками КД1 и КД2.

Штанга ШВД1 (рис. 7а) имеет центральный ствол длиной 1,5 м и два стержня длиной ~1 м, шарнирно раскрываемых с верхней части ствола и складываемых вдоль ствола при транспортировании ее на МКС. На верхнем конце ствола размещается также датчик КВЗ-ПП1. На концах стержней размещаются датчики ЗЛ-Д1 и ДП-Д1. Штанга ШВД2 (рис. 7б) также имеет центральный ствол длиной 1,5 м и три стержня длиной ~1 м. На конце ствола ШВД2 размещается датчик КВЗ-ПП2, а на концах стержней — датчики ДП-Д2, РЧА-АД и РЧА-АМ. На нижних концах

стволов обеих штанг имеются байонетные замки, с помощью которых операторы устанавливают штанги на механических адаптерах МАД1 и МАД2. Раскрытие стержней производят операторы вручную после фиксации штанг на механических адаптерах. Завершающей операцией (после ухода операторов) является автоматическое раскрытие по команде с борта датчиков РЧА-АД и РЧА-АМ.

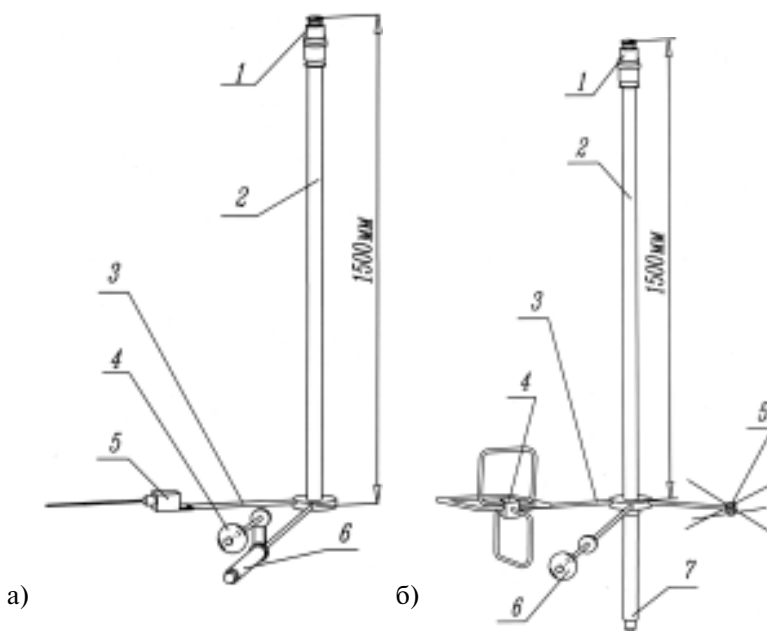


Рис. 7. Штанга ШВД1 (а): 1 — байонетный замок; 2 — центральный ствол; 3 — стержень; 4 — датчик потенциала — первичный преобразователь ДП-Д1; 5 — зонд Ленгмюра — первичный преобразователь ЗЛ-Д1; 6 — комбинированный волновой зонд КВЗ-ПП1.

Штанга ШВД2 (б): 1 — байонетный замок; 2 — центральный ствол; 3 — стержень; 4 — радиочастотный анализатор — антенна магнитная РЧА-АМ; 5 — радиочастотный анализатор — антенна электрическая РЧА-АД; 6 — датчик потенциала — первичный преобразователь ДП-Д2; 7 — комбинированный волновой зонд — первичный преобразователь КВЗ-ПП2

Для выполнения требований по пространственной ориентации датчиков, в частности относительно вектора скорости МКС, стволы и стержни в развернутом состоянии размещаются под определенными углами друг к другу с точностью не хуже $\pm 3^\circ$. Это, в свою очередь, требует обеспечения раскрытия стержней в определенных плоскостях по отношению к осям МКС. Важным требованием, предъявленным к раскрытым штангам, является обеспечение безопасного прохода операторов по поручням, к которым СПВК1 и СПВК2 крепятся с помощью механических адаптеров МАД1 и МАД2.



Рис. 8. Схема размещения блоков измерительных и штанг на поручнях РО2:

- 1 — блок измерительный КВД1; 2 — штанга 1; 3 — зонд Ленгмюра — первичный преобразователь ЗЛ-Д1; 4 — комбинированный волновой зонд КВЗ-ПП1; 5 — датчик потенциала — первичный преобразователь ДП-Д1;
- 6 — блок измерительный КВД2; 7 — штанга 2; 8 — спектрометр электронов; 9 — зонд Ленгмюра — первичный преобразователь ЗЛ-Д2;
- 10 — радиочастотный анализатор — антенна магнитная РЧА-АМ;
- 11 — радиочастотный анализатор — антенна электрическая РЧА-АД;
- 12 — датчик потенциала — первичный преобразователь ДП-Д2;
- 13 — комбинированный волновой зонд — первичный преобразователь КВЗ-ПП2

Размещение ПВК на внешней поверхности (см. рис. 1) оптимально обеспечивает требование — отсутствие между штангами (стволы штанг разнесены друг от друга на 3 м) и в полях зрения датчиков элементов систем и конструкций СМ РС МКС (рис. 8).

Размещение датчиков с предусилителями на штангах предъявляет жесткие требования к их рабочему температурному диапазону ± 50 °С. Нормальное функционирование датчиков обеспечивается тем, что в выключенном состоянии все комплектующие, согласно их техническим условиям, соответствуют данному диапазону температур, а во включенном состоянии, за счет выделения тепловой мощности в датчиках, их рабочая температура находится в пределах от -20 до $+50$ °С.

Как наглядно видно, необходимость использования штанг существенно увеличивает габаритно-массовые характеристики плазменно-волновых комплексов. Уменьшение количества штанг возможно при интеграции нескольких датчиков в единую конструктивную единицу. Положительным примером такой интеграции является комбинированный волновой зонд (первичный преобразователь КВЗ-ПП) [15, 16], объединяющий:

- индукционный датчик флуктуаций магнитного поля;
- датчик флуктуаций плотности тока — щелевой зонд Ленгмюра;
- датчик электрического потенциала — одиночный зонд Ленгмюра.

Заключение

Дальнейшее развитие КЭ «Обстановка» («Обстановка, 2-й этап») предполагает проведение многокомпонентных (векторных) измерений электрических полей, а также выполнение измерений параметров плазмы мобильными автономными мини-комплексами научной аппаратуры (буями), размещаемыми в любых местах на поверхности МКС. Важным требованием, предъявляемым к буям, является минимизация их массово-габаритных и энергетических характеристик. В этих целях проводится проработка [14] унифицирования и использования микротехнологий в конструкциях электронных плат, что должно привести к существенному сокращению объемов, номенклатуры и массы конструктивных элементов.

Важным фактором уменьшения массы является применение новых технологий в конструкциях электрических (замена кабельных) соединений.

Одним из путей решения этой проблемы, учитывая, что подавляющее большинство плазменно-волновых датчиков имеют аналоговые выходы, является проведение оцифровки аналоговых сигналов и формирование цифровых массивов непосредственно в датчиках. Учитывая, что датчики размещаются на штангах, т.е. должны работать в широком диапазоне температур, а также имеют большой динамический (~ 120 дБ) и частотный (от долей герц до десятков мегагерц) диапазоны, требования к АЦП предъявляются очень жесткие. Обработка такой методики успешно проведена в космическом эксперименте СПРУТ–VI на орбитальной станции «Мир» [12, 17, 18].

Компоновка датчиков и блоков электроники в единой конструкции — еще один путь уменьшения габаритно-массовых характеристик, впервые реализуется в магнитометрах ДФМ1 и ДФМ2. Это стало возможным благодаря очень «тонкой» подборке радиоэлементов, конструкции и размещению феррозондовых датчиков, обеспечивших хорошую электромагнитную совместимость приборов в целом. Следует отметить, что размещение феррозондового датчика совместно с блоком электроники прибора ТФМ-1 внутри микроспутника «Колибри-2000» также дало хорошие научные данные [19]. Уровни шумов в диапазоне частот 0,1–16 Гц оказались даже несколько ниже шумов, наблюдаемых магнитометром на спутнике «Интербол — Хвостовой зонд», где феррозонд размещался на специальной штанге на расстоянии ~ 11 м от центра космического аппарата [8].

Литература

1. *Климов С.И.* и др. Комплексное исследование электромагнитной обстановки Российского сегмента МКС в космических экспериментах «Обстановка» и «Габант» // Сб. тез. докл. V Межотраслевая научно-технич. конф. «Электризация космических аппаратов и совершенствование их антистатической защиты как средства увеличения надежности и сроков активного существования». 16–17 мая 2002. ЦНИИмаш. 2002. С. 71–74.
2. *Klimov S.I.* et al. “Obstanovka” experiment for space weather research on board the Russian segment of the ISS // 54th Intern. Astronautical Congr. 29 Sept. — 03 Oct. 2003. Bremen, Germany. IAC-03-T. 4.09.2003.

3. *Сопрунюк П.М., Климов С.И., Корепанов В.Е.* Электрические поля в космической плазме. Киев: Наукова думка, 1994.
4. *Петрукович А.А., Климов С.И.* Использование измерений солнечного ветра для анализа и прогноза геомагнитной активности // Космич. исслед. 2000. Т. 38. № 5. С. 463–468.
5. *Климов С.И., Родин В.Г., Григорян О.Р.* Изучение и контроль «космической погоды» // Земля и Вселенная. 2000. № 3. С. 9–18.
6. *Klimov S.I. et al.* “Obstanovka” experiment on board International Space Station — The use for Space Weather research // Abstr. Magnetospheric Response to Solar Activity. 9–12 Sept. 2003. Prague Czech Republic. Charles University Faculty of Mathematics and Physics, Czech Acad. of Sciences Inst. of Atmospheric Physics. 2003. P. 60.
7. *Klimov S.I. et al.* The Plasma-Wave Complex of scientific instrumentation for wave and plasma parameters measurements in the frame of Russian Segment of ISS // Abstr. ESA Space Weather Workshop: Developing a European Space Weather Service Network. SWENET: Space Weather European Network. 3–5 Nov. 2003. ESTEC, Noordwijk, The Netherlands. 2003.
8. *Klimov S.I. et al.* ASPI Experiment: measurements of fields and waves on board the INTERBALL-1 spacecraft // Ann. Geophysical. 1997. V. 15. N. 5. P. 514–527.
9. *Лисаков Ю.В., Климов С.И., Лапишинова О.В., Медников Б.А., Машков А.С., Пушкин Н.М.* Флуктуации тока на плоские зонды прибора «Зонд-Заряд», установленного на орбитальном комплексе МИР // Космич. исслед. 2003. Т. 41. № 3. С. 265–276.
10. *Petrukovich A.A., Romanov S.A., Klimov S.I.* Direct measurements of AC plasma currents in the outer magnetosphere // Measurement Techniques in Space Plasmas: Fields. Geophysical Monograph 103. Copyring 1998 by American Geophysical Union, 1998. P.199–204.
11. *Klimov S.I., Lissakov Yu.V., Grushin V.A., Lapshinova O.V., Mednikov B.A., Pushkin N.M., Mashkov A.S.* Spacecraft potential — integral parameter of “Space Weather” // Proc. of Intern. Symp. for solar corona through interplanetary space, into Earth’s magnetosphere and ionosphere: Interball, ISTP satellites, and ground-based observations. Febr. 1–4, 2000. Kyiv, Ukraine. 2000. P. 335–338.
12. *Klimov S.I.* INTERBALL-1 and MIR Orbital Station coordinated magnetic field and energetic particles measurements // Adv. Space Res. 2002. V. 30, N. 7. P. 1847–1853.
13. *Климов С.И.* Исследования влияния космической погоды на состояние среднеширотной и приэкваториальной ионосферы.

- (Researches of influence of space weather on a condition of middle latitude and near-equator ionosphere.) // 10th Jubilee Intern. Scientific Conf. "Contemporary problems of solar-terrestrial influences". 20–21 Nov. 2003. Sofia, Bulgaria. 2003. P. 12–13.
14. *Дудкин Ф.Л., Климов С.И., Корепанов В.Е., Марусенков А.А., Сухинюк А.Е.* Современные тенденции развития космического научного приборостроения. В настоящем сборнике.
 15. *Korepanov V.E., Dudkin F.L.* Comparative analysis of current density meters operating in space plasmas // *Adv. Space Res.* 1999. V. 23. N. 8. P. 1541–1544.
 16. *Климов С.И.* и др. Волновой комплекс аппаратуры СПРУТ-VI // *Приборы и техника эксперимента.* 2004. № 1. С. 122–126.
 17. *Беляев А.А., Григорян О.Р., Климов С.И., Новиков Л.С., Рябуха С.Б., Чурило И.В.* Комплекс аппаратуры СПРУТ-VI для орбитальной станции МИР // *Приборы и техника эксперимента.* 2004. № 1. С. 95–100.
 18. *Грачев Е.А.* и др. Магнитометрическая система аппаратуры СПРУТ-VI // *Приборы и техника эксперимента.* 2004. № 1. С. 127–133.
 19. *Тамкович Г.М., Климов С.И., Григорян О.Р., Петров В.М., Радченко В.В.* Основные научно-образовательные результаты микроспутника «Колибри-2000» // IV Международ. конф.-выставка «Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». Королев, Моск. обл. 31 мая – 4 июня 2004. Кн. 2. 2004. С. 287–302.

УДК 629.78:520.4

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МАНИПУЛЯТОРНЫЙ КОМПЛЕКС (ЭМК)

*В.М. Линкин, В.Г. Родин, В.М. Готлиб, О.Н. Андреев, О.Е. Козлов,
А.Б. Ульянов*

Институт космических исследований РАН, Москва

Экспериментальный манипуляторный комплекс (ЭМК) главным образом предназначен для проведения научных экспериментов по исследованию поверхности Фобоса. Он должен обеспечить проведение анализа грунта непосредственно на поверхности, забрать пробы грунта в заданной зоне поверхности и обеспечить доставку образцов взятого с поверхности грунта к установленному на КА вне ЭМК «Блоку анализа», в котором предполагается проводить с забранным грунтом исследования, в частности, пиролиз.

В состав комплекса входят:

- мессбауэровский спектрометр (МС);
- альфа-протонно-рентгеновский спектрометр (АПРС);
- микроТВ-камера (МТВ);
- микрогрунтозаборное устройство (МГЗУ);
- собственно манипулятор как средство доставки приборов

или их составляющих в нужную точку поверхности.

Основные характеристики ЭМК приведены в табл. 1.

Очевидно, что в зависимости от приоритетов состав ЭМК может изменяться. При этом есть ограничения технического свойства: манипулятор может «манипулировать» лишь ограниченной массой.

Данный конкретный комплекс ЭМК создается, как уже упоминалось, для использования в составе космического комплекса «Фобос-Грунт». Однако как исследовательский и измерительный комплекс он может весьма эффективно использоваться и на других планетах, и на Земле в составе стационарной или передвижной станции. Оснащенный специальными приборами и приемо-передающим комплексом, он может проводить измерения и передавать информацию из труднодоступных и опасных для человека зон.

Таблица 1

Состав и технические характеристики экспериментального манипуляторного комплекса

Наименование прибора	Технические характеристики			Прочие характеристики
	масса, кг	энергопотребление, Вт	габариты, мм	информативность
Мессбауэровский спектрометр (МС)	0,5	2,0	130×70×70	16 кбит/анализ
Альфа-протонно-рентгеновский спектрометр (АПРС): блок детекторов блок электроники	0,1 0,5	1,0	40×40×85 70×80×65	MILSTD 1553 или RS232
МикроТВ-камера: блок оптики блок электроники	0,08 0,14	3,0	55×60×35 90×75×45	RS422
Микропультзаборное устройство	0,1	2,0	35×40×160	1 Мбайт
Манипулятор	2,0	15	150×190×600	Глубина внедрения до 30 мм, размер забираемого образца до 25 мм Радиус действия 250–1100 мм; перемещаемая масса до 2 кг; усилие прижима 5 Н

К манипулятору Заказчиком предъявляются несколько конкретных и противоречивых требований:

- масса манипулятора не должна превышать 2,0 кг, масса устанавливаемых научных приборов — до 1,5 кг, масса транзитного кабеля научных приборов — не более 0,5 кг; общая масса ЭМК должна быть не более 4,0 кг;
- скорость перемещения звеньев не более 10 мм/с;
- точность позиционирования приборов ± 2 мм (линейная), $\pm 5^\circ$ (угловая);
- радиус действия манипулятора не менее 1000 мм;
- время разворачивания ЭМК из транспортного положения в рабочее не более 10 мин;
- усилие прижатия научных приборов к поверхности грунта до 5 Н.

Предполагается, что манипулятор будет представлять собой двухзвенный механизм с поворачивающимися относительно оси кронштейном, на котором и будут установлены чувствительные элементы приборов МГЗУ и МТВ. Он будет способен поворачиваться по азимуту в пределах зоны, выделенной общей компоновкой (рис. 1). Поверхность, которая может быть исследована манипулятором, — это сегмент углом 150° от точки крепления манипулятора — и ограничена максимальной длиной выноса манипулятора 1 м как внешним радиусом и конструкцией объекта — как внутренним радиусом (рис. 2).

Аналогичный манипулятор ранее был создан для земного робота и для макета марсохода (рис. 3).

Рассмотрим микрогрунтозаборное устройство. Прежде чем приступить к описанию конкретных устройств, остановимся на некоторых принципах их разработки.

Буровые устройства, используемые в составе автоматических КА для исследований Луны и планет, должны отвечать всем требованиям, предъявляемым к космической технике:

- обладать минимальной массой;
- быть минимально энергоемкими;
- обладать повышенной, по сравнению с земными аналогами, надежностью;
- не требовать проведения регламентных работ и ремонта в процессе эксплуатации;
- быть работоспособными после воздействия факторов доставки и в экстремальных условиях эксплуатации.

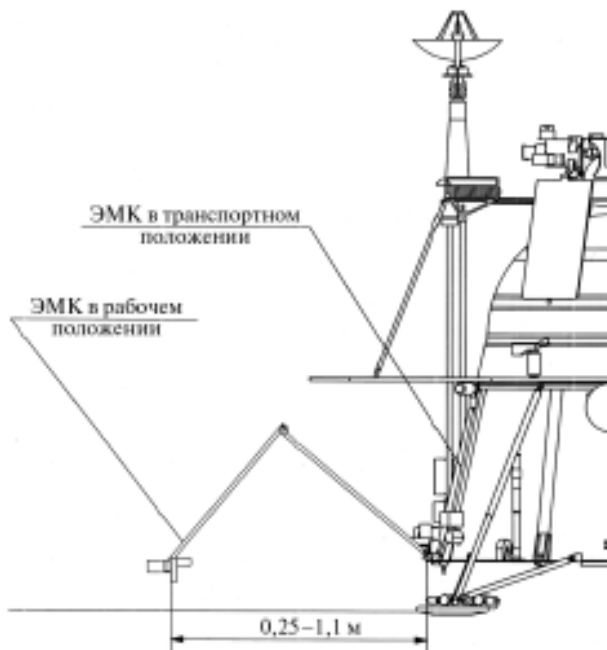


Рис. 1. Установка ЭМК на объекте

С другой стороны, условиями эксплуатации определяются специальные функциональные требования:

- бурение (если в качестве грунтозаборного устройства используется буровое устройство) без промывки скважины;
- бурение и забор грунта без смены или какой-либо другой работы (например, заточки) с породоразрушающим элементом;
- обеспечение возможности работы одним устройством на грунтах различной плотности и прочности.

При установке бурового устройства на подвижный модуль возникают дополнительные требования:

- ограничение по величине осевого усилия, обусловленное вероятностью сдвига подвижного модуля под действием реакции при заборе грунта;
- исключение заклинивания инструмента в процессе забора грунта или принятие специальных мер по освобождению модуля от заклинившего устройства.

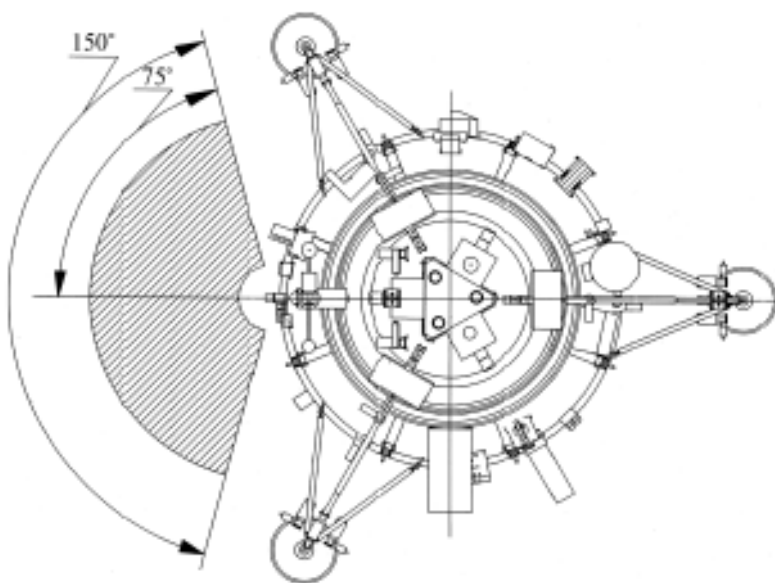


Рис. 2. Зона работы ЭМК

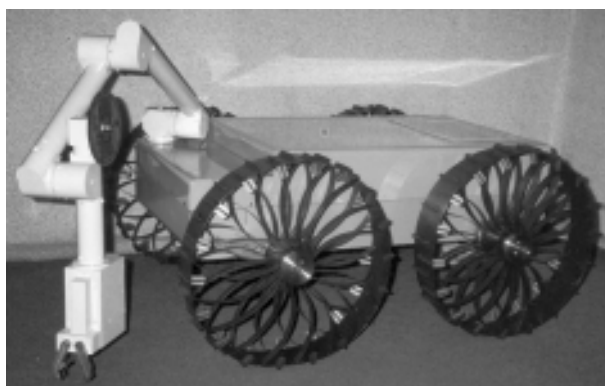


Рис. 3. Манипулятор на подвижном роботе

Перейдем к описанию некоторых созданных ранее грунтозаборных устройств. Технические характеристики грунтозаборных устройств представлены в табл. 2.

Таблица 2

Технические характеристики грунтозаборных устройств

Параметр	ГЗУ 1	ГЗУ 2	ГЗУ 3
Способ бурения	В р а щ а т е л ь н ы й		
Диаметр бурового инструмента, мм	28	18	16
Максимальная глубина бурения (ход бурового инструмента), мм	500	300	35
Максимальное осевое усилие при бурении, Н	100	100	Определяется возможностями объекта
Электропитание — постоянный ток напряжением, В	24—30	24—30	24—30
Номинальная потребляемая мощность, Вт	90	40	30
Масса, кг	3,5	1,8	1,2

Грунтозаборное устройство ГЗУ1 (рис. 4). Конструкция ГЗУ1 основана на применении двух шнеков, один из которых находится внутри другого. Привод вращает внешний шнек (буровую штангу) с «пером» на конце, обращенным к забою. Внутренний шнек в это время вращается в ту же сторону с большей частотой вращения. При движении вниз, осуществляемом с помощью пары винт — гайка, происходит бурение породы и забор грунта во внутреннюю полость. Затем буровой инструмент, вращаясь в противоположную сторону, поднимается. При этом внутренний шнек вращается в ту же сторону, что и наружный, и с такой же скоростью, что и внешний, и это не дает забранному грунту высыпаться из бурового инструмента. По достижении первоначального (исходного) положения внутренний шнек фиксируется, внешний же продолжает вращаться без осевого перемещения, и забранный грунт высыпается. После подъема бурового инструмента и до выгрузки грунта ГЗУ может быть перемещено в зону, где должен выгружаться грунт.

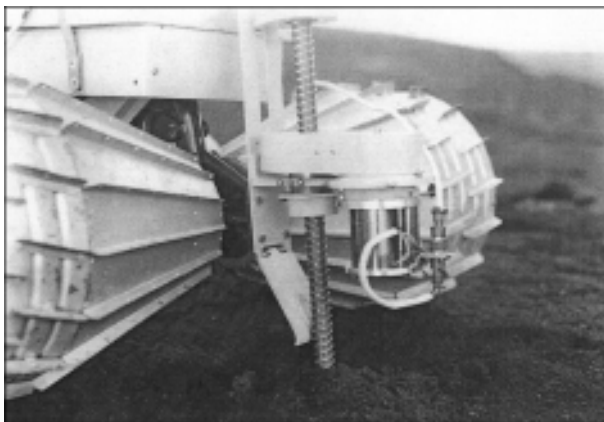


Рис. 4. Грунтозаборное устройство ГЗУ1 на макете марсохода

Грунтозаборное устройство ГЗУ1 предназначалось для проверки принципов забора и перегрузки грунта, поэтому оно не оптимизировано по энергопотреблению и массе. Тем не менее, на нем производились бурения как автономно, так и в составе подвижного модуля, в частности, «марсохода». Проводилось бурение и слабосвязанных грунтов (песок), и достаточно крепких (кирпич). Масса забранного грунта достигала 60–80 г. Эти испытания подтвердили возможность создания многоразового ГЗУ на указанном принципе, но выявило ряд проблем, которые необходимо было решить.

Грунтозаборное устройство ГЗУ2 сконструировано на том же принципе, но имело меньшие габариты и массу. Изменена компоновка: двигатели привода расположены вокруг бурового инструмента, что позволило уменьшить габариты. При этом удельная мощность на единицу площади забоя, наоборот, несколько увеличилась за счет уменьшения диаметра бурового инструмента.

Грунтозаборное устройство ГЗУ2 испытывалось автономно. Проводились бурение и забор различных грунтов: песок, жженный кирпич, туф. Время бурения от 50 с на 300 мм (песок), до 8 мин на 20 мм (туф) и до 12 мин на 50 мм (кирпич); масса забранного грунта до 30–40 г.

Если ГЗУ1 и ГЗУ2 предназначались для установки непосредственно на подвижный модуль, то *грунтозаборное устройство ГЗУ3* (рис. 5) должно крепиться к некоему выносному устройству (манипулятору), которое, в свою очередь, может быть установлено, например, на «марсоход» (рис. 6).



Рис. 5. Грунтозаборное устройство ГЗУ3

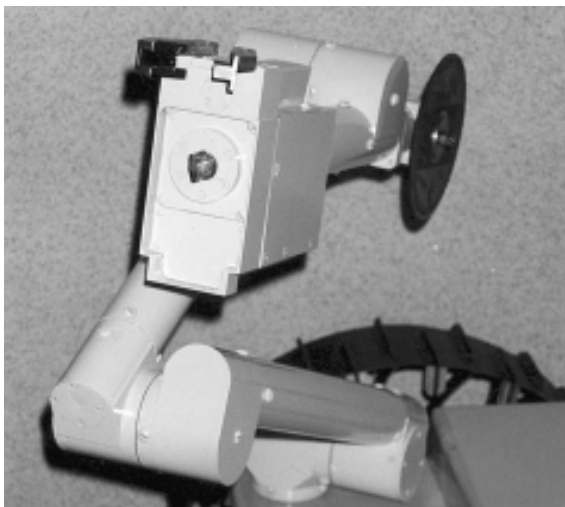


Рис. 6. Грунтозаборное устройство ГЗУ3 на манипуляторе подвижного робота

Грунтозаборное устройство ГЗУЗ испытывалось, в основном, на слабосвязанных грунтах (песок, лёсс). Испытания проводились как автономно, так и в составе манипулятора, установленного на подвижный робот. Проходка скважины глубиной 30–35 мм продолжалась 7–8 с.

Грунтозаборное устройство ГЗУЗ нашло свое применение в подвижных роботах, предназначенных для использования в земных условиях.

Рассмотрим микрогрунтозаборное устройство (МГЗУ) для ЭМК. Каковы отличительные признаки этих грунтозаборных устройств?

Во-первых, поскольку практически на Фобосе (так как комплекс создается в рамках программы «Фобос-Грунт») отсутствует гравитация, способ забора и перегрузки грунта должен быть выбран с учетом этого обстоятельства, в частности, процесс пересыпания грунта не приемлем. Отсутствие гравитации делает необходимым принудительную выгрузку грунта и в ГЗУ для этой цели применяется отдельный привод.

Во-вторых, поскольку в экспедиции «Фобос-Грунт» предусмотрена установка еще одного грунтозаборного устройства бурового типа для забора и доставки грунта, взятого из скважины глубиной порядка 1 м, на Землю, стоит задача с помощью ЭМК-ГЗУ поместить в возвращаемую капсулу помимо гибкого грунтоноса из длинномерного ГЗУ еще и отдельный фрагмент или несколько фрагментов плотного грунта (камень).

В настоящее время проектируются ГЗУ двух, несколько отличающихся друг от друга, типов. Один из них (рис. 7) основан на принципе захвата, другой (рис. 8) — на принципе сжимающихся лепестков.

Характерной особенностью МГЗУ с захватом является попытка забрать грунт, размеры фракции которого могли бы быть помещены в пиролитическую ячейку (ПЯ) без предварительного измельчения в специальном устройстве — мельнице. Для этого одна из «губ» захвата — перфорированная — должна, как сито, пропускать фракции не больше допустимого (~0,5–1 мм) размера. Другая «губа» должна проталкивать эти частицы в полость, находящуюся под первой «губой», из которой затем специальным толкателем (рис. 9) проба грунта, состоящая из «калиброванных» частичек, выталкивается либо непосредственно в ПЯ, либо на транспортер, который, в свою очередь, перегружает пробу в ПЯ.

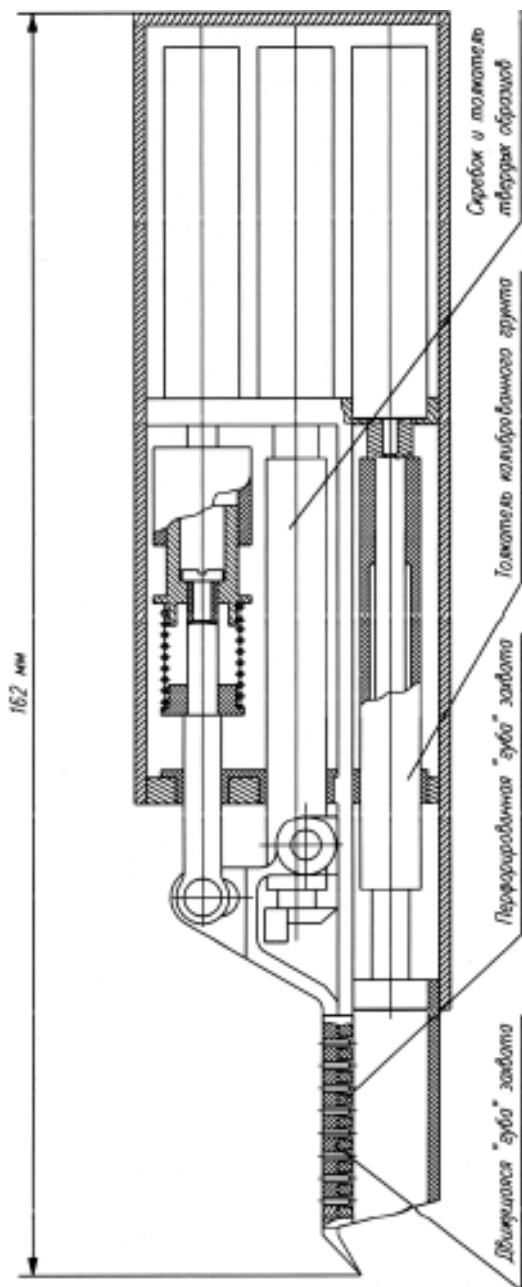


Рис. 7. МикроГЗУ с захватом

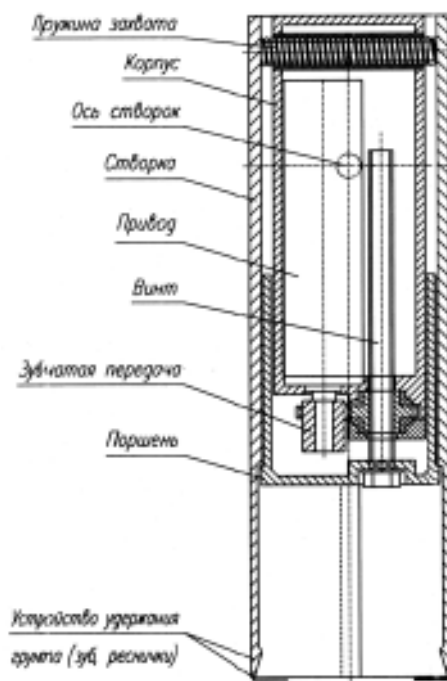


Рис. 8. МикроГЗУ с цангой

Характеристики МГЗУ приведены в табл. 3.

Таблица 3

*Ожидаемые технические характеристики МГЗУ
для проекта «Фобос-Грунт»*

Параметр	МГЗУ с захватом	МГЗУ с цангой
Способ забора грунта	Захват	Сжимающиеся лепестки — цанговый
Глубина проникнове- ния, мм	30	30
Максимальный размер захватываемого твердого образца, мм	до 30	15-20
Габариты, мм	160×42×30	∅30×120
Напряжение питания, В	9	12–24
Потребляемый ток, А	0,15–0,2	0,1–0,2
Масса, кг	0,9	0,11

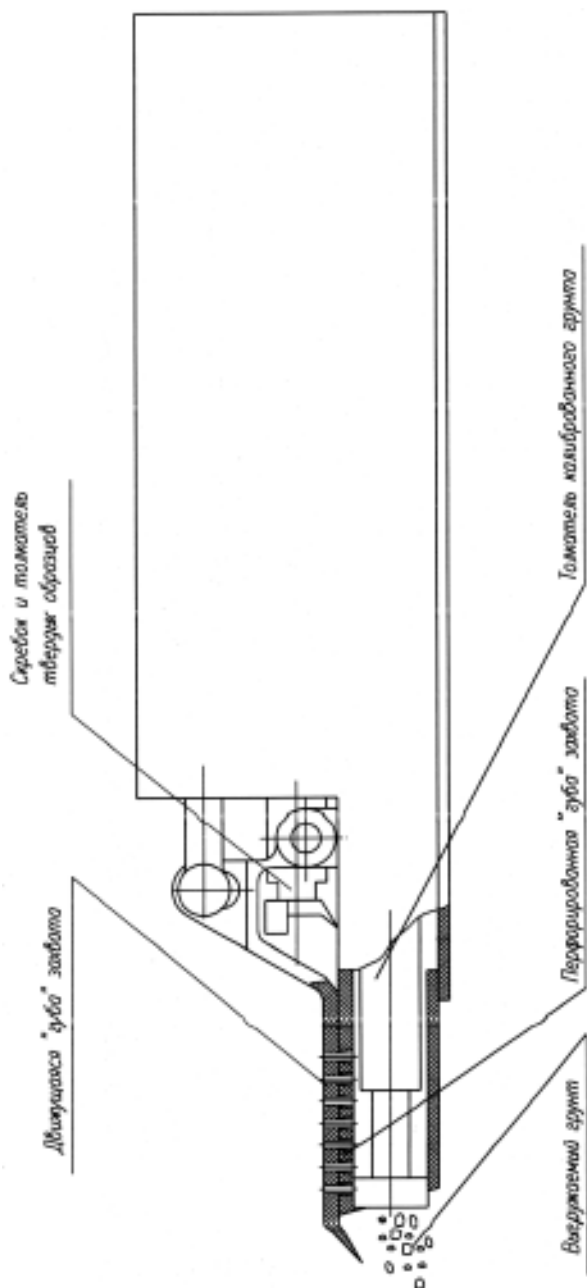


Рис. 9. Выгрузка калиброванного грунта из микро ГЗУ

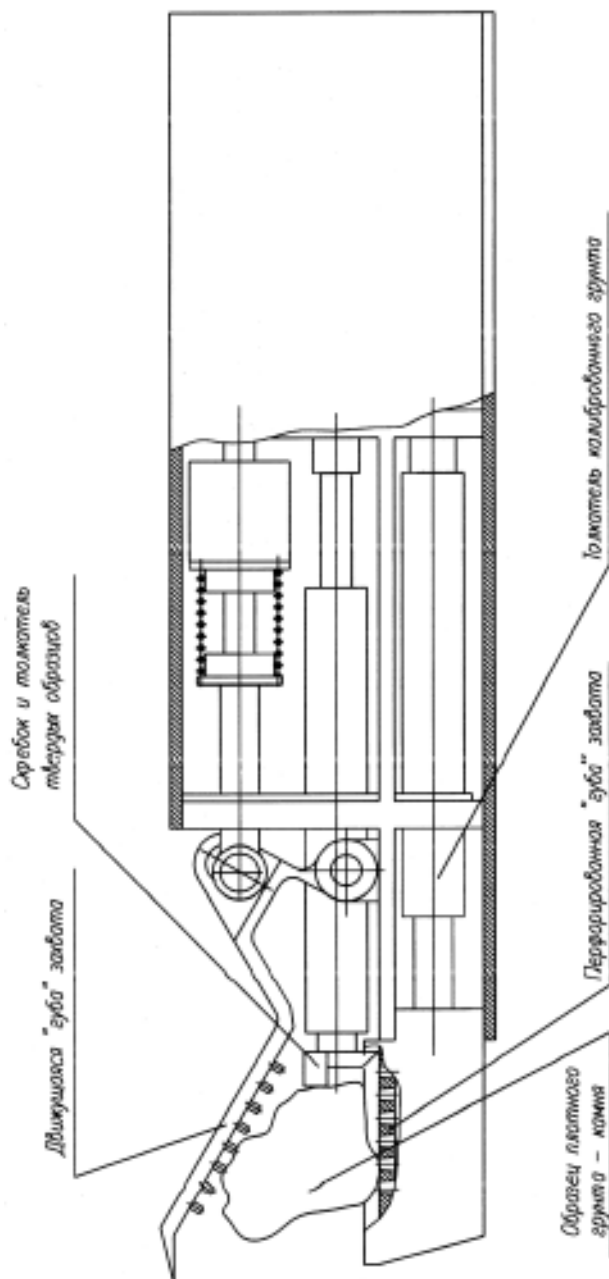


Рис. 10. Захват микроГЗУ образца плотного грунта — камня

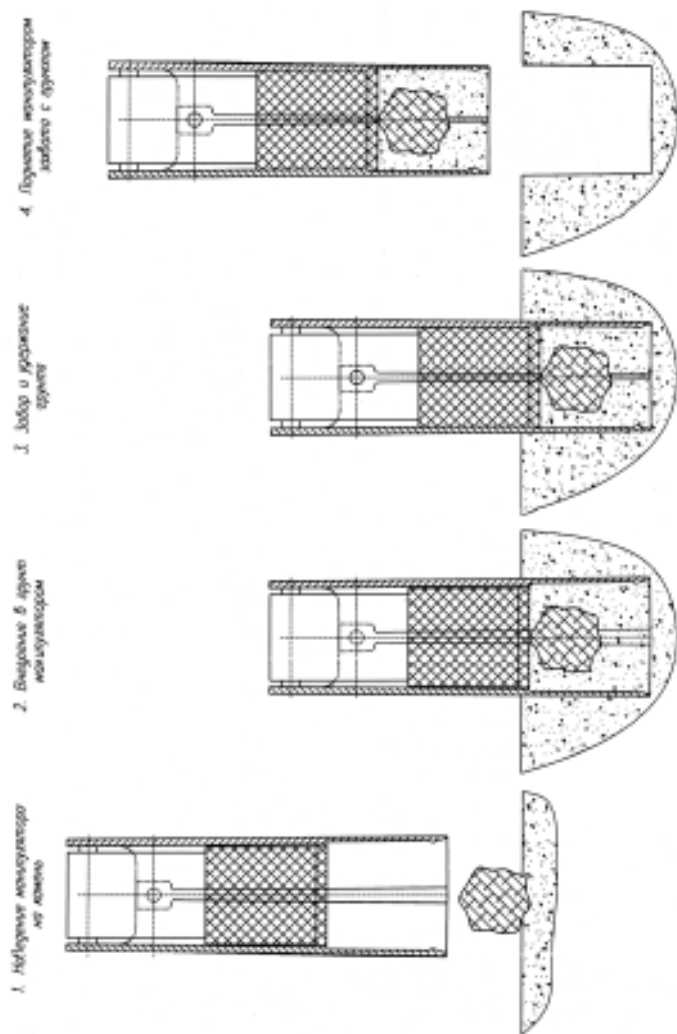


Рис. 11. Последовательность операций по забору грунта микроГЗУ с цангой

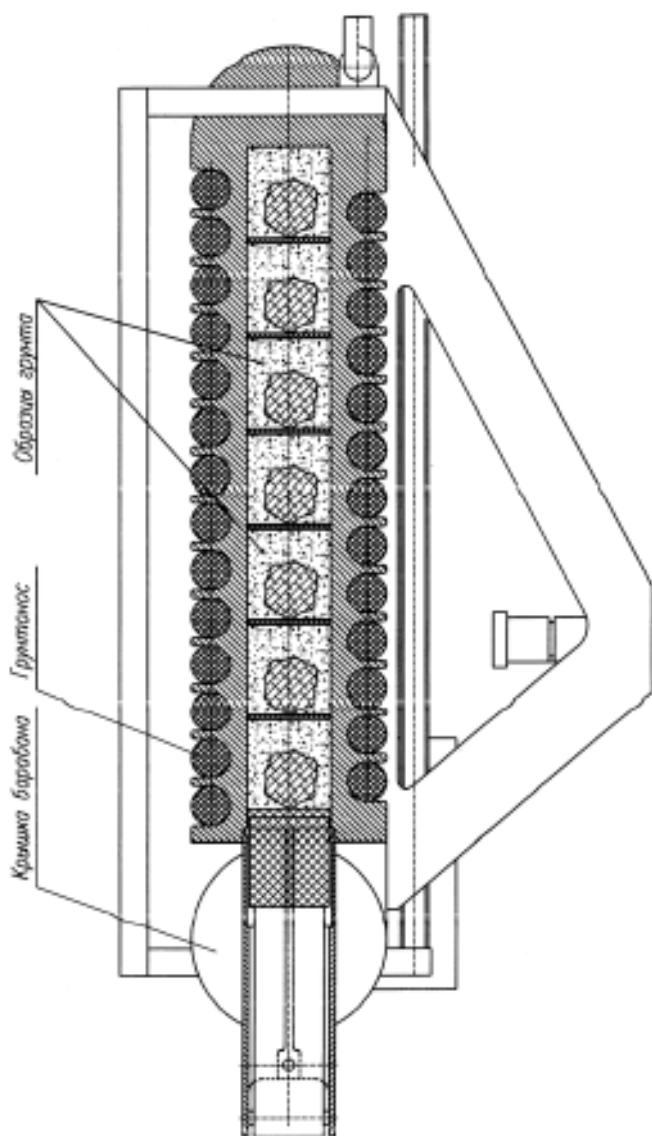


Рис. 12. Перезагрузка забранных образцов грунта в капсулу ГЗУ с цангой

Эти же «губы» служат для захвата образца плотного грунта — камня — (рис. 10) и его транспортировки в капсулу для последующего перемещения в спускаемый аппарат (СА) КА, которое из-за отсутствия гравитации также осуществляется при помощи специального толкателя.

Микрогрунтозаборное устройство с цанговым зажимом обеспечивает забор каменистого образца грунта с размером до 30 мм вместе с рыхлым грунтом, предварительное уплотнение грунта (рис. 11) и перемещение сформированной «таблетки» грунта в капсулу спускаемого аппарата. Дополнительное уплотнение грунта может производиться в грунте до выемки образца или в капсуле СА, что обеспечит плотную упаковку образцов грунта в капсуле (рис. 12) и, соответственно, беззачерпное положение образцов грунта на всех стадиях перелета СА.

Как указывалось выше, МГЗУ с цанговым зажимом забирает и образцы рыхлого грунта и помещает их в приемник транспортера блока анализа, на котором происходит принудительное процеживание (просеивание) грунта (аналогично МГЗУ с захватом), формирование дозированных проб для пиролитических ячеек и утилизация грунта.

Процессы забора грунта должны отрабатываться на специальном стенде, имитирующем поверхность Фобоса. На этом же стенде будут отрабатываться контактирующие с грунтом приборы, входящие в состав научной аппаратуры КА «Фобос-Грунт». На этом же стенде, после его аттестации, должны будут проходить сдаточные испытания.

УДК 523.43:534.647:629.78

МИНИАТЮРНЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР-СЕЙСМОМЕТР ДЛЯ МАЛОЙ МАРСИАНСКОЙ СТАНЦИИ

В.М. Готлиб, Б.В. Зубков, В.М. Линкин, А.Н. Липатов, А.Б. Манукин

Институт космических исследований РАН, Москва

Необходимость решения трех задач в рамках проекта малой марсианской станции явилась побудительной причиной разработки данного прибора.

Первая задача — получение плотностного разреза атмосферы Марса по измерениям торможения спускаемого аппарата с помощью **акселерометра**.

Вторая задача — измерение углового положения аппарата на поверхности Марса и вариации его наклонов относительно местной гравитационной вертикали с помощью **наклономера**.

Третья задача — измерение сейсмической активности Марса **сейсмометром**.

Все три разновидности датчиков первичной информации — акселерометр, наклонмер, сейсмометр — относятся к одному классу: гравиинерциальных приборов, что и позволяет совместить все типы датчиков в одном приборе. При огромном многообразии типов и видов таких датчиков любой гравиинерциальный прибор в итоге состоит из трех частей: пробной массы, элемента жесткости и трения, связывающих пробную массу с корпусом, и преобразователя перемещения или скорости пробной массы относительно корпуса в электрический сигнал. Рассмотрим последовательно каждый из трех датчиков первичной информации.

1. Акселерометр

Измерение микроускорений космического аппарата позволяет определить плотность атмосферы на больших высотах по эффекту торможения аппарата, исследовать динамику входа аппарата в атмосферу, измерить пондеромоторные эффекты воздействия электромагнитных полей, солнечного ветра, микрочастиц, светового давления на аппарат и т. д.

Решение поставленных задач связано с разработкой и созданием высокочувствительного и широкодиапазонного трехкоординатного прибора для измерения микроускорений. Прибор должен позволять измерять микроускорения аппарата по трем ортогональным осям в диапазоне от 10^{-6} до 15 g (g — ускорение свободного падения на Земле).

Создание такого прибора связано с преодолением известных трудностей, главная из которых — широкий динамический диапазон (более семи порядков). Наиболее простым и экономичным способом решения этой проблемы является разработка двух датчиков, предназначенных для работы в двух поддиапазонах, перекрывающих весь требуемый диапазон. Так, для данного случая разумным является разбиение диапазона на поддиапазон больших ускорений — $20\text{--}10^{-3}\text{ g}$ и поддиапазон малых ускорений — $10^{-1}\text{--}10^{-6}\text{ g}$. Эти поддиапазоны в достаточно широкой области ускорений ($10^{-1}\text{--}10^{-3}\text{ g}$) перекрываются, что повышает надежность прибора и достоверность результатов измерений. Для первого диапазона разработан **чувствительный элемент больших ускорений — ЧЭБУ**, для второго — **чувствительный элемент малых ускорений — ЧЭМУ**.

Нужно еще удовлетворить очень важному требованию по массогабаритным характеристикам: масса трехкоординатного прибора не должна превышать 200 г .

Принцип построения чувствительного элемента

Были выбраны аксиально-симметричная конструкция чувствительного элемента, а в качестве упругого элемента — круглый стержень с известной изгибной жесткостью. Его жесткость определяется заданным диапазоном измерений.

На рис. 1 условно изображена схема чувствительного элемента: пробная масса 1 цилиндрической формы и четыре концентрических электрода 4 образуют две пары дифференциальных измерительных емкостей. Пробная масса, как уже указывалось, укреплена на упругом круглом стержне 5 , что и позволяет осуществить идею создания двухкоординатного чувствительного элемента.

Пробная масса m под действием ускорения переместилась на величину ρ от центра окружности. Учитывая, что зазор $d_0 = R - r$ между пробной массой и статорными обкладками кон-

денсатора мал, величины емкостей при смещении массы можно оценить, пользуясь формулой для плоского конденсатора:

$$C = \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \frac{lR d\alpha}{4\pi d(\alpha)}, \quad (1)$$

где $d(\alpha) = R - R_M$, l – длина цилиндра. Если ρ – смещение пробной массы относительно центрального положения под действием силы инерции, направленной под углом Θ (рис. 1), то

$$R_M \approx r + \rho \cdot \cos(\Theta - \alpha), \quad d \approx d_0 \left[1 - \frac{\rho}{d_0} \cos(\Theta - \alpha) \right]. \quad (2)$$

Подставляя (2) в (1), проводя интегрирование, получим

$$\begin{aligned} C &= \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \frac{lR}{4\pi} \frac{d\alpha}{d_0} \frac{1}{[1 - n \cdot \cos(\Theta - \alpha)]} = \\ &= \frac{lR}{4\pi} \frac{2}{\sqrt{1-n^2}} \operatorname{arctg} \frac{(1-n) \operatorname{tg} \frac{(\Theta - \alpha)}{2}}{\sqrt{1-n^2}} \Big|_{\alpha_1}^{\alpha_2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $n = \frac{\rho}{d_0}$ – малый параметр.

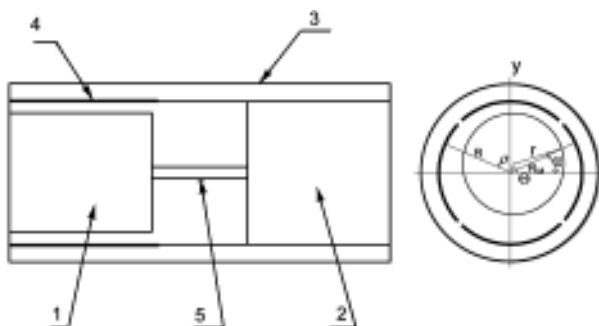


Рис. 1. Схема чувствительного элемента

В первом приближении значения для разностей дифференциальных емкостей:

$$\begin{aligned}\Delta C_1 &= C_1 - C_{1a} = \frac{lR}{4\pi d_0} 2n\sqrt{2} \cos \Theta, \\ \Delta C_2 &= C_2 - C_{2a} = \frac{lR}{4\pi d_0} 2n\sqrt{2} \sin \Theta.\end{aligned}\quad (4)$$

Поскольку каждая из емкостей при отсутствии внешнего гравиинерциального воздействия равна $C_0 = \frac{Rl}{8d_0}$, то максимальное относительное изменение любой емкости (когда $\cos \Theta$ либо $\sin \Theta$ равны 1):

$$\left| \frac{\Delta C}{C_0} \right| = \frac{2\sqrt{2}}{\pi} \frac{\rho}{d}. \quad (5)$$

Отличие (5) от соотношения $\frac{\Delta C}{C_0} = \frac{x}{d}$, которое верно для плоского конденсатора, незначительно, поскольку , т. е. близко к 1.

Трубка из молибденового стекла 3 является своеобразным корпусом чувствительного элемента с напыленными электродами 4. Внутренняя поверхность трубки изготовлена с высокой точностью: отступление от цилиндричности (овальность, эллиптичность, конусность) не превышает 5 мкм по радиусу, а шероховатости — не более 0,2 мкм. Упругий элемент представляет собой деталь в форме гантели, состоящую из двух цилиндров 1 и 2 диаметрами 8 и 7,9 мм соответственно, соединенных упругим стержнем 5 из бериллиевой бронзы (см. рис. 1). На рис. 2 отдельно изображен упругий элемент ЧЭМУ. Цилиндр 1 диаметром 8 мм вклеивается в корпус, а цилиндр 2 диаметром 7,9 мм — представляет собой пробную массу, которая соединена с цилиндром 1 с помощью упругого элемента 3. Ее смещения под действием сил инерции, измеряемые с помощью преобразователя малых механических перемещений, и дают информацию о величине гравиинерциальных воздействий.

Оба цилиндра изготовлены из молибдена, что позволяет существенно уменьшить температурную зависимость преобразователя: коэффициент теплового расширения молибденового стекла $\sim 50 \cdot 10^{-7} \text{ 1/}^\circ\text{C}$ [1], а коэффициент теплового расширения

молибдена — $47 \cdot 10^{-7} \text{ 1/}^\circ\text{C}$ [2], т. е. относительное изменение зазора при изменении температуры на величину Δt будет

$$\Delta d/d \approx 3 \cdot 10^{-5} \cdot \Delta t. \text{ Так, при } \Delta t = 100^\circ\text{C}, \frac{\Delta d}{d} \approx 3 \cdot 10^{-3}, \text{ т. е. ошиб-}$$

ка в измерениях будет составлять всего 0,3 %.

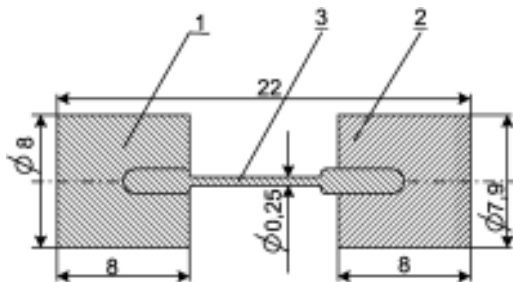


Рис. 2. Упругий элемент ЧЭМУ

В датчиках использованы достаточно жесткие механические системы и высокочувствительный преобразователь малых механических перемещений пробной массы. Среди радиотехнических устройств, преобразующих механические перемещения в электрические сигналы, наибольшей чувствительностью, как известно, обладают емкостные датчики.

Таким образом, один чувствительный элемент прибора позволяет измерять ускорение одновременно по двум координатам X и Z в диапазоне больших ускорений; второй подобный элемент, ориентированный под углом 90° , — по осям Y и X. Еще одна пара подобных чувствительных элементов с упругим стержнем меньшего диаметра обеспечивает измерение в диапазоне малых ускорений. Необходимо заметить, что дублирование измерений по оси X повышает надежность при измерении ускорений по наиболее важному и информативному направлению: ось X прибора необходимо совместить с продольной осью аппарата.

Электронный преобразователь

«Смещение пробной массы — электрический сигнал»

В качестве преобразователя использован емкостный дифференциальный преобразователь с коэффициентом преобразования $k = \Delta U_{\text{вых.}} / \Delta C \approx 1 \text{ В/пФ}$.

Преобразователь для проведения испытаний чувствительных элементов ЧЭБУ и ЧЭМУ собран на печатной плате диаметром 46 мм, которая крепится пайкой непосредственно к выводам измерительного дифференциального конденсатора (без каких-либо промежуточных проводов). Преобразователь собран по схеме измерения разности электрических зарядов измерительных емкостей при перезарядке их постоянным напряжением. В качестве переключателя процесса «заряд/перезаряд» используется кольцевой диодный ключ, возбуждаемый генератором стабильной амплитуды и частоты. Микросхема прецизионного кольцевого диодного ключа (CA3039) собрана на одном кристалле, что существенно повышает ее температурную стабильность вследствие автокомпенсации воздействия вариаций температуры. На этом же кристалле один из шести диодов используется для измерения температуры кристалла, для обеспечения дополнительной коррекции показаний акселерометра от вариаций температуры. Полная принципиальная схема преобразователя представлена на рис. 3. На выходе описанного преобразователя появляется напряжение, пропорциональное разности величин измерительных дифференциальных емкостей. Это напряжение подается на АЦП типа AD73360, который содержит шесть синхронных каналов с разрешением не менее 20 дв. разрядов. АЦП выдает результаты в контроллер прибора с частотой 10 Гц. В контроллере результаты работы АЦП усредняются на интервале времени, задаваемом программно из центрального компьютера КА или по командам с Земли.

Как уже отмечалось, прибор содержит четыре двухкоординатных чувствительных элемента. Это означает, что в блоке используется восемь плат электронных преобразователей, к которым предъявляются столь же высокие требования, как и к механическим чувствительным элементам: идентичность характеристик, их стабильность во времени.

Величина собственных шумов емкостного преобразователя определяет чувствительность образца в целом, поскольку собственные тепловые шумы механических систем относительно невелики. Оценку этих равновесных тепловых шумов можно получить из следующих соотношений. Величина минимально обнаружимого ускорения, действующего на механический осциллятор, определяется выражением [3]:

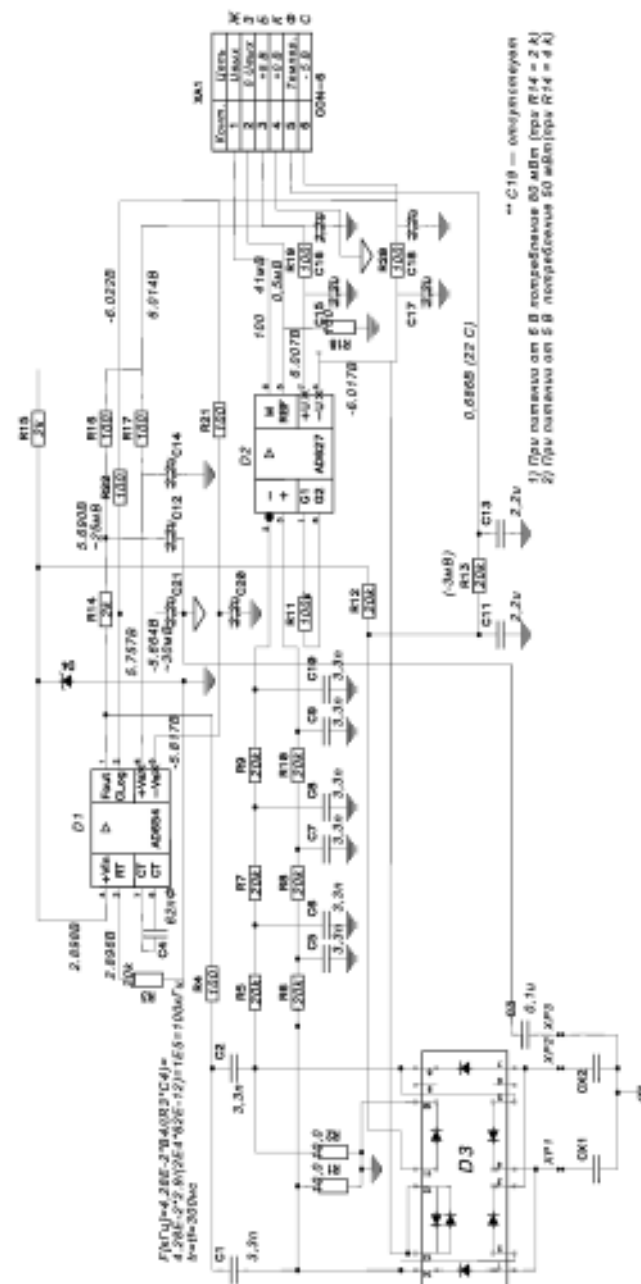


Рис. 3. Принципиальная схема преобразователя

$$, \quad (6)$$

где ω_0 — собственная частота осциллятора, χ — постоянная Больцмана, T — абсолютная температура, m — величина пробной массы осциллятора. Собственную частоту осциллятора можно оценить таким образом. Если отклонение пробной массы под действием максимального для данного диапазона ускорения $a_{\max}$ составляет величину d/n , где d — зазор в измерительной емкости электронного преобразователя, а n — число, которое обычно составляет 3–5 (т. е. максимальное отклонение составляет 1/3–1/5 величины зазора), то в статике

$$\frac{d}{n} = \frac{m a_{\max}}{K}. \quad (7)$$

Так как жесткость $K = m\omega_0^2$, то из соотношения (7) получаем собственную частоту:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{n a_{\max}}{d}}. \quad (8)$$

Подстановка (8) в (6) дает требуемое соотношение:

$$\Delta a_{\min} \approx \sqrt{\frac{\chi T n a_{\max}}{m d}}. \quad (9)$$

Для чувствительного элемента малых ускорений (ЧЭМУ) $a_{\max} = 10^{-2}$ м/с², $m = 4$ г, $d = 50$ мкм, $n = 3$. Следовательно, для $T = 300$ К $\Delta a_{\min} \approx 2,5 \cdot 10^{-8}$ м/с².

Из соотношения (9) видно, что увеличение массы m и зазора d может снизить $\Delta a_{\min}$, увеличив тем самым чувствительность. Однако специфика космических экспериментов далеко не всегда позволяет значительно повысить массу, а увеличение зазора приводит к проблемам с преобразователем малых механических перемещений, поскольку $\Delta U \sim A \Delta C / C \approx A \Delta x / d$. Здесь ΔU — изменение выходного напряжения с преобразователя, A — размерный коэффициент преобразования «относительное изменение рабочей емкости $\Delta C / C$ — изменение выходного напряжения ΔU ». С увеличением зазора d уменьшается величина ΔU . Условие измерения — $\Delta U \geq \Delta U_{\text{фл.}}$, где $\Delta U_{\text{фл.}}$ — флуктуации преобразователя. Природа этих флуктуаций связана с классическими

тепловыми шумами, с дробовыми или рекомбинационными шумами в генераторных схемах. Собственный шум преобразователя составляет несколько микровольт в диапазоне частот около 1 Гц. С продвижением в область больших периодов, в область квазистатических измерений основную роль будут играть дрейфовые процессы в преобразователе, температурные (не путать с тепловыми) флуктуации. Проведенные эксперименты показали, что для данного преобразователя спектральная плотность мощности флуктуаций выходного напряжения в области частот 10^{-2} –1 Гц составляет около 10^{-11} В²/Гц, что позволяет в принципе вести измерения на уровне чувствительности $2,5 \cdot 10^{-8}$ м/с².

Параметры прибора и влияние различных факторов на точность

Влияние вариаций внешней температуры

Влияние вариаций температуры отражается прежде всего на изменении величины механической жесткости осциллятора. Для подавляющего числа материалов величина термоупругого коэффициента, определяющего изменение упругих модулей с температурой, составляет $\beta \approx 10^{-4}$ 1/°С. При этом кажущееся изменение измеряемого ускорения аппарата при вариации температуры ΔT определяется из очевидного соотношения:

$$\Delta a \approx a \beta \Delta T.$$

При $\Delta T = 100$ °С ошибка в измерении ускорения a составит ~1 %.

Поскольку в рассматриваемом варианте прибора будет использована схема преобразователя с дифференциальными емкостями, с учетом эффекта компенсации степень влияния вариаций температуры непосредственно на измерительные емкости из-за изменения рабочего зазора вследствие теплового расширения пробной массы уменьшается: $\Delta a \approx a \cdot 10^{-3} \Delta T$ (при условии, что зазор $d \sim 50$ мкм).

Если же пробная масса и диэлектрическое основание изготовлены из одного материала, то этот эффект уменьшается настолько, что становится пренебрежимо малым и его можно не учитывать.

Необходимо отметить, что измерение изменений внешней температуры с помощью специального датчика температуры и учет этого в программах обработки информации существенно снизит ошибки, вызванные влиянием температурных вариаций.

Обратное динамическое влияние датчика малых перемещений на механическую чувствительную систему

Сила, действующая на пробную массу, определяется величиной электростатического притяжения ее к статорным обкладкам. Одна обкладка притягивает пробную массу с силой $F = S u^2 / 8 \pi d^2$, где S — площадь статорной обкладки, u — напряжение на измерительном конденсаторе, d — зазор.

При $S \approx 0,7 \text{ см}^2$, $u \approx 5 \text{ В}$, $d \approx 50 \text{ мкм}$, $F = 0,3 \text{ дин}$, что для более «мягкой» системы приведет к смещению пробной массы на величину $x = F / m \omega_0^2 \approx 0,3 / 6 \cdot 4 \cdot 10^4 \approx 1,3 \cdot 10^{-6} \text{ см}$.

Если учесть, что с противоположной стороны действует близкая по величине и противоположно направленная сила, то погрешность в определении ускорения из-за неучета обратного динамического воздействия составит величину

$$\Delta a \approx (F / m \omega_0^2) 2a / d = (su^2 / 4\pi d^3 m \omega_0^2) a \approx 5 \cdot 10^{-4} a.$$

Влияние дрейфа упругого элемента датчика микроускорений

Для большинства известных материалов величина дрейфа «нуль — пункта» зависит от нагрузки, а следовательно, и от величины ускорения, и в относительных единицах $\Delta a / a < 10^{-6} \text{ 1/сут}$ [4]. Это означает, что в случае измерения ускорений космического аппарата при выключенных двигателях и не при движении в плотных слоях атмосферы, т. е. когда ускорения не превышают величины $a < 10^{-3} g$, дрейф упругого элемента чувствительной системы не будет превышать $10^{-9} g / \text{сут}$, что представляет малую величину, которой можно пренебречь. Большие же величины ускорений, как правило, непродолжительны, поэтому ошибка из-за дрейфа упругого элемента будет небольшой. Рассмотрим для примера гипотетический случай, когда аппарат движется с ускорением $20g$ в течение часа. Ошибка из-за дрейфа нуля прибора при этом не превысит $10^{-6} g$.

Упругий элемент механического осциллятора чувствительной системы перед установкой в прибор должен пройти термическую обработку по специальной методике для уменьшения дрейфовых явлений, в том числе и в начальный, установочный период времени работы прибора.

Методика эталонирования чувствительных элементов

Достаточно сложной проблемой являются испытания и эталонирование прибора для определения его калибровочных ко-

эффициентов в земных условиях. Надо отметить, что эталонирование ЧЭБУ и ЧЭМУ имеют свою специфику. Эталонирование производится методом наклонов, так что измеряется проекция ускорения свободного падения на ось чувствительности прибора. При эталонировании ЧЭБУ методом наклонов не удастся охватить весь диапазон, поскольку очевидно, что максимальное ускорение при этом может составить только 10 м/с^2 или $1g$. Эталонирование в диапазоне $10\text{--}200 \text{ м/с}^2$ можно обеспечить только с помощью центрифуги, однако получить высокую точность такой калибровки достаточно сложно. Необходимо не только контролировать с высокой точностью величину угловой скорости центрифуги, но и быть уверенным в постоянстве ее геометрических размеров. Неконтролируемые угловые деформации конструкции крепления датчика при изменении угловой скорости центрифуги могут привести к значительным ошибкам в определении констант эталонирования. Определение калибровочных коэффициентов в этом диапазоне с помощью измерений на центрифуге возможно, но с невысокой точностью 3–8 %. Эталонирование в диапазоне $(2 \cdot 10^{-3}\text{--}10) \text{ м/с}^2$ осуществляется, как уже отмечалось, методом наклонов.

Был разработан специальный стенд. Он представляет собой поворотное устройство от теодолита, установленное на наклонномерной плите. На поворотном устройстве крепится датчик (рис. 4). Наклономерная плита имеет микрометрические винты, с помощью которых можно наклонять плиту по двум взаимно перпендикулярным направлениям. Шаг установочных винтов 0,5 мм, расстояние между винтами $l = 250 \text{ мм}$. С помощью отсчетного устройства на лимбе теодолита с нониусом можно задавать любой угол наклона с точностью 0,1 град. дуги или $\sim 1,7 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$.

Один оборот установочного винта на плите вызывает наклон плиты, а значит и эталонируемого датчика, на угол $2 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$. Эта величина соответствует ускорению $\sim 2 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2$. С помощью установочного винта легко задавать наклоны, которые соответствуют ускорению $2 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$ ($\sim 1/10$ оборота винта), и обеспечить тем самым весь требуемый диапазон для ЧЭБУ.

Что касается эталонирования ЧЭМУ, то обеспечение всего диапазона, вплоть до 10^{-7} м/с^2 , представляет очень сложную задачу. Для этого необходимо наклонить плиту на угол 10^{-8} рад или 2 угл. мс. Это задача практически не выполнима в земных

условиях. Во-первых, трудно найти исполнительный механизм, позволяющий задавать столь малые наклоны из-за деформаций в самом механизме. Во-вторых, шумовой фон наклонов земной поверхности, даже в условиях заглубленных на десятки метров фундаментах, обычно превышает эту величину. В геофизических исследованиях уникальные наклономерные платформы, установленные в штольне на 30-метровой глубине, позволяют проводить эталонирование высокочувствительных наклономеров с ошибкой $(2-3) \cdot 10^{-2}$ угл. с или $(1-1,5) \cdot 10^{-7}$ рад. Шумовой фон наклонов на фундаментах приповерхностного заложения может достигать 0,1 сек. дуги или $5 \cdot 10^{-7}$ рад. С помощью отсчетного устройства на установочном винте разработанной установки можно задавать наклон с точностью $3 \cdot 10^{-6}$ рад. Переход к меньшим углам осуществляется с помощью линейной интерполяции.

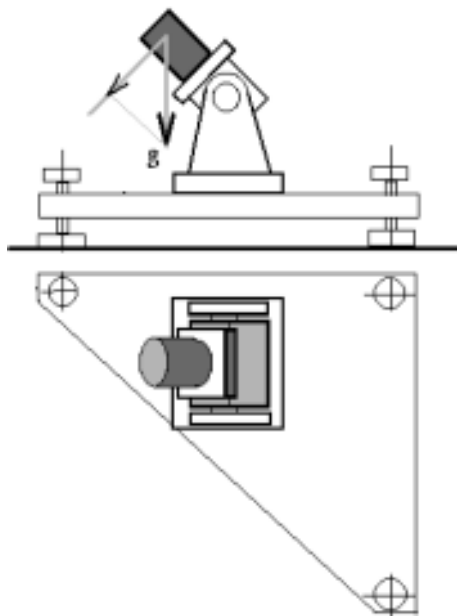


Рис. 4. Стенд для эталонирования датчиков методом наклона

Результаты эталонирования каждого датчика приводятся в графическом виде и в виде таблиц.

Результаты эталонирования чувствительных элементов

Были разработаны и созданы специальные модели датчиков для проведения испытаний. Модель представляет собой (рис. 5) двухкоординатный чувствительный элемент с пробной массой 1, помещенный в цилиндр из жесткого пенопласта 2, являющийся пассивным термостатом. Через специальную переходную плату 3 измерительные емкости датчика с помощью разъема 4 соединяются с электронной платой преобразователя 5 «перемещение – изменение выходного напряжения». Неподвижный цилиндр чувствительного элемента 8 вклеен в трубку 7 из молибденового стекла. Пенопластовый цилиндр с датчиком помещен в цилиндрический корпус 6 из алюминиевого сплава АМГ-6. Крепежные отверстия на корпусе предназначены для крепления модели через переходную пластину на поворотном устройстве. С помощью поворотного устройства проводилась калибровка модели датчика методом наклонов. Наклону модели на угол α соответствует изменение проекции вектора ускорения силы тяжести на ось чувствительности прибора: $G_{\alpha} = G_0 \sin \alpha$.

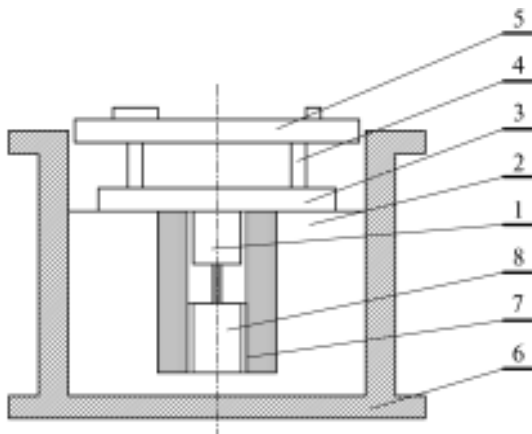


Рис. 5. Модель датчика для проведения испытаний чувствительных элементов

Результаты калибровки ЧЭБУ

Результаты калибровки модели датчика с ЧЭБУ приведены в табл. 1 и на графике (рис. 6). Калибровка проводилась в диапа-

зоне ($\pm G$), показания регистрировались через 10° . В табл. 1 приведены значения задаваемых углов наклона в градусах и радианах, показания выходного напряжения с датчика с точностью до 0,1 мВ, величина проекции ускорения свободного падения (в м/с^2) на ось чувствительности датчика, соответствующая каждому углу наклона.

Тангенс угла наклона аппроксимирующей линейной функции калибровочной кривой $\sim 16,93 \text{ мВ} \cdot \text{м}^{-1} \cdot \text{с}^2$. Это и есть коэффициент преобразования «изменение проекции G — изменение выходного напряжения» модели датчика. Преобразователь позволяет вести наблюдения в диапазоне $\pm 5 \text{ В}$. Это означает, что с помощью данной модели датчика можно вести наблюдения в диапазоне $\pm 30G$. Отступление от линейности во всем диапазоне не превышает 2 % (ряд 3 на том же графике).

Таблица 1

Результаты калибровки модели датчика с ЧЭБУ

Угол наклона		Проекция G , м/с^2	$U_{\text{вых}}^*$ мВ	Линейная ап- проксимация, мВ	Разность $U_{\text{вых}}$ и линейной аппроксима- ции, $\text{мВ} \cdot 10$
град	рад				
−90	−1,57075	−9,81	169,4	165,0699	−43,3007
−80	−1,39622	−9,66089	166,5	162,561	−39,3904
−70	−1,22169	−9,21826	158,5	155,113	−33,8704
−60	−1,04717	−8,49556	145,8	142,9522	−28,478
−50	−0,87264	−7,51473	128,2	126,4482	−17,5183
−40	−0,69811	−6,30559	107,4	106,1023	−12,977
−30	−0,52358	−4,90487	83,3	82,53276	−7,67244
−20	−0,34906	−3,35512	56,9	56,45564	−4,44357
−10	−0,17453	−1,70344	28,4	28,66326	−2,632552
0	0	0	0	0	0
10	0,174528	1,703439	−28,8	−28,6633	1,367448
20	0,349056	3,355123	−57	−56,4556	5,443568
30	0,523583	4,904869	−82,4	−82,5328	−1,32756
40	0,698111	6,305592	−105,8	−106,102	−3,023
50	0,872639	7,514734	−125,8	−126,448	−6,48169
60	1,047167	8,495558	−142,1	−142,952	−8,52201
70	1,221694	9,218264	−153,6	−155,113	−15,1296
80	1,396222	9,660894	−160,8	−162,561	−17,6096
90	1,57075	9,81	−162,8	−165,07	−22,6993

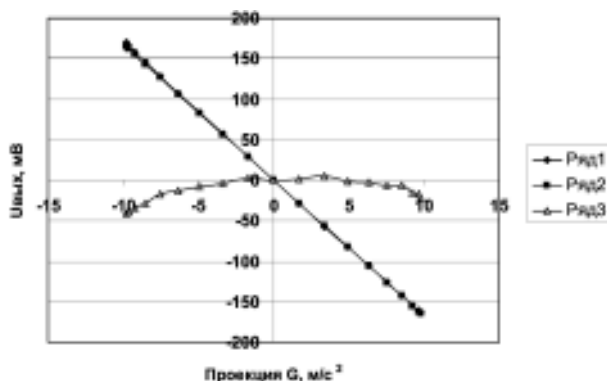


Рис. 6. Результат калибровки датчика с ЧЭБУ: ряд 1 — зависимость выходного напряжения датчика от величины проекции G на ось чувствительности; ряд 2 — линейная аппроксимация; ряд 3 — разность между двумя первыми рядами, умноженная на 10

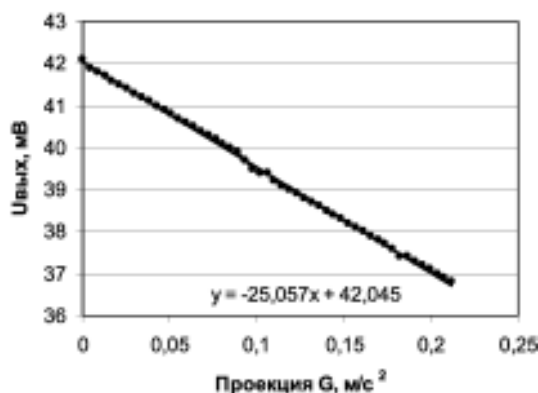


Рис. 7. Результаты калибровки датчика с ЧЭБУ в малом диапазоне наклонов

Для калибровки в малом диапазоне использовалась наклонномерная плита. Измерения велись с шагом $4,32 \cdot 10^{-4}$ рад (около 1,5 угл. мин), чему соответствовал поворот установочного винта плиты на 0,2 оборота (72°). При этом проекция ускорения свободного падения на ось чувствительности изменялась на величину $\sim 4,238 \cdot 10^{-3}$ м/с². В табл. 2 и на рис. 7 приведены результаты

калибровки модели датчика в малом диапазоне наклонов. Получена в высокой степени линейная зависимость «выходное напряжение — угол наклона».

Таблица 2

Результаты калибровки модели датчика в малом диапазоне наклонов

№	Проекция G , м/с ²	$U_{\text{вых}}$, мВ	№	Проекция G , м/с ²	$U_{\text{вых}}$, мВ
0	0	42,1	25	0,105948	39,4
1	0,004238	41,9	26	0,110186	39,2
2	0,008476	41,8	27	0,114424	39,1
3	0,012714	41,7	28	0,118662	39
4	0,016952	41,6	29	0,1229	38,9
5	0,02119	41,5	30	0,127138	38,8
6	0,025428	41,4	31	0,131376	38,7
7	0,029665	41,3	32	0,135613	38,6
8	0,033903	41,2	33	0,139851	38,5
9	0,038141	41,1	34	0,144089	38,4
10	0,042379	41	35	0,148327	38,3
11	0,046617	40,9	36	0,152565	38,2
12	0,05085	40,8	37	0,156803	38,1
13	0,055093	40,7	38	0,161041	38
14	0,059331	40,6	39	0,165279	37,9
15	0,063569	40,5	40	0,169517	37,8
16	0,067807	40,4	41	0,173755	37,7
17	0,072045	40,3	42	0,177993	37,6
18	0,076283	40,2	43	0,182231	37,4
19	0,08052	40,1	44	0,186468	37,4
20	0,084758	40	45	0,190706	37,3
21	0,088996	39,9	46	0,194944	37,2
22	0,093234	39,7	47	0,199182	37,1
23	0,097472	39,5	48	0,20342	37
24	0,10171	39,4	49	0,207658	36,9
			50	0,211896	36,8

«Поперечная» чувствительность модели датчика определяется прежде всего геометрией датчика — неперпендикулярностью ее осей чувствительности, а также отступлением от цилиндричности упругого элемента модели прибора. В данном случае результаты измерений показали, что относительная величина поперечной чувствительности не превышает $1,1 \cdot 10^{-3}$, т. е. 0,11 %.

Калибровка чувствительного элемента малых ускорений — ЧЭМУ методом наклонов

Принципиально используемый метод не отличается от метода наклонов, который применялся при калибровке ЧЭБУ. Однако в этом случае поворотное устройство от теодолита с отсчетным лимбом слишком грубо и приходится использовать только наклонномерную плиту в виде равнобедренного прямоугольного треугольника, в вершинах которого находятся регулировочные винты с шагом 0,5 мм. На плите устанавливается ЧЭМУ, так что ось его симметрии вертикальна, причем пробная масса находится в нижней части. Оси чувствительности ЧЭМУ расположены в плоскости, перпендикулярной его оси симметрии. При одном обороте установочного винта проекция ускорения свободного падения на ось чувствительности изменяется на $2,16 \cdot 10^{-3} \text{Г}$ или на $2,12 \cdot 10^{-2} \text{м/с}^2$.

На рис. 8 и в табл. 3 приведены результаты калибровки ЧЭМУ в достаточно большом диапазоне: $(0,01-0,24) \text{м/с}^2$. Наклоны плиты проводились с угловым шагом, соответствующим изменению проекции ускорения свободного падения на ось чувствительности датчика, $0,0106 \text{м/с}^2$ (1/2 оборота установочного винта). Зависимость выходного напряжения от величины проекции ускорения свободного падения на ось чувствительности является линейной функцией. Крутизна преобразования $P \approx 49,6 \text{В} \cdot \text{м}^{-1} \cdot \text{с}^2$. Следовательно, изменению величины ускорения вдоль оси чувствительности на 10^{-7}м/с^2 соответствует изменение выходного напряжения с преобразователя на $\sim 5 \text{мкВ}$.

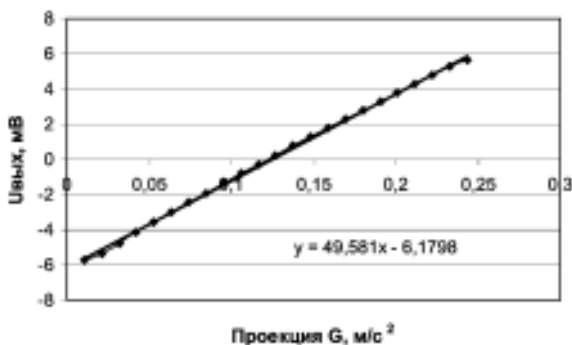


Рис. 8. Результаты калибровки датчика с ЧЭМУ

Таблица 3

Результаты калибровки модели датчика с ЧЭМУ

№	Проекция G , м/с^2	$U_{\text{вых}}$, мВ	№	Проекция G , м/с^2	$U_{\text{вых}}$, мВ
1	0,010584	−5,74	13	0,137592	0,76
2	0,021168	−5,37	14	0,148176	1,28
3	0,031752	−4,77	15	0,15876	1,78
4	0,042336	−4,16	16	0,169344	2,28
5	0,05292	−3,58	17	0,179928	2,78
6	0,063504	−3	18	0,190512	3,29
7	0,074088	−2,44	19	0,201096	3,77
8	0,084672	−1,9	20	0,21168	4,27
9	0,095256	−1,35	21	0,222264	4,77
10	0,10584	−0,81	22	0,232848	5,26
11	0,116424	−0,27	23	0,243432	5,61
12	0,127008	0,24			

Для калибровки в малом диапазоне изменений действующих ускорений с помощью простого приспособления задавались углы наклона с шагом 0,01 оборота, или $2,16 \cdot 10^{-5}$ рад. Трудности такой калибровки связаны, во-первых, с относительно большой ошибкой задания столь малых углов из-за неидеальной чистоты резьбы на регулировочных винтах, а во-вторых, — с высоким уровнем сейсмических шумов, в основном техногенного происхождения, и шумовым фоном наклонов. Измерения на этом этапе проводились еще не на специальном фундаменте, а на лабораторном столе, поэтому точность задания углов в 5—10 угл. с является практически предельной из-за деформационных процессов. Результаты этой калибровки одного из ЧЭМУ приведены на рис. 9 и табл. 4.

Таблица 4

Результаты калибровки модели датчика с ЧЭМУ в малом диапазоне (с шагом $2,16 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$)

№	Проекция G , м/с^2	$U_{\text{вых}}$, мВ	№	Проекция G , м/с^2	$U_{\text{вых}}$, мВ
1	0	−13,3	7	0,001059	0
2	0	−13,3	8	0,001271	2,35
3	0,000212	−10,8	9	0,001483	5,1
4	0,000424	−7,8	10	0,001695	7,9
5	0,000636	−4,95	11	0,001907	11,1
6	0,000848	−2	12	0,002119	13,7

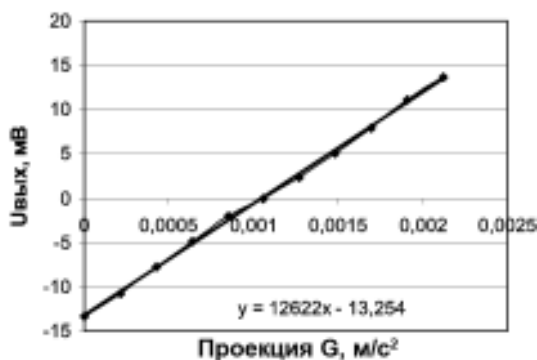


Рис. 9. Калибровка датчика с ЧЭБУ в малом диапазоне

Возможности задания и измерения малых ускорений, даже при эталонировании на специальных заглубленных фундаментах, ограничены. В первую очередь это связано с тем, что измерения происходят в наземной лаборатории, где всегда присутствуют сейсмические шумы. Следуя работе [5], минимально обнаружимое на фоне сейсмических шумов ускорение определяется соотношением:

$$\Delta a_{\min} \approx \sqrt{\frac{B}{2T}}. \quad (10)$$

Здесь T — время измерения, B — размерный коэффициент, характеризующий уровень сейсмических шумов в данном месте. Наиболее широкий участок спектра микросейсм, построенный по прямым наблюдениям, приведен в [6]. Близкая к экспериментальной зависимость спектральной плотности квадрата амплитуды микросейсмических колебаний от частоты имеет вид

$$A_{\omega}^2 = B \frac{1}{\omega^4}. \quad (11)$$

Типичный уровень микросейсмических шумов соответствует $B = 2 \cdot 10^{-9} \text{ см}^2/\text{с}^3 = 2 \cdot 10^{-13} \text{ м}^2/\text{с}^3$. Подставляя это значение B в (10) и полагая $T = 1 \text{ с}$, получим оценку шумового фона ускорений, определяемого микросейсмическими колебаниями на Земле:

$$\Delta a_{\min} \approx 3 \cdot 10^{-7} \text{ м/с}^2.$$

Кроме того, необходимость создания устройств для задания столь малых углов наклона также проблематична. Например,

для того чтобы получить изменение проекции ускорения свободного падения на ось чувствительности 10^{-7} м/с², необходимо задать угол около 10^{-8} рад или 2 угл. мс. Даже для рычага длиной 1 м для получения такого изменения угла наклона необходимо задать механическое перемещение его конца на величину 10^{-8} м или $100 \text{ \AA}$, что практически невозможно, если вспомнить о деформациях самого рычага и других элементов конструкции.

Это — общая проблема эталонирования геофизических приборов, которая решается простым способом. Калибровка проводится для относительно больших значений углов или ускорений и линейно продолжается в область малых значений. Это законная операция, поскольку нелинейности проявляются в основном при больших значениях измеряемых величин.

2. Наклономер

Чувствительный элемент акселерометра, установленный так, что его оси чувствительности лежат в плоскости, перпендикулярной к местной гравитационной вертикали, является двухкоординатным наклономером, поскольку при наклоне датчика на его оси чувствительности действует проекция вектора ускорения свободного падения.

Диапазон измеряемых наклонов с помощью ЧЭМУ составит $\alpha \approx a_{\max}/g_M \approx 3 \cdot 10^{-3}$ рад или ~ 10 угл. мин, а разрешающая способность $\sim 3 \cdot 10^{-8}$ рад или $6 \cdot 10^{-3}$ угл. с.

Чтобы после посадки аппарата с помощью ЧЭМУ вести наблюдения вариации наклонов, необходимо предварительно выставить его так, чтобы наклономер оказался в рабочем диапазоне, т. е. с точностью ± 6 угл. мин.

Измерения наклонов с помощью ЧЭБУ можно вести во всем диапазоне углов первоначальной установки аппарата, но разрешающая способность, естественно, ниже и составляет $\sim 3 \cdot 10^{-4}$ рад или 1 угл. мин. С такой точностью с помощью ЧЭБУ можно определить угловое положение аппарата после посадки и в дальнейшем следить за его угловыми вариациями.

3. Сейсмометр

Оценки сейсмической активности Марса, проведенные по разным методикам, позволяют предполагать — для того, чтобы

зафиксировать марсотрясения с ориентировочной частотой более 100 случаев в год, необходимо измерять ускорения колебаний поверхности $10^{-6} - 10^{-7}$ м/с² в диапазоне частот (0,1–1) Гц.

Вертикальную составляющую сейсмических колебаний можно будет измерять только с помощью чувствительного элемента больших ускорений — ЧЭБУ. Поскольку частота p сейсмических колебаний поверхности много меньше собственной частоты ω_0 колебаний механического осциллятора, то амплитуда колебаний пробной массы $x \approx Ap^2/\omega_0^2$, где A — амплитуда сейсмических колебаний на частоте p . Минимальные измеряемые ускорения поверхности при этом определяются соотношением:

$$W_{\min} \approx \omega_0^2 x_{\min}.$$

Если $x_{\min} \sim 10^{-6} \cdot 0,5 d$, то $W_{\min} \approx 2 \cdot 10^{-4}$ м/с². Увеличить чувствительность при измерении вертикальных сейсмических колебаний возможно, уменьшив жесткость упругого элемента. Если диаметр упругого элемента — стержня уменьшить до 0,8 мм, то разрешение сейсмометра будет $\sim 2 \cdot 10^{-6}$ м/с².

Горизонтальные сейсмические колебания можно измерять и с помощью чувствительного элемента малых ускорений (ЧЭМУ), если, как и в случае наклономера, он выставлен в рабочий диапазон. При этом разрешение по ускорениям колебаний поверхности составит $\sim 10^{-8}$ м/с².

Предельное разрешение, определяемое тепловыми равновесными флуктуациями механического осциллятора чувствительного элемента, составляет величину, всего в три раза меньшую: $\sim 3 \cdot 10^{-9}$ м/с².

Чувствительные элементы были испытаны на специальных стендах переменных вертикальных и горизонтальных ускорений в области частот от 0,1 до 20 Гц, в результате чего были подтверждены основные характеристики датчиков как сейсмометров.

Литература

1. Таблицы физических величин. М.: Атомиздат, 1976. 1005 с.
2. Кей Дж., Лэйби Т. Таблицы физических и химических постоянных. М.: Гос. изд-во физ.-мат. литературы, 1962. 246 с.
3. Брагинский В.Б., Манукин А.Б. Измерение малых сил в физических экспериментах. М.: Наука, 1974. 136 с.

4. *Попов Е.И.* Определение силы тяжести на подвижном основании. М.: Наука, 1967. 216 с.
5. *Гусев Г.А., Манукин А.Б.* Предельная чувствительность гравиинерциальных приборов при измерении квазистатических процессов. // Изв. АН СССР, Физика Земли. 1985. № 9. С. 90–95.
6. *Fix J.E.* Ambient earth motion in the period range from 0,1 to 2560 sec. // Bull. Soc. Am. 1972. N. 62. P. 1753.

УДК 629.78

МИКРОСПЕКТРОМЕТР ПАРНИКОВЫХ ГАЗОВ

*О.И. Кораблев, И.И. Виноградов, В.И. Гнедых,
М.В. Повераев, А.В. Родин, А.А. Федорова*

Институт космических исследований РАН, Москва

Углекислота CO_2 как основной парниковый газ играет важнейшую роль в тепловом балансе тропосферы и формировании климата Земли. Именно концентрация CO_2 в атмосфере является основным фактором, определяющим результирующий парниковый эффект в тропосфере, в формирование которого дают вклад также другие газы, в первую очередь, пары воды. Углекислота активно участвует во многих биогеохимических циклах, и ее содержание определяется множеством как биогенных (лесные массивы), так и абиогенных факторов (обмен атмосферы и океана), однако в последнее время особенное беспокойство вызывает необратимое поступление двуокиси углерода в атмосферу за счет сжигания органического топлива. Измерения демонстрируют увеличение содержания этого газа с 280 до 370 частей на миллион (ppm) с начала интенсивного промышленного развития в середине XX века [1].

Возможные климатические последствия этого процесса интенсивно изучаются ведущими научными центрами всего мира и служат предметом серьезных политических дискуссий. За последние 40 лет наблюдения, ведущиеся с помощью наземной сети, показывают, что только около половины антропогенного CO_2 остается в атмосфере. Другая половина поглощается океаном и континентальными экосистемами. Однако имеющиеся на сегодняшний день измерения не обеспечивают ни должного охвата, ни разрешения, необходимого для отождествления стоков CO_2 . В частности, есть серьезные указания на мощный сток CO_2 в Северном полушарии, но невозможно разделить вклады Североамериканского и Азиатского континентов и океанов. Для верификации численных моделей и составляемых на их основе прогнозов, для оценки роли различных процессов и резервуаров

в балансе двуокиси углерода необходимы весьма точные и локализованные спутниковые измерения ее концентрации в атмосфере. Такие измерения также необходимы для проверки и мониторинга эффективности вводимых сейчас международных ограничений на сжигание органического топлива.

Другой важнейшей задачей является мониторинг CH_4 . Метан, будучи сам по себе парниковым газом, выделяется в атмосферу как в результате биогенных процессов, так и локально — в результате аварий газопроводных сетей. Измерения метана позволяют получить данные о его фоновом содержании, собрать важную дополнительную информацию о состоянии ряда экосистем, а также отработать методику спутникового контроля крупных техногенных выбросов метана, в том числе его утечек в сети многочисленных газопроводов на территории нашей страны.

Состояние проблемы

Несмотря на чрезвычайную важность предмета исследования, мониторинг содержания CO_2 и CH_4 в атмосфере при помощи космических средств пока не получил развития, адекватного имеющемуся технологическому заделу. В настоящее время измерения интегрального содержания CO_2 в столбе атмосферы с высокой спектральной точностью проводятся только наземными станциями при помощи фурье-спектрометров высокого разрешения. Требуемую пространственную точность обеспечить трудно, так как для проведения одного измерения требуется значительное время, в течение которого воздушная масса изменяется. Дороговизна и сложность в обслуживании таких приборов не требуют комментариев. Таким образом, создание простой и компактной спектроскопической аппаратуры для наземных станций, позволяющей проводить быстрые (не более нескольких секунд) измерения, также является актуальной задачей.

Для получения данных глобального характера необходимы точные и локализованные, регулярные и долговременные измерения с использованием космических аппаратов (КА). Для спутниковых измерений разрабатываются ряд методов, в том числе спектрофотометрия, лидарные измерения и зондирование в тепловом ИК-диапазоне в полосе 15 мкм. Однако этим методам присущ ряд недостатков. В частности, спектрофотометрия отраженного солнечного излучения в полосах поглощения CO_2 с

умеренным спектральным разрешением эффективна с точки зрения характеристик аппаратуры, но не позволяет получить необходимой точности [2]. Аппаратура для лидарных измерений требует больших ресурсов КА (масса, потребление и т. д.). Фурье-спектрометры, обеспечивающие высокое спектральное разрешение, не только громоздки и дороги, но имеют малое пространственное разрешение (15–25 км) и малое быстродействие (время измерения ~ 10 с), что критично для задачи получения пространственного распределения изучаемой компоненты. Приборы, использующие метод модуляции давления, обладают высоким спектральным разрешением и им достаточно умеренных ресурсов КА, но они имеют малое быстродействие для применения в космических экспериментах. Кроме того, измерения в тепловом диапазоне очень сильно зависят от температуры и не обеспечивают необходимой итоговой точности [3].

Для небольших КА наиболее перспективны спектроскопические измерения в ближнем ИК-диапазоне с высоким спектральным разрешением, позволяющим различить отдельные насыщенные линии поглощения CO_2 и CH_4 . Регистрируемая величина поглощения для хорошо известных спектральных линий позволит с высокой точностью определить концентрацию наблюдаемых газовых компонент при знании оптического пути и состояния атмосферы в окрестности точки наблюдения и на трассе наблюдения. На этом принципе в США предложена и разрабатывается аппаратура для мониторинга содержания CO_2 на спутнике ОСО (Orbiting Carbon Observatory) [4, 5]. Масса КА около 400 кг, измерения планируется проводить тремя различными спектрометрами в диапазонах 0,76 мкм (O_2 — канал сравнения), 1,58 мкм (CO_2 — 1-й канал) и 2,05 мкм (CO_2 — 2-й канал). Спектральное разрешение $\sim 20\,000$, пространственное $\sim 1,5$ км, полоса захвата 10 км. Запуск планируется осуществить в конце 2007 г.

ИКИ РАН готовит эксперимент РУСАЛКА по отработке методики подобных измерений на основе компактной аппаратуры, размещаемой на Российском сегменте Международной космической станции (МКС). В разрабатываемом приборе объединены микроспектрометр высокого разрешения ($> 20\,000$) ОРАКУЛ диапазона 0,76–1,7 мкм и цифровая камера сопровождения. Планируется получить приоритетные данные, что позволит в дальнейшем использовать аппаратуру типа РУСАЛКА для

проведения глобальных измерений парниковых газов на микро-спутниковой платформе.

Методика проведения эксперимента

Оптический метод дистанционного зондирования нашел широкое применение для определения содержания малых составляющих в атмосфере Земли и атмосферах планет. Эксперимент РУСАЛКА (Ручной Спектральный АнаЛизатор Компонентов Атмосферы) предполагает проведение спектроскопических измерений в ближнем ИК-диапазоне с высоким спектральным разрешением, позволяющим различить отдельные ненасыщенные линии в слабых полосах CO_2 и CH_4 (рис. 1). При условии хорошего знания оптического пути точность таких измерений может приближаться к отношению сигнал/шум спектрометра.

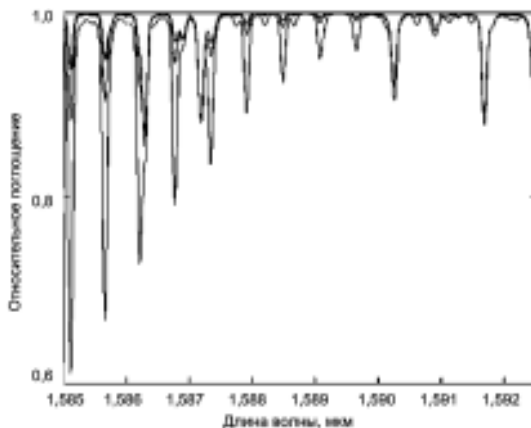


Рис. 1. Синтетический спектр пропускания атмосферы Земли в участке полосы CO_2 , 1,58 мкм при наблюдении в надир с фактором воздушной массы 2 для номинальной концентрации углекислоты (0,033 %), удвоенной (0,066 %) и десятикратной (0,33 %) концентрации. Синтетический спектр представляет собой результат свертки модельного спектра с предполагаемой аппаратной функцией прибора РУСАЛКА

Измерения будут проводиться двумя методами:

- Оптическая ось спектрометра ориентируется в надирном или околонадирном направлении, и прибор регистрирует

солнечное излучение, отраженное поверхностью и дважды прошедшее сквозь атмосферу Земли.

- Оптическая ось прибора ориентируется на блик Солнца на поверхности воды (рис. 2). Этот метод значительно точнее предыдущего из-за малого влияния рассеяния на аэрозоле, которое количественно контролируется дополнительно по уровню отраженного сигнала.

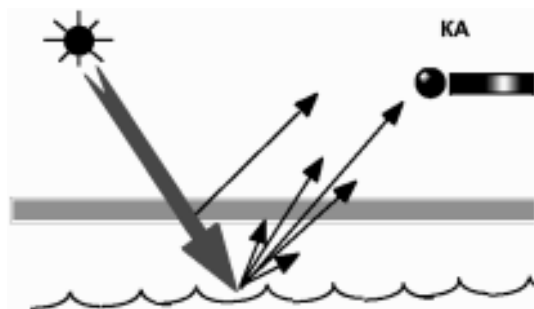


Рис.2. Принцип наблюдения отражения Солнца от поверхности воды

Наведение спектрометра в выбранную точку будет осуществляться космонавтом через иллюминатор МКС. Преимуществом метода является широкая свобода в выборе координат измерения и относительно высокое пространственное разрешение, определяемое малым временем измерения ~ 1 с и остронаправленным полем зрения спектрометра. Для контроля состояния подстилающей поверхности и выявления аэрозольных и облачных слоев вдоль трассы наблюдения и для привязки к местности предусмотрена контекстная цифровая фотокамера Canon D1X. По предварительным оценкам, точность интегральных измерений содержания CO_2 в столбе атмосферы может составлять от 10% в случае больших неопределенностей по аэрозолю до нескольких процентов и лучше при благоприятных условиях измерений.

После отработки методики измерений на МКС эксперимент будет продолжен на разрабатываемом в настоящее время микро-спутнике (МС) «Чибис», при помощи спектрометра ОРАКУЛ (Орбитальный Анализатор Концентрации УглекисЛоты) — одного из основных научных приборов данного МС.

Информация, необходимая для интерпретации полученных данных

Для точного определения содержания каждой составляющей атмосферы необходимы следующие данные:

Солнечный спектр высокого разрешения — предполагается известным, кроме того, могут быть проведены прямые измерения солнечного спектра прибором РУСАЛКА.

Характеристики поглощения для выбранного спектрального интервала — определяются при помощи моделирования на основе программ расчета переноса излучения в атмосфере и спектроскопических баз данных. Расчеты ведутся с учетом эффектов многократного рассеяния. В ИКИ накоплен богатый опыт такого моделирования для атмосфер планет Солнечной системы. Возможно, что при отработке методики понадобятся уточненные параметры спектральных линий. В таких случаях потребуются экспериментальная проверка спектроскопических данных, что возможно в рамках существующей кооперации с Институтом спектроскопии РАН (г. Троицк) или Университетом г. Реймс (Франция).

Время наблюдения — фиксируется прибором автоматически.

Координаты точки наблюдения — фиксируются автоматически при помощи вспомогательной цифровой фотокамеры.

Угловое положение Солнца — вычисляется по координатам МКС и времени наблюдения.

Координаты МКС — выясняются при наземной обработке на основе времени наблюдения.

Источники ошибок

При интерпретации данных измерений, наряду с приборными ошибками, источниками погрешностей оказываются неопределенности поведения основных параметров атмосферы и поверхности:

Коэффициент отражения поверхности — в каждом диапазоне прибор должен захватывать спектральный интервал, достаточный для определения спектрального континуума, в котором присутствуют хорошо известные линии поглощения различной интенсивности. Таким образом, для любых условий измерения найдутся ненасыщенные линии, уверенно регистрируемые прибором.

Высота, плотность и оптические параметры аэрозоля — параметры, которые наиболее трудно поддаются учету. Необходимо привлечение дополнительных данных о состоянии трассы наблюдения. Главным образом предполагается, что канал сравнения (O_2) будет испытывать такое же влияние аэрозоля, как и канал измерения CO_2 и CH_4 . Для этого предпочтительны измерения на более близких длинах волн (см. ниже).

При измерениях блика Солнца на водной поверхности аэрозоль не оказывает заметного влияния, так как, благодаря яркости источника, измеряется преимущественно поглощение, и эффектами обратного рассеяния можно пренебречь. Ослабление сигнала учитывается аналогично учету альбедо поверхности.

Температурные профили — отклонение температурных профилей от модельных играет слабую роль в ближнем ИК-диапазоне. Для проверки этого необходимо привлечение данных прогнозов или других приборов (фурье-спектрометров) как на борту МКС, так и на других спутниках.

Наличие облачного слоя, его оптическая толщина — см. *параметры аэрозоля*. Отбраковка случайных измерений, сделанных над оптически плотным облачным слоем, возможна по фотоизображениям и по характеру полученных спектров.

Влажность и полное атмосферное давление точки наблюдения — в пределах выбранного спектрального диапазона поглощение излучения парами воды практически отсутствует. Учет изменений атмосферного давления возможен при помощи канала сравнения.

Канал сравнения

Наряду с регистрацией спектров CO_2 и CH_4 будут проводиться измерения O_2 — основной компоненты атмосферы с хорошо известным высотным распределением. Такие одновременные измерения позволяют существенно повысить точность определения содержания углекислого газа и метана в точке наблюдения.

В качестве канала сравнения выбирается одна из двух полос поглощения атмосферного кислорода : 1270 или 760 нм. Полоса 1270 нм кажется более предпочтительной ввиду близости к полосам, выбранным для измерения CO_2 и CH_4 , что позволит существенно уменьшить влияние аэрозолей, облачности и т. д.

Однако вариации дневной эмиссии в данной полосе O_2 могут привести к систематическим ошибкам в концентрации малых составляющих, что заставляет рассматривать необходимость проведения измерений в полосе 760 нм. В ходе отработки методики предстоит выяснить применимость как полосы 1270 нм, так и полосы 760 нм.

Выбор параметров аппаратуры

Определение содержания малых составляющих газов предъявляет некоторые специфические требования к оптическим приборам, применяемым при проведении космических измерений:

- высокое спектральное разрешение;
- высокое пространственное разрешение;
- быстроедействие.

Опыт подготовки в ИКИ РАН прототипа компактного спектрометра высокого ($\lambda/\Delta\lambda \approx 30\,000$) разрешения для изучения планетных атмосфер [6] позволяет предложить практически готовую разработку микроспектрометра, удовлетворяющего таким требованиям. В спектрометре использована дифракционная эшеллерешетка, работающая в высоких порядках, что позволило кардинально увеличить разрешающую силу до величины $\lambda/\Delta\lambda \approx 20\,000$ в диапазоне 1,58 мкм, что на порядок выше типичного разрешения приборов этого класса. Действующий лабораторный прототип прибора представлен на рис. 3. Ряд атмосферных спектров поглощения, полученных с его помощью, показан на рис. 4–6. На рис. 7 показаны эскизы летных приборов SPICAV/UV/IR/SOIR, разрабатываемых в настоящее время в ИКИ РАН для проекта Venus-Express в сотрудничестве с Европейским космическим агентством. В верхней части приборной сборки расположен эшелле-спектрометр высокого разрешения SOIR (Solar Occultation InfraRed experiment) с селекцией порядков дифракции на основе перестраиваемого акустооптического фильтра [7–9].

Эскиз оптической схемы микроспектрометра и общий вид приборов РУСАЛКА и ОРАКУЛ показаны на рис. 8–10. Спектрометр построен по автоколлимационной схеме с вертикальным разделением входного и выходного оптических пучков и горизонтальным направлением развертки спектра по отношению

к плоскости изображения на рис. 8. В схеме прибора используются серийная эшелле-решетка компании Richardson Grating Laboratories (рабочий угол — 70° , 24,35 штр/мм, подложка размером $50 \times 100 \times 16$ мм) и внеосевое (10°) параболическое зеркало (фокусное расстояние $F_0 = 200$ мм, размер $50 \times 50 \times 15$ мм). Размер входной микрощели — $0,05 \times 1$ мм. В качестве многоканального детектора используется InGaAs-линейка компании Hamamatsu (512 элементов площадью 25×500 мкм). Для селекции рабочих порядков предполагается разместить около входной щели спектрометра набор четырехполосовых (100 см^{-1}) фильтров, автоматически чередующихся при измерениях. Входной телескоп — осевое параболическое зеркало (фокусное расстояние $F_{\text{вх}} = 120$ мм, размер $30 \times 30 \times 10$ мм). Светосила спектрометра — $F/6$. Общие параметры аппаратуры РУСАЛКА и ОРАКУЛ показаны в таблице.

Общие параметры аппаратуры РУСАЛКА и ОРАКУЛ

Параметр	РУСАЛКА	ОРАКУЛ
Масса, кг	3	1
Потребляемая мощность, не более, Вт	10	
Поле зрения, угл.мин	2×20, или 0,3×3,0 км ² с высоты 500 км в надир	
Информативность	Доступный объем flash-памяти	26 кбит/с, 177 Мбайт/сут
Длительность измерения, с	1 (30–50 измерений за сеанс, 30 сеансов измерений)	1 (до 60 тыс. измерений в сутки)
Спектральный интервал для CO ₂ , нм	1567–1585 (49 — порядок дифракции)	
Спектральный интервал для CH ₄ , нм	1633–1652 (47 — порядок дифракции)	
Спектральный интервал для O ₂ , нм	1258–1273 (61 — порядок дифракции), 760–769 (101 — порядок дифракции)	
Спектральная полоса, нм	< 20	
Разрешающая сила	> 20 000	
Разделение порядков эшелле-решетки	4 сменных полосовых фильтра 100 см^{-1}	
Направление оптической оси	Соосно с камерой сопровождения	
Наведение	Вручную через иллюминатор МКС	Средствами ориентации КА

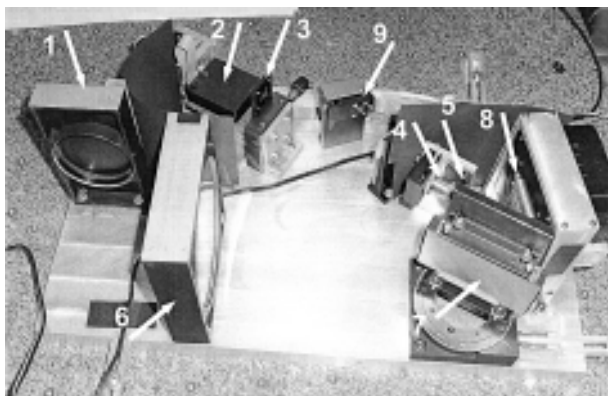


Рис.3. Лабораторный прототип спектрометра высокого разрешения диапазона 1–1,7 мкм: 1 — входной телескоп — внеосевое параболическое зеркало; 2 — акустооптический перестраиваемый фильтр для селекции порядков; 3 — вспомогательная линза; 4 — фокусирующий объектив; 5 — входная щель спектрометра; 6 — коллиматор спектрометра — внеосевое параболическое зеркало; 7 — дифракционная эшелле-решетка; 8 — линейный многоэлементный детектор; 9 — вспомогательный канал низкого разрешения

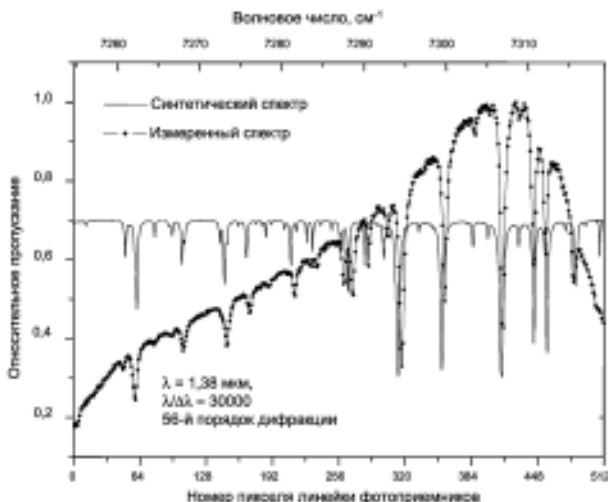


Рис. 4. Спектр поглощения H_2O в лабораторном воздухе. Источник — Хе-лампа, длина оптического пути около 2 м

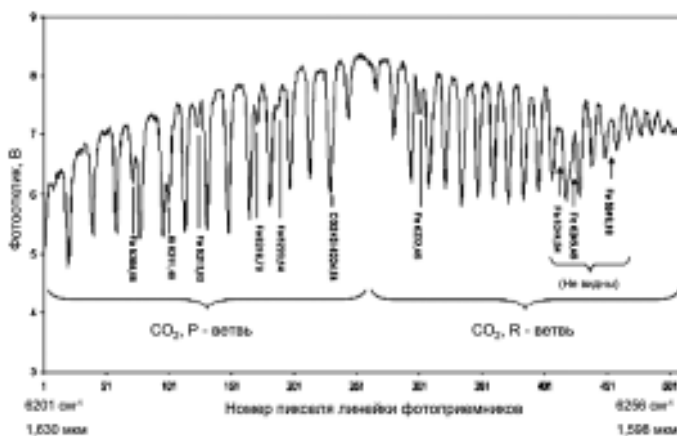


Рис. 5. Спектр поглощения солнечного излучения в полосе CO_2 1,6 мкм (Университет г. Реймс, Франция, 30.01.2004)

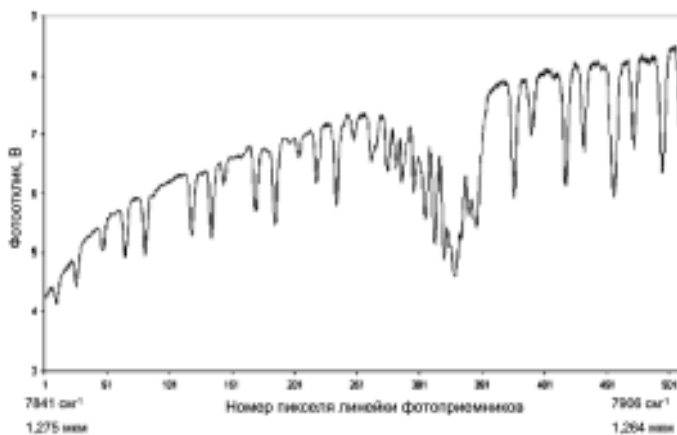


Рис.6. Спектр поглощения солнечного излучения в полосе молекулярного кислорода O_2 1,27 мкм (Университет г.Реймс, Франция, 16.02.2004)

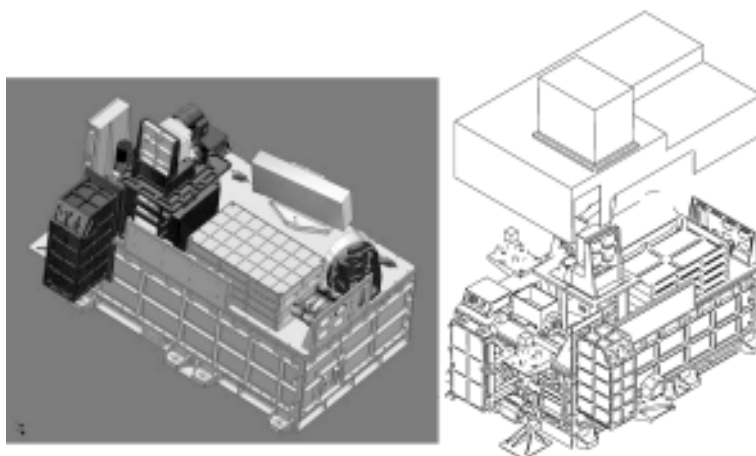


Рис.7. Эскизы летных приборов SPICAV/UV/IR/SOIR, разрабатываемых для проекта Venus-Express в сотрудничестве с Европейским космическим агентством

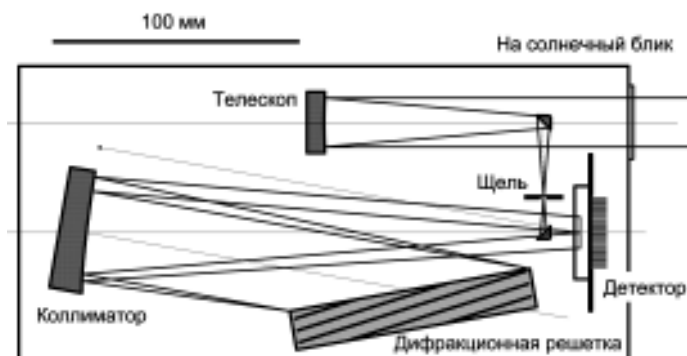


Рис.8. Эскиз оптической схемы спектрометров РУСАЛКА и ОРАКУЛ

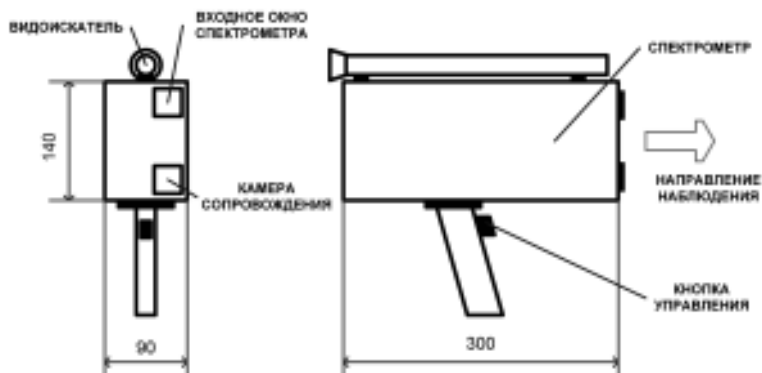


Рис. 9. Эскиз прибора РУСАЛКА

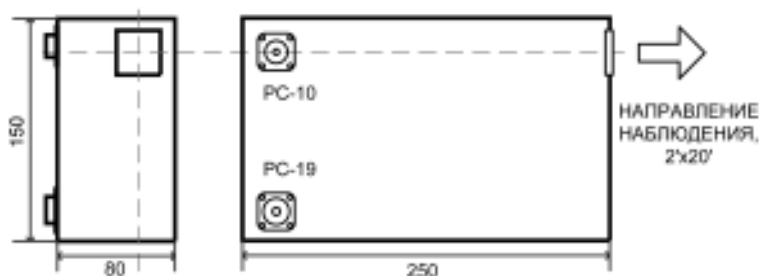


Рис. 10. Эскиз прибора ОРАКУЛ

Сбор и доставка данных на Землю для их обработки и анализа будет осуществляться при помощи возвращаемого модуля Flash-памяти для эксперимента РУСАЛКА и средствами бортовой электронной аппаратуры и каналов телеметрии МС «Чибис» для эксперимента ОРАКУЛ.

Осуществление первых экспериментов РУСАЛКА на основе данной первой версии микроспектрометра предполагается в конце 2005—2006 гг. Предложенная схема микроспектрометра может послужить основой для разработки серии компактных легких бортовых приборов аналогичного назначения. Ее дальнейшее усовершенствование и повышение точности измерений возможно, не в последнюю очередь, путем использования

оптических схем осевой геометрии и компонентов, обладающих меньшими дисторсиями, а также появляющихся на рынке новых моделей многоканальных детекторов.

Литература

1. *Cicerone R.J., Barron E.J., Dickinson R.E., Fung I.Y., Hansen J.E., Karl T.R., Lindzen R.S., McWilliams J.C., Rowland F.S., Sarachik E.S., Wallace J.M.* Climate change science: an analysis of some key questions // National Research Council, Washington DC, 2001.
2. *Dufour E., Breon F.-M.* Spaceborne estimate of atmospheric CO₂ column by use of the differential absorption method: error analysis // *Appl. Opt.* 2000. V. 42. P. 3595–3609.
3. *Engelen R. J., Denning A. S., Gurney K. R.* Global observations of the carbon budget. 1. Expected satellite capabilities for emission spectroscopy in the EOS and NPOESS eras // *J. Geophys. Res.* 2001. V. 106. P. 20 055–20 068.
4. *Kuang Z., Margolis J., Toon G., Crisp D., Yung Y.* Spaceborne measurements of atmospheric CO₂ by high-resolution NIR spectrometry of reflected sunlight: An introductory study // *Geophysical Research Letters*. 2002. V. 29. N. 15. P. 11-1.
5. *Crisp D. et al. (31 co-authors)* The Orbiting Carbon Observatory (OCO) mission // 34th COSPAR Scientific Assembly, The Second World Space Congress, Houston, TX, USA, 10-19 Oct. 2002. P. 2932.
6. *Korablev O. I., Bertaux J.-L., Vinogradov I. I.* Compact high-resolution IR spectrometer for atmospheric studies // *Proc. SPIE* 4818. 2002. P. 272–280.
7. *Korablev O. I., Bertaux J.-L., Vinogradov I. I., Kalinnikov Yu. K., Nevejans D., Neefs E.* Compact high-resolution echelle-AOTF NIR spectrometer to study the details of planetary atmospheres // *Proc. of the 37th ESLAB Symp. "Tools and Technologies for Future Planetary Exploration"*, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2–4 Dec. 2003.
8. *Korablev O. I., Bertaux J.-L., Vinogradov I. I., Kalinnikov Yu. K., Nevejans D., Neefs E.* Compact high-resolution echelle-AOTF NIR spectrometer for atmospheric measurements // *Proc. of the ICSO 2004 5th Intern. Conf. on Space Optics*, Toulouse, France, 30 Mar. – 2 Apr. 2004.
9. *Bertaux J.-L., Nevejans D., Korablev O. I.* SPICAV/SOIR Team, SPICAV/SOIR package on Venus – Express // *European Geosciences Union 1st General Assembly rep.* EGU04-A-7530, Nice, France, 25–30 Apr. 2004.

Секция 3

**СОВРЕМЕННЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ
И КОНСТРУКТОРСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ**

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВЫСОКОТЕПЛОПРОВОДНОЙ КЕРАМИКИ ИЗ НИТРИДА АЛЮМИНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

В.И. Костенко, В.С. Серегин, Л.А. Грошкова, А.И. Василевич

Институт космических исследований РАН, Москва

В настоящее время в связи с необходимостью уменьшения массы и габаритов научных приборов, используемых при проведении экспериментов в космосе, улучшения качества и увеличения объема получаемой с них научной информации остро встает вопрос об использовании при создании приборов новых технологий, материалов и компонентной базы, удовлетворяющих современным требованиям.

Рассмотрим возможные направления использования в космическом приборостроении одного из перспективных материалов — высокотеплопроводной керамики на основе нитрида алюминия.

Преимущество нитрида алюминия перед другими материалами обусловлено уникальным сочетанием его физических и электрических характеристик: высокой теплопроводности, хороших электроизоляционных свойств, умеренного коэффициента теплового расширения при относительно невысокой стоимости. В последнее время ряд зарубежных фирм [1, 2], выпускающих электронные компоненты, переходят на использование нитрида алюминия практически во всех областях, где раньше традиционно применялась окись бериллия. Наиболее интенсивно нитрид алюминия используется для изготовления корпусов и подложек интегральных схем, мощных транзисторов, поглотителей и оконечных нагрузок.

При создании радиоэлектронных приборов, где остро встает вопрос охлаждения приемников излучения до уровня температур порядка 150–160 К, требуется использование новой компонентной базы, обеспечивающей экстремальное значение показателя «мощность — частота» и одновременно оптимизацию их массогабаритных характеристик. Используемые при этом кон-

струкционные материалы должны иметь высокую теплопроводность, хорошие изолирующие свойства и высокую прочность.

Проведенный нами обзор показал, что этого можно достичь при переходе от традиционных конструкционных материалов — плат и подложек на основе Al_2O_3 и BeO — к использованию керамики на основе нитрида алюминия.

В таблице приведены наиболее важные сравнительные электрофизические характеристики предлагаемой для использования в разработках научной аппаратуры керамики из нитрида алюминия (AlN) и керамики из оксида бериллия (BeO) и оксида алюминия (Al_2O_3) по данным отечественных и зарубежных источников [3, 4].

Параметр	AlN	BeO	Al_2O_3
Теплопроводность, Вт/м·К	200–240	220–240	18–24
Прочность на изгиб, МПа	250–300	170–230	300–350
Электрическая прочность, кВ/мм	14–18	10	14–18
Удельное электросопротивление (при 25 °С), Ом·м	$>10^{12}$	$>10^{11}$	$>10^{12}$
Диэлектрическая постоянная (при 1 МГц)	9	8	9–10
Тангенс угла диэлектрических потерь:			
при 1 МГц	$1 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-4}$
при 10 МГц	$5 \cdot 10^{-3}$	$1 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$
Коэффициент температурного линейного расширения (25 °С), $10^{-6}/^\circ\text{C}$	4,6	7,8	8,0
Плотность, г/см ³	3,26	2,9	3,9

Выпускаемая в настоящее время керамика из нитрида алюминия уступает керамике из оксида бериллия и оксида алюминия по значениям диэлектрических потерь, однако обладает высокими теплофизическими и электротехническими характеристиками, экологически чистая и относительно недорогая (ее удельная стоимость в 5–7 раз ниже удельной стоимости керамики из оксида бериллия).

Керамика из нитрида алюминия является идеальным конструкционным материалом для приборов и устройств на основе кремниевых кристаллов, так как коэффициенты температурного линейного расширения (КТЛР) алюминия и кремния практически совпадают в широком температурном диапазоне.

Наиболее оптимальные условия пайки кремниевого кристалла создаются при его посадке на подложку из нитрида алюминия. Таким образом, использование подложек из нитрида алюминия для монтажа кремниевых кристаллов ведет к существенному снижению напряжений в местах спаивания, что значительно повышает качество изделий и увеличивает их надежность.

Опыт работы создателей научной аппаратуры показал, что возникающие при функционировании приборов вибрации влияют на работоспособность приборов и ухудшают их выходные параметры. Использование в качестве конструкционных развязок керамики на основе нитрида алюминия существенно снизит уровни создаваемых вибраций.

Создание современных устройств передачи научных данных, систем радиолокации, радиодальномеров и радиовысотомеров требует разработки компактных узлов, рассеивающих значительные тепловые мощности. В подобных устройствах широко применяются интегральные схемы миллиметрового диапазона (ММИС), которые имеют плотность рассеиваемой мощности порядка 1 Вт/мм^2 . Для отвода такой плотности мощности требуются материалы с высокой теплопроводностью и с КТЛР, близким к КТЛР полупроводниковых материалов подложек интегральных схем (кремния, арсенида галлия, нитрида галлия). Нитрид алюминия в значительной степени удовлетворяет этим требованиям.

В современных приборах широко используется установка активных полупроводниковых структур на пассивные коммутационные микрополосковые платы методом обратного монтажа (flip-chip). При этом тепло, выделяемое активными структурами, отводится через выводы этих структур на материал коммутационной платы. Изготовление микрополосковых плат из нитрида алюминия дает возможность значительно снизить рабочую температуру активных полупроводниковых структур, что существенно повышает надежность работы и увеличивает срок службы устройств.

Другой особенностью современных приборов является широкое использование многоканальных узлов с суммированием мощностей отдельных каналов. Такое техническое решение позволяет собирать передающие устройства значительной выходной мощности из относительно маломощных компонентов. Кроме того, многоканальные системы обладают повышенной

структурной надежностью при выходе из строя отдельных каналов.

Для обеспечения устойчивой работы таких систем выходы отдельных каналов должны объединяться с помощью сумматоров. Согласованные нагрузки таких сумматоров должны обладать значительной допустимой мощностью, чтобы была возможность поглотить полную выходную мощность устройства. Согласованные нагрузки, выполненные на подложках из нитрида алюминия, позволяют рассеивать большую мощность при относительно небольших габаритах.

Еще одной особенностью современной космической техники является широкое применение различного рода передающих антенных устройств, например, антенн с электрическим сканированием, адаптивных активных антенн, антенн с пространственным сложением мощности. Для таких устройств характерна тенденция интегрирования активных полупроводниковых компонентов (выходных усилителей мощности) с излучательными структурами антенн. При этом полотно антенны рассеивает значительные мощности при большой плотности отводимой мощности. Использование подложек из нитрида алюминия для изготовления активных антенных узлов позволяет создавать малогабаритные антенные системы с уникальными параметрами.

Потенциал современных передающих приборов определяется не только большой мощностью передатчиков, но и высокой чувствительностью приемных узлов. В устройствах пассивной локации и дистанционного зондирования чувствительность приемника является основополагающим фактором. Высокую чувствительность приемных узлов можно обеспечить путем охлаждения входных активных полупроводниковых структур до низких температур. При этом существует проблема отвода выделяемого этими структурами тепла. Подложки и теплопроводы из нитрида алюминия способны работать при низких температурах, вплоть до криогенных, обеспечивая эффективное охлаждение приемных систем.

Стабильная и надежная работа приборов возможна только в условиях эффективного отвода тепла от тепловыделяющих элементов, поэтому требуется пассивное или активное термостатирование отдельных узлов или устройств в целом. Эффективность отвода тепла и эффективность работы термостатов во многом определяется качеством теплопроводов и тепловым

сопротивлением теплонагруженных контактных поверхностей. При этом во многих случаях требуется электрическая изоляция теплопровода от тепловыделяющего узла.

Указанные задачи могут быть решены с помощью теплопроводящих смазок, клеев и специальных твердых или эластичных изоляционных теплопроводящих прокладок. В качестве таких прокладок могут быть использованы тонкие пластины из нитрида алюминия. Порошок нитрида алюминия также может быть использован в качестве теплопроводящего компонента для изготовления теплопроводного клея, смазки или композитного материала прокладки или теплопровода. Нитрид алюминия можно также применять в качестве теплопроводящего изолятора при изготовлении нагревательных элементов активных термостатов приборных узлов.

Таким образом, учитывая высокие теплофизические и электрофизические характеристики керамики из нитрида алюминия, возможности сохранения ее работоспособности в широком диапазоне температур, намечены следующие направления ее использования в космическом приборостроении в качестве:

- корпусов и подложек мощных монолитных интегральных схем усилителей мощности;
- коммутационных микрополосковых плат мощных полупроводниковых структур, устанавливаемых методом обратного монтажа;
- подложек мощных согласованных нагрузок и поглотителей мощности;
- теплопроводов устройств охлаждения приемных систем повышенной чувствительности;
- теплопроводящих изоляторов нагревателей активных термостатов приборных узлов;
- изолирующих прокладок в системах отвода тепла конструктивных узлов;
- составляющих теплопроводящих клеев и смазок;
- подложек термоэлектрических преобразователей на основе элементов Пельтье в системе охлаждения до температуры 160 К;
- элементов систем передачи тепла и нагрева (на криогенном уровне около 70 К);
- элементов систем с применением микрохолодильных машин для компенсации механических вибраций;

- элементов перспективных разработок в области схемотехники и микроЭВМ в качестве подложек для ЧИПов для улучшения отвода тепла и доведения плотности упаковки до 500 см^2 кремния в объеме 1 дм^3 .

При разработке приемников излучения остро стоит вопрос обеспечения их охлаждения. Работа этих приемников характеризуется уровнем темновых токов, величина которого существенно снижается при охлаждении.

Использование в качестве подложки керамики на основе нитрида алюминия в системах охлаждения даст возможность снизить уровень рабочих температур до $150\text{--}160 \text{ К}$. Это, в свою очередь, позволит не только снижать уровни темновых токов, но и создавать преобразователи до четырех каскадов, что повысит эффективность и качество работы приемников излучения при выполнении научного эксперимента.

Эти вопросы решались при разработке ряда научных приборов в рамках проектов «Вега», «Фобос», «Марс-96».

Опыт работы с микрохолодильными машинами для приемников излучения показал, что создаваемые при их работе вибрации существенно влияют на работоспособность приемников излучения. Использование гибкой связи для компенсации вибраций между холодным пальцем микрохолодильника и основанием детектора не защищает последние от вибраций на уровнях частот $50\text{--}60 \text{ Гц}$.

Исследования, проведенные в Японии, показали, что исключить вибрации на уровне $50\text{--}60 \text{ Гц}$ можно только с помощью нитридных материалов, в частности керамики на основе нитрида алюминия. Подобные исследования и разработка возможности применения нитрида алюминия в качестве материала для поглощения вибраций на указанных выше уровнях были проведены в ИКИ РАН для научного прибора «Гамма-спектрометр» проекта Veri Colombo по программе исследования Меркурия.

Высокий коэффициент теплопроводности керамики ($180\text{--}200 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$) позволяет увеличить площадь ПЗС-кристаллов и стабилизировать температурное поле подложки кристалла, что снижает уровень темновых токов ПЗС и обеспечивает высокое качество изображений.

Использование керамики из нитрида алюминия для производства матриц и линеек в ПЗС-технике расширяет возможность

применения ПЗС в космической технике, что существенно улучшает качество информации при проведении научного эксперимента.

Применение новой технологии на основе капиллярной пайки позволяет не только увеличить плотность упаковки и, соответственно, количество кристаллов кремния в единице объема при создании микроЭВМ нового поколения, но и одновременно обеспечить высокие механические (вибрационные и ударные) характеристики микроЭВМ.

Практическое применение керамики из нитрида алюминия в приборах может быть начато с 2005, 2006 гг. Требуется проведение НИОКР по созданию технологии проектирования и изготовления сложнофункциональных блоков на базе компьютерного моделирования компонентов и физического моделирования существующих и перспективных технологических процессов. Также требуется проведение комплекса работ по совершенствованию технологических процессов и средств автоматизированного проектирования, включая разработку библиотеки функциональных элементов и программного обеспечения. Важным является определение номенклатуры изделий, где применение керамики из нитрида алюминия необходимо в первую очередь, а также развитие методов контроля качества и испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Флоренцев С.Н.* Тенденции развития силовой электроники начала тысячелетия // *Электроника*. 2003. № 6. С. 3–9.
2. *Лоренц Л.* Состояние и направление дальнейшего развития в сфере разработки, производства и применения полупроводниковых приборов // *Электротехника*. 2002. № 3. С. 2–16.
3. *Бершадская М.Д., Аветиков В.Г.* и др. Нитрид алюминия — новый высокотеплопроводный диэлектрик // *Электронная техника*. Сер. 6. Материалы. 1984. Вып. 6(191). С. 54–57.
4. *Григорьев И.С., Мейлихов Е.З.* Физические величины: Справочник. М.: Энергоатомиздат, 1991.

УДК 681.3

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ ПРОГРАММИРУЕМЫЙ КОНТРОЛЛЕР TFB6

*И.В. Чулков, М.В. Бунтов, Д.Г. Тимонин, А.А. Коновалов, А.В. Семенов,
А.В. Никифоров*

Институт космических исследований РАН, Москва

Введение

Основу многих электронных систем составляет так называемый узел управления. Опыт показывает, что сроки разработки и изготовления всей электронной системы зависят главным образом от создания узла управления. От степени отработки узла управления зависит надежность работы системы в целом.

Сжатые сроки выполнения разработок, а также ограниченное финансирование работ вынуждают искать универсальные (унифицированные) решения построения узлов управления.

В работе описывается попытка создания такого универсального устройства (контроллера).

1. История создания универсального контроллера

Более 20 лет специалисты Лаборатории электроники ИКИ РАН занимаются разработками разнообразной электронной аппаратуры. Попытки создания универсального контроллера предпринимались на протяжении многих лет. Можно выделить три основных периода.

1-й период (1985–1994). Степень интеграции компонентов, применяемых в разработках, была невелика. Использование в проектах микросхем малой и средней степени интеграции приводило к тому, что каждый раз разработка устройств начиналась вновь, даже тогда, когда новый проект лишь незначительно отличался от предыдущего. С началом новой разработки можно было применять только отдельные ранее использованные схемотехнические решения.

2-й период (1994–2000). Второй период знаменуется применением в разработках микросхем большой степени интеграции

и, главное, микросхем программируемой логики (ПЛИС). Основным преимуществом ПЛИС является даже не высокая степень интеграции, а перепрограммируемость. Именно перепрограммируемость ПЛИС позволила существенно сократить время разработки вследствие ускорения процедуры отладки (настройки) схемы. Использование текстового описания разрабатываемой схемы позволило быстро копировать (переносить из проекта в проект) целые фрагменты узлов.

3-й период (2001–2004). Применение в разработках микросхем сверхбольшой степени интеграции сделало возможным размещение на одной плате большинства (или даже всех) необходимых интерфейсов, а также позволило симитировать логику работы всей системы.

2. Структурная схема и описание контроллера TFB6

Универсальный программируемый контроллер TFB6 (далее по тексту – контроллер) представляет собой законченную электронную схему на базе микроконтроллера, ОЗУ, программируемой логики ПЛИС и набора готовых интерфейсов (USB, Ethernet TCP/IP, RS232), смонтированную на многослойной печатной плате.

Внешний вид контроллера TFB6 представлен на рис. 1.

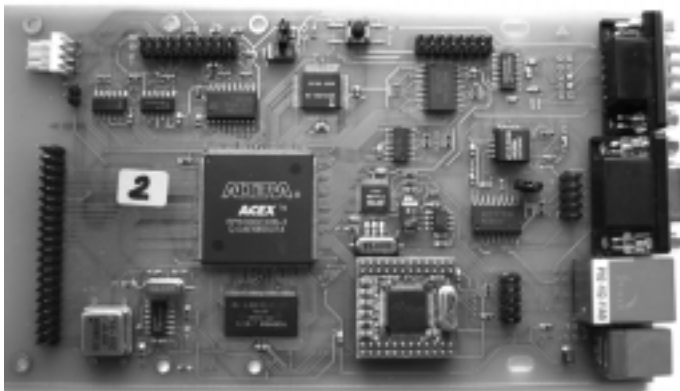


Рис. 1. Внешний вид контроллера TFB6

Структурная схема приведена на рис.2.

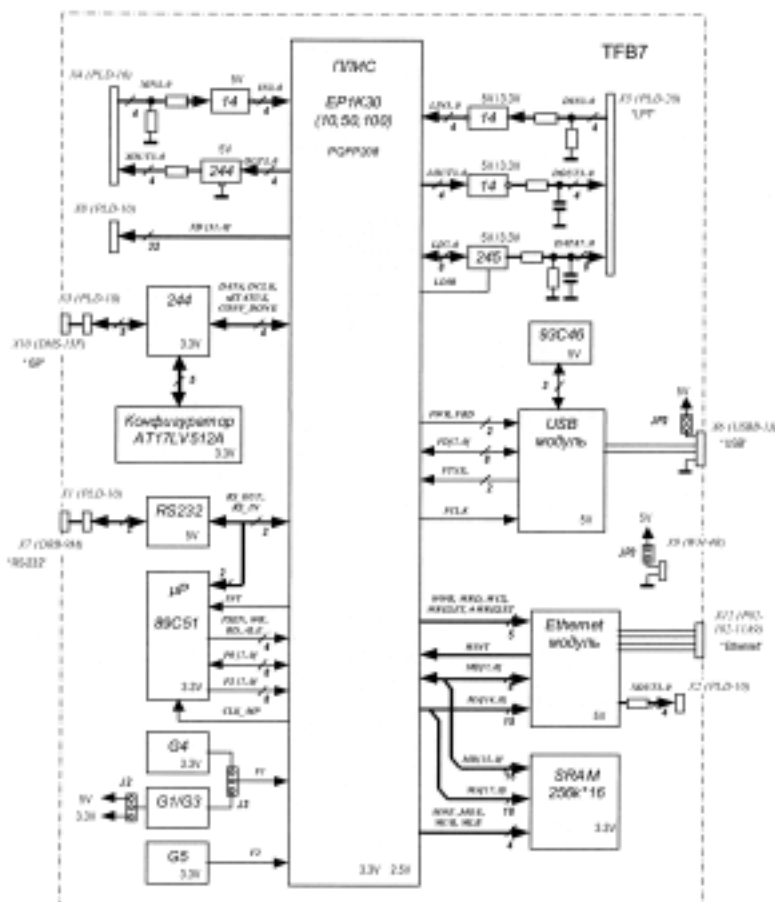


Рис.2. Структурная схема контроллера

Рассмотрим основные особенности описываемого универсального контроллера.

2.1. Микросхема ПЛИС

В контроллере применяется ПЛИС фирмы Altera семейства ACEX. Указанное семейство включает несколько градаций мик-

росхем, содержащих от 576 до 5000 логических элементов (триггеров). Также ПЛИС ACEX различаются по быстродействию (до 285 МГц) и по цене. Такое разнообразие позволяет применять микросхему ПЛИС, наиболее подходящую для решения конкретной задачи.

2.2. Процессор контроллера

В качестве процессора в контроллере применяется микросхема Atmel 89C51ED2, относящаяся к семейству процессоров с системой команд 8052. Следует также отметить другие особенности применяемого процессора, а именно: 64 кбайт Flash-памяти программ, 2 кбайт электрически перепрограммируемой памяти (EEPROM), 2 кбайт оперативной памяти. Частота процессора может достигать 60 МГц (10 MIPS).

Конструкция контроллера позволяет также использовать микропроцессор ATmega162 семейства AVR.

Управляющие сигналы процессора заведены в ПЛИС, что позволяет:

- построить на основе ПЛИС ПЗУ, ОЗУ, необходимые внешние регистры процессора;
- сделать для процессора доступными через ПЛИС все узлы и интерфейсы контроллера.

Возможно многократное перепрограммирование микропроцессора через внешний разъем.

2.3. Кварцевые генераторы

Контроллер имеет в своем составе два кварцевых генератора.

Частота одного из генераторов может быть в пределах от 1 до 30 МГц. Данный генератор предназначен для формирования частот, необходимых для функционирования разрабатываемого устройства в целом.

Второй генератор с частотой в пределах от 12 до 80 МГц предназначен для работы, главным образом, в качестве задающего генератора для ПЛИС.

Модуль Ethernet интерфейса имеет свой собственный встроенный генератор 25 МГц.

Узел USB интерфейса в качестве тактовых может использовать сигналы своего собственного кварцевого генератора с час-

тотой 6 МГц, либо сигналы с любого другого генератора контроллера, скоммутированного через ПЛИС и сформированного (поделенного) внутри ПЛИС.

2.4. Буферная память

Буферная память контроллера предназначена для временного хранения в контроллере принятой или передаваемой информации. В контроллере можно использовать ОЗУ объемом 16×256 К или 16×64 К с быстродействием 10–12 или 55–70 нс.

2.5. Ethernet-интерфейс

Одним из основных интерфейсов контроллера является Ethernet-интерфейс (IEEE802.3b). Интерфейс поддерживает встроенный стек протокола TCP/IP и стандарты скорости 10 и 100 Мбит/с.

2.6. Прочие интерфейсы

USB-интерфейс. Интерфейс контроллера поддерживает стандарты USB1.1 и USB2.0 (full speed mode).

Интерфейс RS-232. Интерфейс используется для связи контроллера с компьютером или другими внешними устройствами, а также для программирования микропроцессора.

Параллельный интерфейс (LPT). Интерфейс может использоваться для связи контроллера по параллельному интерфейсу с персональным компьютером, отсюда такое название. Но он не является готовым интерфейсом LPT, его назначение и функционирование определяется прошивкой ПЛИС.

Интерфейс содержит:

- четыре линии выхода;
- четыре линии входа с триггерами Шмитта;
- восемь двунаправленных линий, управляемых от ПЛИС.

Интерфейс может использоваться в качестве интерфейса с другими устройствами (платами). Интерфейс организован на микросхемах серии 74LVCXX, что допускает подачу на него сигналов амплитудой до 5,5 В при обесточенном контроллере.

2.7. Линии расширения

Для подключения плат расширения контроллер имеет в своем составе разъем расширения, содержащий 32 линии, которые подключены прямо к ПЛИС и могут быть запрограммированы как входы, выходы или как двунаправленные линии.

Элементы, не вошедшие в состав контроллера:

1. Интерфейс MIL-STD-1553B

Интерфейс присутствовал в составе первых версий унифицированных контроллеров. В настоящее время интерфейс постепенно теряет свою актуальность. Также разные задачи требуют разного числа интерфейсов — одного, двух или даже трех дублированных интерфейсов. Так как реализация выходных каскадов достаточно громоздка и занимает много места на плате, то неприменение (отказ от использования) хотя бы одного дублированного интерфейса приводит к неэффективности использования поверхности платы контроллера.

Перечисленные факторы обусловили исключение интерфейса из состава контроллера. Возможно подключение платы, содержащей интерфейс MIL-STD-1553B, через разъем расширения.

2. LVDS-интерфейс

В последнее время LVDS-интерфейс становится все более популярным в различных электронных устройствах. Однако область космического приборостроения, для которой в первую очередь разрабатывался контроллер, очень консервативна. Поэтому интерфейс LVDS отсутствует в описываемой версии контроллера. Тем не менее, контроллер предусматривает возможность подключения через разъем расширения мезонинной платы, содержащей LVDS-интерфейс. Также не исключена возможность использования интерфейса в следующих версиях контроллера.

3. Преобразователи ЦАП и АЦП

Типы преобразователей ЦАП и АЦП, применяемых для решения задач, слишком разнообразны и по разрядности, и по быстродействию, и по числу каналов. Также очень отличается и обрамление (активные и пассивные компоненты) преобразователей ЦАП и АЦП. Введение в состав контроллера какого-либо

одного схемотехнического решения ЦАП или АЦП позволит использовать его лишь в одном конкретном случае. Поэтому цифро-аналоговые и аналого-цифровые преобразователи также были исключены из состава контроллера.

Как и в предыдущих случаях, в контроллере не исключена возможность подключения через разъем расширения дополнительной платы, содержащей преобразователи ЦАП и АЦП.

3. Прочие особенности контроллера

3.1. Питание контроллера

Питание контроллера $+5\text{ В} \pm 10\%$ (необходимые для микросхем напряжения питания $+3,3$ и $+2,5\text{ В}$ формируются на плате).

Типичное потребление контроллера (при загруженной ПЛИС) составляет 130 мА.

3.2. Конструктивные особенности контроллера

Размеры платы контроллера — $174 \times 100\text{ мм}$.

Также предусмотрены места крепления платы по краям при автономном использовании. Расположение крепежных отверстий и габариты платы позволяют устанавливать контроллер в один из 7 промышленных корпусов фирм OKW, BOPLA.

4. Области применения контроллера TFB6

Можно выделить три основные области применения универсального контроллера.

В составе законченных устройств

Для построения систем приема телеметрии

Наличие в составе контроллера высокоскоростного Ethernet-интерфейса позволяет создавать на базе контроллера системы приема и первичной обработки телеметрии.

Сотрудниками Лаборатории электроники на базе контроллера TFB6 разработана система приема телеметрии, которая позволяет осуществлять прием и первичную обработку телеметрической информации со скоростями до 22 Мбит/с.

Для построения контрольно-испытательной аппаратуры (КИА)

Одним из основных применений является использование универсального контроллера для управления интерфейсами контрольно-испытательной аппаратуры.

Применяемая в контроллере микросхема ПЛИС позволяет не только реализовать логику работы имитируемых систем, но и создать различные нештатные ситуации.

Для связи с персональным компьютером используется Ethernet-интерфейс контроллера. При этом решающими факторами для выбора Ethernet-интерфейса в качестве связного интерфейса с персональным компьютером являются следующие:

- наличие гальванической развязки в применяемом интерфейсе;
- довольно высокая скорость передачи данных (получена скорость передачи данных — 22 Мбит/с);
- длина связи между компьютером и блоком КИА может достигать 100 м.

В качестве лабораторных макетов*Для отработки отдельных решений*

Наличие большого количества входных и выходных линий, а также микросхем памяти и процессора позволяет использовать контроллер в качестве макета для разработки и отладки как отдельных схемотехнических решений, так и для вновь создаваемых схемотехнических устройств.

При создании новых периферийных устройств для ПК

Наличие в составе нескольких интерфейсов персонального компьютера (Ethernet, USB, Parallel, Serial) позволяет использовать контроллер в качестве основы разнообразных скоростных периферийных устройств.

В контроллере для интерфейса USB была получена скорость передачи информации 8 Мбит/с, для Ethernet-интерфейса — 22 Мбит/с.

В образовательных целях*Для обучения в лаборатории студентов и дипломников*

Входящие в состав разнообразные узлы (генераторы, ПЛИС, процессор, многочисленные интерфейсы) делают контроллер

чрезвычайно удобным для обучения студентов и дипломников тонкостям создания сложных электронных устройств.

Заключение

В работе дано описание универсального контролера TFB6 и его основных параметров.

Приведены примеры использования контроллера как в составе законченных устройств, так и в качестве макетов для обработки отдельных схемотехнических решений.

ПРИМЕР ОРГАНИЗАЦИИ ПОМЕХОЗАЩИЩЕННОГО ИНТЕРФЕЙСА ПАМЯТИ В МАЛОГАБАРИТНЫХ БОРТОВЫХ ПРОЦЕССОРНЫХ СИСТЕМАХ

*А.В. Никифоров, И.В. Чулков, К.В. Ануфрейчик, А.В. Коновалов,
Д.Г. Тимонин*

Институт космических исследований РАН, Москва

В настоящее время постоянно расширяется круг и сложность задач, решаемых бортовой радиоэлектронной аппаратурой космических аппаратов. В связи с этим в них используется большее количество микросхем памяти. Однако многие орбиты космических аппаратов характеризуются высоким уровнем радиационного фона, воздействие которого может привести к отказу отдельных ячеек памяти или искажению в них информации. Одним из наиболее частых случаев искажения информации является изменение одного бита ячейки памяти при попадании в нее радиационной частицы. Для защиты информации в микросхемах памяти от однократной ошибки было решено использовать коды Хемминга. Код Хемминга позволяет исправить однократную и обнаружить двукратную ошибку.

В данной работе описан пример использования кода Хемминга для защиты информации микросхем памяти в приборе БИУС (Бортовая информационно-управляющая система), который входит в состав комплекса научной аппаратуры космического аппарата «Спектр-РГ».

На рис. 1 приняты следующие условные обозначения:

CPU — процессор TMS320C32

ПЛИС — программируемая логическая интегральная схема

PROM — программное ПЗУ

PRAM — программное ОЗУ

DRAM — ОЗУ данных

FLASH — флэш-память

Mux — мультиплексор данных

Nam1 — функция Хемминга для ОЗУ и ПЗУ

Nam2 — функция Хемминга для флэш-памяти

Ad&Con — линии адреса и управления

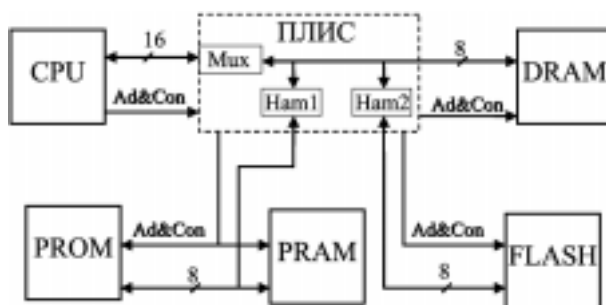


Рис. 1. Структурная схема процессорного модуля БИУС

В данном примере кодами Хемминга защищены PROM, PRAM и FLASH, так как в этих микросхемах данные хранятся большой промежуток времени. Эти устройства имеют восьми-разрядные данные, поэтому для них используются четырехразрядные проверочные биты Хемминга.

Рассмотрим использование кода Хемминга на примере PRAM (рис. 2).



Рис. 2. Расположение данных и проверочных бит кода Хемминга в PRAM

Когда процессор записывает данные в PRAM ПЛИС записывает эти данные в нижнюю зону PRAM, затем вычисляет проверочные коды Хемминга и записывает их в верхнюю зону PRAM. При считывании данных процессором из PRAM ПЛИС считывает сами данные и проверочные коды из PRAM, а затем вычисляет синдром (число, локализирующее ошибку). Если синдром равен нулю, значит, ошибки не было и ПЛИС передает данные

процессору. Если же синдром не равен нулю, то произошла ошибка, причем величина синдрома является номером ошибочного бита. ПЛИС инвертирует значение ошибочного бита и передает данные процессору, а также выдает команду прерывания процессору. По этой команде процессор начинает тестирование ошибочной ячейки памяти. Если в ней был однократный сбой, то процессор «забывает» о ней, а если там произошла неисправимая ошибка, то процессор перестает обращаться к данной области памяти.

Это кодирование позволяет обнаружить и исправить только однократную ошибку в ячейке памяти, при большем количестве ошибок коды Хемминга окажутся бессильными.

УДК 681.3:629.7

ПОСТРОЕНИЕ БОРТОВЫХ СИСТЕМ СБОРА ИНФОРМАЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕЖПЛАТНЫХ СОЕДИНИТЕЛЕЙ ВЫСОКОЙ ПЛОТНОСТИ

*А.А. Коновалов, И.В. Чулков, М.В. Бунтов, Д.Г. Тимонин,
К.В. Ануфрейчик, А.В. Никифоров*

Институт космических исследований РАН, Москва

В последнее время, в связи с увеличением стоимости вывода малых и средних космических аппаратов (КА) с комплексом научной аппаратуры (КНА) на борту, на платформу устанавливается одновременно много приборов совершенно различного назначения. Для того чтобы передать на Землю данные со всех приборов, такие аппараты, помимо служебных систем ориентации (СО) и электропитания (СЭП), комплектуются блоком управления и сбора научной информации. Причем надежность этого блока должна быть намного выше, чем у любого из научных приборов, так как от его работы вместе со служебными системами зависит успех всей миссии. Основное назначение этого блока — сбор информации со всех датчиков и от всей научной аппаратуры комплекса, выдача функциональных команд, подготовка и выдача данных в радиоканал.

В процессе работы над одним из таких блоков — системой сбора и регистрации научной информации (ССРНИ) — была предложена модульная структура системы. Особенность этой структуры заключается в выделении функционально отдельных модулей в качестве узлов, собранных на отдельной печатной плате. На рис. 1 представлена структурная схема системы. Для повышения надежности используется двукратное резервирование узлов. Было принято решение объединить основной и резервный узлы в отдельно коммутируемый модуль. Благодаря тому, что все соединения между модулями реализованы с помощью разъемов, без применения жгутов и кабелей, удалось существенно облегчить процедуру сборки, повысить надежность коммутации путем многократного резервирования каждой линии, а также уменьшить массогабаритные показатели всей системы.

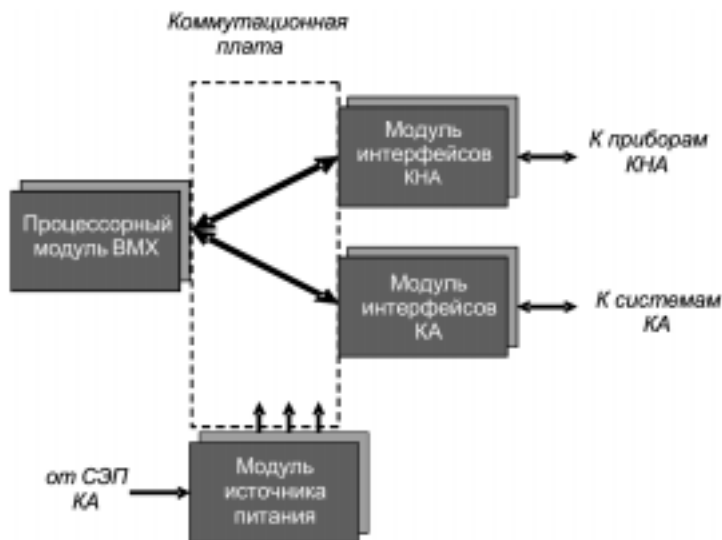


Рис. 1. Функциональная схема системы сбора данных

Все модули соединяются между собой через специальную коммутационную плату, к которой также идут все линии от внешних разъемов с передней панели. С введением в конструкцию жесткого соединения через разъемы потребовалось разработать надежную механическую конструкцию, гарантирующую качественное электрическое соединение каждой линии межплатных связей.

Одновременно с обеспечением жесткости необходимо было с минимальными затратами построить систему терморегулирования для отвода тепла от горячих компонентов на плате. Разрабатываемая конструкция должна была обеспечивать требуемый тепловой режим без учета конвективного теплообмена. На рис. 2 показан состав одного типового модуля. Идентичные печатные платы, соединенные между собой, — это внешние слои составного модуля. Жесткость соединения обеспечивает алюминиевая рамка. Тонкие алюминиевые пластины, плотно (через электроизоляционный материал) прилегающие к платам снизу, являются элементом теплоотводящего тракта. Тепло по ним от нижней, свободной от компонентов, поверхности платы отводится к рамке и затем по стойкам — на элементы конструкции.

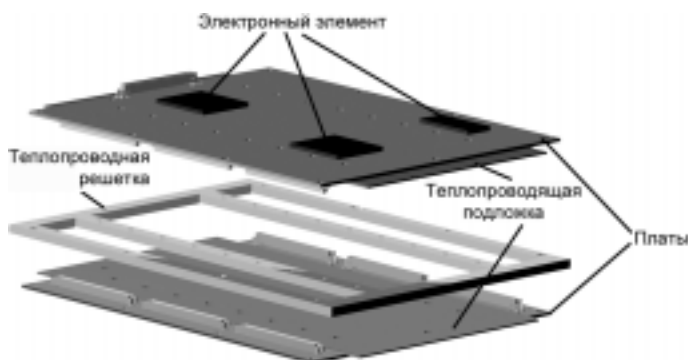


Рис. 2. Состав модуля

Узким местом в такой организации теплоотвода является пространство между компонентом и алюминиевой пластиной. В качестве тепловой преграды здесь выступает печатная плата и прокладка из локоткани. Многие элементы с большим точечным тепловыделением, такие как ПЛИС или микропроцессор, имеют с нижней и с верхней стороны площадку теплосъема. Было принято решение расположить внутри печатной платы своеобразный теплопровод от верхней стороны платы к нижней. На рис. 3 изображен разрез платы в месте установки компонента, требующего такого теплопровода. Суммарная площадь сечения такого искусственного оловянного включения в плату может составлять от 28 до 40 мм² и определяется конструктивом печатной платы в целом и тепловыделением электронного компонента.

Таким образом, используя многослойную сложную конструкцию узла, удалось одновременно решить задачи крепления, коммутации и теплоотвода.

Одним из важнейших нововведений при разработке многослойного блока было применение дополнительной коммутационной платы взамен громоздкой кабельной сети. Связь между вычислительным узлом и интерфейсным осуществляется только с помощью разъемов и платы, а жгуты используются лишь для подключения внешних разъемов РС и МР1. Причем конструкция корпуса спроектирована таким образом, чтобы можно было демонтировать алюминиевые стенки, не нарушая при этом

электрических соединений. Это позволяет отлаживать электронику отдельно от громоздких элементов конструкции и при необходимости можно легко перепроектировать переднюю панель с разъемами под требования заказчика.

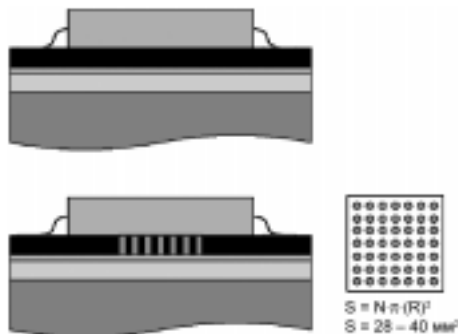


Рис. 3. Разрез участка теплоотвода от компонента

Первоначально предполагалось расположить на этой же плате и источник вторичного электропитания, однако по ряду причин, таких как универсальность на уровне узлов, надежность и технологичность производства, было принято решение реализовать их на отдельных печатных платах. Сами источники крепятся теплоотводящей стороной к средней алюминиевой рамке. Рядом с ними также укреплен один из термодатчиков для контроля за температурой посадочного места источников.

В соответствии с функциональной схемой (см. рис. 1) блок состоит из процессорного модуля, интерфейсного модуля, коммутационной платы и источника питания. Первый и второй модули состоят из двух одинаковых узлов, совмещенных между собой специальным образом. Для большей универсальности создаваемых узлов предусмотрено их соединение с поворотом вокруг продольной оси на 180° . При этом, независимо от расположения платы в модуле — сверху (основная) или снизу (резервная), исполнение узла (монтаж компонентов на печатную плату) не меняется. В любой момент основная и резервная платы могут поменяться местами простым переворотом модуля на коммутационной плате. В получившемся «слоеном пироге» верхние две платы являются процессорными, затем идет коммутационная, и

снизу — две интерфейсные платы. Сбоку на уровне коммутационной платы (на средней плите) расположен источник питания.

Благодаря описанному выше приему, блок состоит из пяти плат средней сложности (рис. 4).

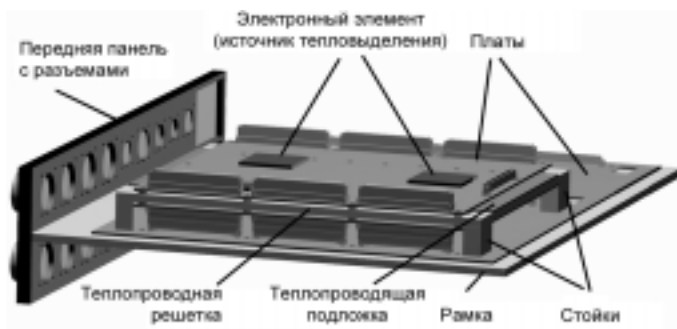


Рис. 4. Вариант установки плат в блоке

В итоге сборка блока представляет собой последовательно совершаемые операции по увеличению слоев «пирога». Причем допускается установить только переднюю и заднюю стенки корпуса, что облегчает процесс отладки как блока в целом, так и отдельных узлов. В качестве оснастки для отладки были разработаны два переходника: первый служит для подключения программатора ПЛИС, эмулятора и для контроля отдельных сигналов; второй предназначен для замены резервного модуля при работе основного вместе с коммутационной платой.

Основным достоинством представленной структуры является возможность ее использования в различных внешних условиях. Как показали расчеты тепловых режимов этой конструкции, она позволяет поддерживать комфортные тепловые условия для электронных компонентов в условиях потребления до 20 Вт мощности в целом и до 2 Вт точечного теплового выделения в месте реализации оловянного теплопровода. Внешними условиями для блока могут быть как чернота космического пространства, так и наполненное газом помещение гермоотсека с принудительной конвекцией.

Одним из достоинств также является простота модификации в сторону как увеличения функциональных узлов, так и сокращения. При этом габариты меняются прямо пропорционально

наполнению, что позволяет на самом раннем этапе оценить массогабаритные показатели требуемой конструкции.

Основным достоинством представленной структуры является высокая надежность электрических соединений между узлами. Особенно это важно для высокоскоростных цифровых интерфейсов. Многократное резервирование в сочетании с несложными печатными платами дает необходимый выигрыш без применения более сложных приемов повышения надежности.

Недостатком предложенной конструкции блока является присутствие некоторого количества жгутов для подключения разъемов передней панели, и это единственное узкое место в разработанной структуре.

Описанная выше модульная структура построения бортовых систем сбора информации позволяет применять ее в различного рода задачах. Все параметры системы сбора, такие как быстродействие вычислительной машины, количество и разрядность интерфейсов, их тип и прочее, могут варьироваться в различных пределах. Система функционирует также при различных внешних климатических условиях.

УДК 681.3

ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕРФЕЙСА ETHERNET ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ КОНТРОЛЬНО- ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ АППАРАТУРОЙ

*А.В. Семенов, М.А. Дикуннов, М.В. Бунтов, Д.Г. Тимонин, С.А. Каличев,
И.В. Чулков*

Институт космических исследований РАН, Москва

Современные технологии предоставляют огромные возможности для решения задачи управления аппаратурой. Поэтому к выбору интерфейса передачи данных в настоящее время предъявляются серьезные требования:

- высокая скорость передачи данных ~300–400 Мбит/с;
- возможность «горячего» подключения/отключения устройств;
- распространенность, доступность.

Сейчас широкое распространение получили три интерфейса передачи данных: FireWire и USB 2.0, спецификации которых разрешают использовать длину кабеля не более 5 м, и интерфейс Ethernet, имеющий длину кабеля до 100 м. Кроме того, интерфейс Ethernet обеспечивает гальваническую развязку от ПК и позволяет управлять контрольно-испытательной аппаратурой (КИА) через компьютерную локальную или глобальную (Интернет) сеть. Использование Ethernet-интерфейса значительно упрощает проведение испытаний, когда КИА может быть установлена в специальном помещении, доступ оператора в которое нежелателен, а сам оператор при этом может находиться за несколько километров от самой аппаратуры.

К интерфейсу управления КИА предъявляются следующие требования:

- гальваническая развязка от ПК;
- скорости передачи данных не менее 8 Мбит/с;
- возможность дистанционного управления.

Исходя из вышеперечисленных требований был выбран Ethernet-интерфейс для управления КИА.

Соответственно было необходимо выработать решение, отвечающее следующим функциям:

- обеспечить доступ к сети Ethernet;
- обеспечить протокол обмена информацией по сети, с использованием стека протоколов TCP/IP, причем, желательно, чтобы он был реализован на аппаратном уровне;
- доступность компонентов в России и хорошая документированность.

В качестве такого решения была выбрана связка «микропроцессор — чип поддержки Ethernet».

В настоящее время известно несколько фирм, предлагающих свои решения поддержки сети Ethernet:

- ASIX, чип AX88796;
- SMSC (Standard Microsystems Corporation), чип LAN91C111;
- Lantronix, со своим решением XPort и DSTni-LX;
- WIZnet с чипом W3100A

Но первые два чипа, из-за отсутствия поддержки аппаратного TCP/IP и большого количества выводов микросхем, а также необходимости применения быстродействующих микропроцессоров, являются не очень выгодными решениями для данного проекта. Устройство XPort фирмы Lantronix является уникальной разработкой, содержащей в маленьком объеме одной сетевой розетки последовательный web-сервер. Но из-за ограничений по скоростям (до 921,600 бод/с) данное устройство не удовлетворяет требованиям к интерфейсу КИА.

В связи с этим был рассмотрен вариант использования чипа W3100A корейской фирмы WIZnet (www.wiznet.co.kr), который был специально разработан с учетом требований различных Интернет-приложений, осуществляющих удаленный доступ к устройствам управления и контроля, автоматизированному производственному оборудованию, измерительной и медицинской аппаратуре, мобильным устройствам, и отвечает всем необходимым параметрам:

- Наличие аппаратного стека протоколов TCP/IP, что позволяет использовать в качестве микропроцессора любой из семейства 8051.
- Одновременная и независимая поддержка четырех соединений.

- Поддержка Socket API для удобства прикладного программирования.
- Небольшое количество выводов (64).
- Хорошая документированность и большое количество отладочных плат для различных микропроцессоров.
- Доступность в России и малая цена.

Общая структурная схема конечного приложения с использованием микросхемы W3100A в качестве устройства обработки сетевого трафика представлена на рис. 1. При этом несложное программирование необходимо лишь для организации интерфейса “MCU – W3100A”. Весь дальнейший процесс выполняется автоматически на аппаратном уровне, поэтому разработка Ethernet- модулей на базе микросхем компании WIZnet не требует значительных временных затрат.

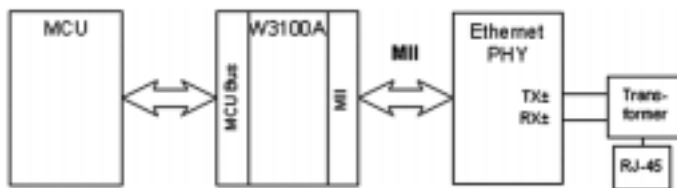


Рис. 1. Блок-схема конечного Ethernet-приложения

Управление процедурами связи и передачи информации сводится к операциям записи/чтения данных и команд в соответствующие регистры.

Распределение памяти кристалла W3100A приведено на рис. 2. Как видно, управляющие регистры занимают 512 байт, область 0x200-0x3FFF является неиспользуемой, 0x4000-0x7FFF — буфера данных для передачи и приема. Буфер передачи может использоваться MCU только для записи, а буфер приема — только для чтения. Исключение составляет специальный режим тестирования памяти.

Для получения максимальной производительности чипа W3100A был использован режим Non-Clocked mode, когда внутреннее функционирование W3100A осуществляется по частоте, приходящей на ножку CLOCK, и интерфейс шины MCU активируется по сигналам /CS, /RD, /WR MCU.



Рис. 2. Распределение внутренней памяти W3100A

Так как операции по приему/передаче данных сводились к заполнению/считыванию соответствующих буферов, производительность упиралась в скорость работы микропроцессора с памятью. При использовании микропроцессора T89C51RD2 (фирмы Atmel) для передачи данных была получена скорость 80 кбайт/с, что не удовлетворяет скоростным требованиям для интерфейса КИА. Но при построении интеллектуальных устройств управления микропроцессор не должен «отвлекаться» от основной задачи управления и заниматься пересылкой данных. Для этого в данной разработке, кроме микропроцессора и чипа W3100A, была использована быстродействующая ПЛИС фирмы Altera, работающая на частоте 40 МГц, одной из задач которой было копирование блоков данных из одной области памяти в другую по команде микропроцессора. В результате была получена скорость передачи данных в 11 Мбит/с в обе стороны (полнодуплексный режим).

Таким образом, задача управления КИА была полностью решена с учетом всех необходимых требований и грамотного распределения вычислительных ресурсов между микропроцессором и ПЛИС. Данное аппаратное решение (микропроцессор – ПЛИС – Ethernet-контроллер) можно назвать универсальным, когда требуется большая скорость передачи данных и интеллектуальное управление системой.

УДК 621.398

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДОВ СЖАТИЯ В ПРИМЕНЕНИИ К ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

О.В. Батанов, В.Н. Назаров, Г.А. Харченко

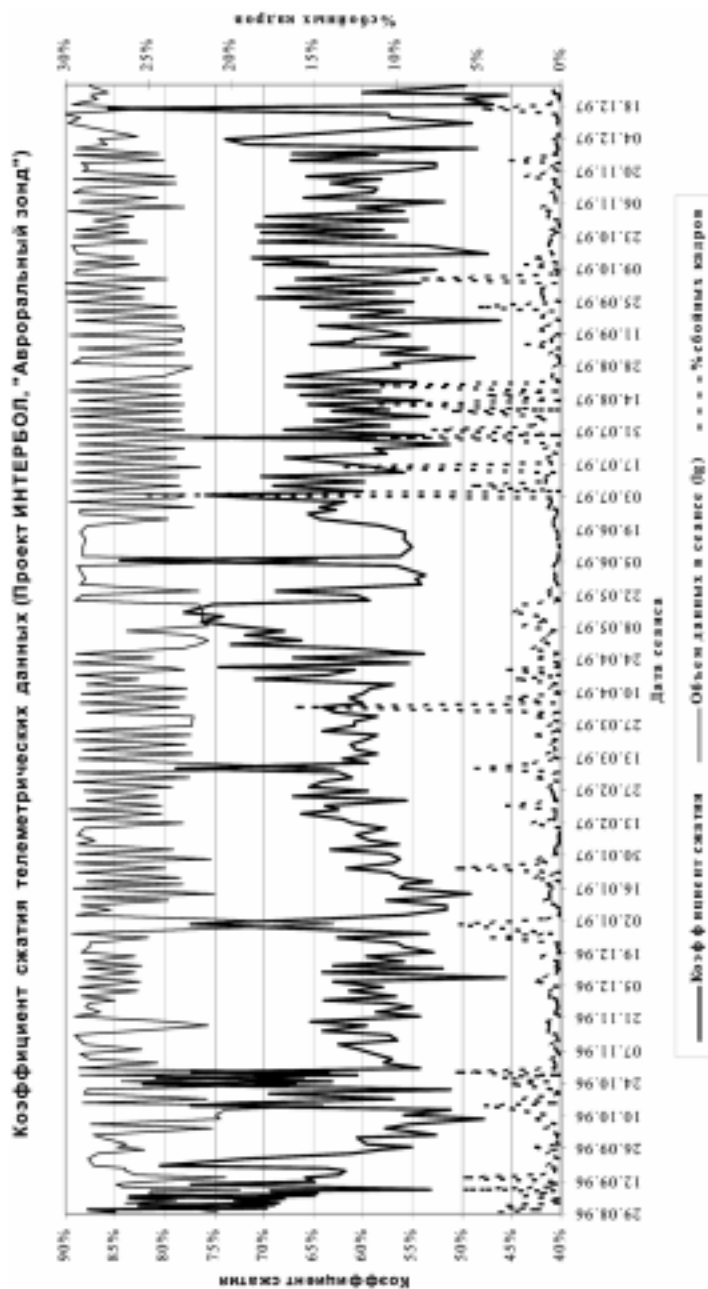
Институт космических исследований РАН, Москва

На основе телеметрических данных, полученных в ходе реализации международного проекта «Интербол», был проведен анализ эффективности применения методов сжатия информации.

Представленные в настоящей работе результаты были получены на основе анализа выборки из 252 сеансов передачи телеметрической информации.

На графиках (рис. 1–3) приводятся зависимости между степенью сжатия информации в телеметрических сеансах и такими их характеристиками, как размер и уровень помех при передаче информации. Поскольку в проекте «Интербол» применялись телеметрические системы, использующие различные методы оценки достоверности передаваемой информации, анализ уровня помех при передаче телеметрической информации проводился на основе общего для всех телеметрических систем критерия — числа кадров со сбойной синхропосылкой.

Сжатие данных производилось с помощью популярного архиватора PkZip v2.5.



Puc. 1

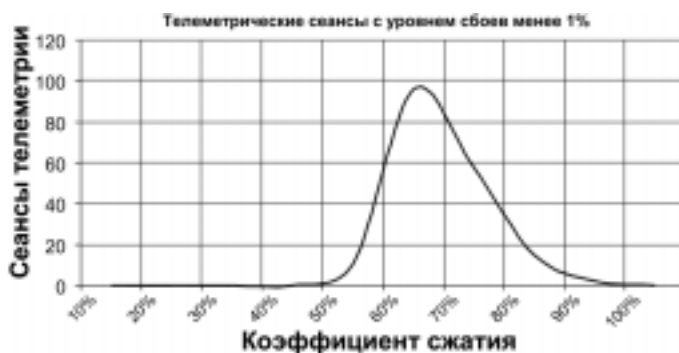


Рис. 2



Рис. 3

Как видно из представленных графиков, коэффициент сжатия данных практически не зависит от уровня помех при передаче телеметрической информации и составляет около 60 %.

МНОГОПороГОВое ДЕКОДИРОВАНИЕ ВБЛИЗИ ГРАНИЦЫ ШЕННОНА И ВОЗМОЖНОСТИ ЕГО МИКРОМИНИАТЮРНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ

В.Ф. Бабкин, В.В. Золотарёв

Институт космических исследований РАН, Москва

Динамичный переход современной цивилизации на цифровые системы обработки и передачи информации создает много проблем при проектировании современных систем информатики и телекоммуникаций. Одной из важнейших задач, которые при этом необходимо решать во всех подобных системах, является обеспечение высокой достоверности передачи данных при низких энергетических затратах на их передачу.

К наиболее эффективным методам обеспечения высокого уровня достоверности передачи дискретной информации, в условиях значительного уровня шума в канале, относятся разнообразные, и в настоящее время уже весьма эффективные, алгоритмы декодирования корректирующих кодов, в создании которых теория помехоустойчивого кодирования, несомненно, достигла весьма значительных успехов [1, 3, 5, 6, 11, 14]. За 50 лет интенсивного развития этой теории в технику связи были успешно внедрены пороговые декодеры, алгоритм Витерби (AB), коды Рида-Соломона, каскадные схемы кодирования, а также разработки последнего времени — алгоритмы кодирования и декодирования для турбокодов и многопороговые декодеры (МПД). Вместе с тем требования к алгоритмам исправления ошибок в каналах с шумами, в частности, спутниковых, непрерывно растут. При этом главная проблема: декодирование с эффективностью, близкой к оптимальной по энергетике, но при максимально простой реализации, — еще до недавнего времени была весьма далека от своего успешного решения.

Особенно большое значение имеет использование корректирующих кодов в сочетании со средствами сжатия (компрессии) данных. При передаче данных без использования процедуры сжатия ранее удовлетворялись показателями достоверности, выражаемыми вероятностью ошибки на двоичный символ, $\sim 10^{-3}$ — 10^{-4} ,

и лишь отдельные комбинации служебных символов требовали восстановления с большей достоверностью.

При использовании средств сжатия данных, в особенности процедур сжатия изображений, передача которых является основной информационной составляющей в потоке данных канала передачи в системах дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из космоса, достоверность восстановления данных для последующей семантической обработки должна быть существенно более высокой. Естественно, эта достоверность в значительной мере зависит от используемой технологии сжатия и может быть оценена величиной вероятности ошибки $\sim 10^{-7}—10^{-8}$. С одной стороны, такие показатели достоверности отнюдь не представляются чрезмерными. С другой стороны, как показали многочисленные исследования, эффективность корректирующих кодов оказывается выше при высоких требованиях к качеству канала передачи данных.

В 1989 г. был опубликован стандарт Европейского космического агентства (ESA) для использования в спутниковых линиях связи за номером ESA PSS-04-103 Issue 1 “Telemetry channel coding standard”. Этим стандартом предписывается использование каскадной конструкции кодирования с применением сверточного кода «длины» 7 и кода Рида-Соломона. Опубликование этого стандарта способствовало разработке коммерческими фирмами, лидирующими в электронных отраслях промышленности Европы, микросхем, обеспечивающих кодирование и декодирование в соответствии с этой стандартизированной кодовой конструкцией.

Эти микросхемы были использованы в проекте «Марс-96» для реализации передачи данных как в магистральном канале связи орбитального аппарата с наземной станцией, так и в межбортовой линии связи — при передаче данных с поверхности Марса от малой станции на орбитальный аппарат. К сожалению, запуск этого аппарата был неудачным, поэтому ожидаемая эффективность этой конструкции не была экспериментально подтверждена. Теоретические расчеты показывают, что применение этой стандартизированной конструкции демонстрирует весьма высокую эффективность. Вместе с тем новейшие разработки в этой области могут дополнительно обеспечить возможность полуторакратно улучшения энергетических показателей корректирующего кодирования.

Немаловажно заметить, что устройства, используемые для помехоустойчивого кодирования и декодирования в системах ДЗЗ, должны обладать очень высокой производительностью, ввиду того, что скорость передачи данных в этих системах весьма велика. Поэтому новейшие системы кодирования-декодирования, базирующиеся на использовании турбокодов, могут оказаться не вполне применимыми. Это связано с тем, что схема декодирования турбокодов является итерационной и для достижения предельных эффектов может потребоваться относительно большое число итераций при декодировании, что в условиях работы системы в реальном времени может оказаться неприемлемым.

Ниже рассмотрены новые подходы к решению весьма сложной по своей сути задачи помехоустойчивого кодирования, которые успешно развиваются в ИКИ РАН и в научно-исследовательских подразделениях ВУЗов при тесном сотрудничестве с институтами отрасли связи. В ближайшие годы эти новые методы могут в значительной степени снять остроту проблемы эффективного кодирования в высокоскоростных каналах с большим уровнем шума. Большое внимание будет уделено особенностям применения помехоустойчивого кодирования в системах ДЗЗ. Эта проблема является хорошим тестом для проверки применимости технических решений, предлагаемых теорией кодирования, в реальных современных системах связи.

1. Постановка задачи помехоустойчивого кодирования

Как известно, использование помехоустойчивого кодирования позволяет обеспечивать заданные достоверности передачи цифровых данных в спутниковых и других каналах связи при существенно более низком уровне сигнала по сравнению с вариантом передачи без кодирования [1–3, 11–13]. Реализация эффективных декодеров при кодировании в каналах с большим уровнем шума возможна, если выполняется условие $R < C$, т. е. когда кодовая скорость R меньше пропускной способности канала C . Кодовой скоростью $R = k/n < 1$ называется отношение числа информационных символов кода k к полному числу кодовых символов n , количество которых вследствие введения дополнительных избыточных символов всегда несколько превышает число исходных информационных символов k . Пропускная спо-

способность канала C определяется той моделью шума канала, в соответствии с которой передаваемые по этому каналу, например, двоичные символы искажаются в процессе пересылки данных от передатчика к приемнику сообщений.

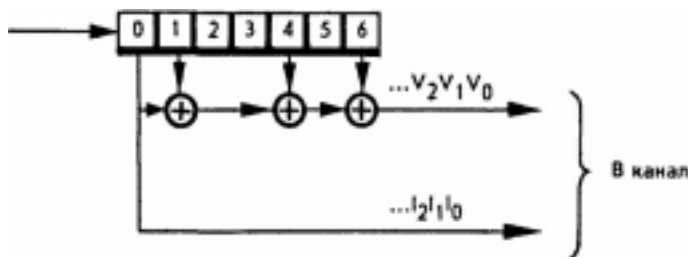


Рис. 1. Пример кодера для сверточного кода с $R = 1/2$

На рис. 1 представлен пример введения избыточности в информационное сообщение при использовании сверточного кода. При этом, как видно на рис. 1, в двоичном регистре «длины» 7 на каждом такте работы показанного выше кодера все данные сдвигаются на одну позицию вправо, после чего через полусумматоры (сумматоры по модулю 2) суммируются определенные информационные символы исходного потока данных. Результат их сложения и есть те проверочные символы $v_0, v_1, \dots$, которые в совокупности с информационными символами $i_1, i_2, \dots$ сообщения образуют корректирующий код. Поскольку в представленной схеме при поступлении каждого информационного символа формируется также один проверочный символ, общее число символов удваивается. Таким образом, кодер на рис. 1 формирует код с $R = 1/2$. Подчеркнем, что задача кодирования данных (при условии, что приемник «знает», как декодировать принятое закодированное сообщение) всегда, как это видно и на рис. 1, является очень простой и никогда не представляет никаких технологических трудностей.

Если далее выбрать такую модель способа генерации шума канала, при котором вероятность ошибки приема каждого двоичного символа равна p_0 , и эти искажения в каждом конкретном символе происходят независимо от успешности или ошибочности передачи других символов кода, то для такого двоичного

симметричного канала (ДСК) пропускная способность C определяется простым соотношением

$$C = 1 - H(p_0), \quad (1)$$

где $H(x) = -x \log_2 x - (1-x) \log_2 (1-x)$ — двоичная энтропия.

На рис. 2 представлена зависимость $C = C(p_0)$, из которой видно, что с ростом вероятности p_0 пропускная способность канала C быстро убывает. Например, для $p_0 = 0,11$ $C = 0,5$, что и определяет возможности кодов с $R = 1/2$: они могут работать только в каналах типа ДСК с $p_0 < 0,11$. Но если это условие выполняется, то возможна передача цифровых данных с последующим восстановлением истинного двоичного сообщения со сколь угодно большой достоверностью.

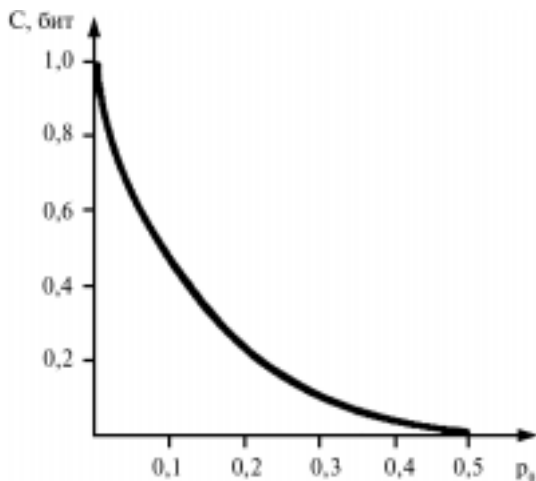


Рис. 2. Зависимость пропускной способности канала типа ДСК от вероятности ошибки передачи двоичных символов p_0

На основании рассмотренных соотношений для R и C можно построить нижние оценки для наилучшей (т. е. наименьшей) вероятности ошибки декодирования блока принятого кодового слова, получаемые через границы сферической упаковки [2]. Эти границы являются в действительности недостижимыми, и их использование полностью оправдывается простотой их получения для всех реально возможных параметров длинных кодов,

в том числе и двоичных. Подчеркнем, что именно для большого уровня шума канала, когда точные вероятности ошибки декодирования построить особенно трудно, нижние оценки для этих вероятностей через сферическую упаковку позволяют получить вполне приемлемые выражения для вероятностей ошибки наилучших оптимальных (и вследствие этого — переборных, экспоненциально сложных!) алгоритмов декодирования. На рис. 3 представлены именно такие нижние оценки для вероятностей ошибки на бит и на блок через границы сферической упаковки для кодовой скорости $R = 1/2$ при различных длинах двоичных кодов.

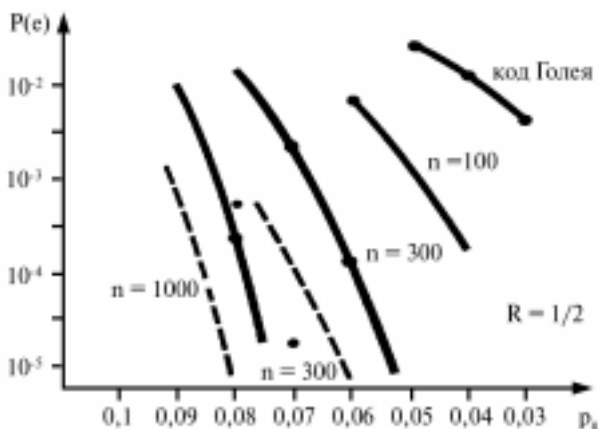


Рис. 3. Нижние оценки вероятности ошибки на блок (сплошные линии) и на бит (пунктирные линии) для блочных двоичных кодов при $R = 1/2$ в двоичном симметричном канале (ДСК) с вероятностью ошибки p_0

Как следует из вида представленных графиков, для обеспечения достаточно малых вероятностей ошибки декодирования при больших вероятностях ошибки p_0 в канале типа ДСК длины используемых кодов должны быть весьма значительными, составляющими многие сотни, тысячи и даже десятки тысяч битов. Но даже при переборных методах декодирования кодов длины порядка $n = 1000$, когда число рассматриваемых декодером вариантов решений $N = 2^{500}$ на много порядков превышает число атомов во Вселенной, вероятность ошибки декодирования блока $P_B(e) \sim 10^{-5}$ возможна только при $p_0 < 0,08$. Это значит, что

приближение к пропускной способности канала $C = 1/2$, когда $p_0 = 0,11$, на самом деле возможно только при длинах кодов в десятки и сотни тысяч битов.

Из представленных на этом рисунке графиков следует важность решения и одновременно чрезвычайная сложность задачи помехоустойчивого кодирования. Она может быть кратко сформулирована так: для работы в области таких шумов канала, когда $R < C$, что для рассматриваемого примера соответствует вероятности ошибки на символ лишь немного меньшей, чем $p_0 = 0,11$, необходимо создавать методы декодирования, гораздо более простые, чем переборные, которые, однако, лишь очень немного уступали бы по эффективности оптимальным методам.

2. Критерии эффективности кодирования

При проектировании систем связи наиболее удобно оценивать эффективность применения кодирования как величину снижения отношения битовой энергии сигнала к спектральной плотности мощности шума в канале связи E_b/N_0 в случае применения помехоустойчивого кодирования по сравнению со случаем, когда передача осуществляется без такого кодирования. Этот критерий называется энергетическим выигрышем кодирования (ЭВК). Фактически ЭВК соответствует эффекту увеличения мощности передатчика, пересчитанной на одинаковые скорости передачи информационных потоков.

На рис. 4 представлены графики максимально возможных уровней ЭВК, которые могут быть получены при использовании кодов с различными значениями R .

Из вида представленных графиков следует, что ЭВК растет со снижением R . Разумеется, при этом в $v = 1/R$ раз возрастает ширина полосы частот, которую необходимо выделять для передачи закодированных сообщений с той же информационной скоростью, что и в случае отсутствия кодирования.

Способы формирования цифрового канала также сильно влияют на эффективность кодирования. В случае, когда при двоичной передаче применяются жесткие модемы, решения о передаче каждого двоичного символа выносятся в обычных гауссовских (спутниковых, космических) каналах связи последовательно и окончательно. Эти решения на выходе демодулятора образуют обычный двоичный поток данных, который затем по-

ступает в систему декодирования приемника. При оценке характеристик кодирования в этом случае можно пользоваться моделью рассмотренного выше канала типа ДСК.

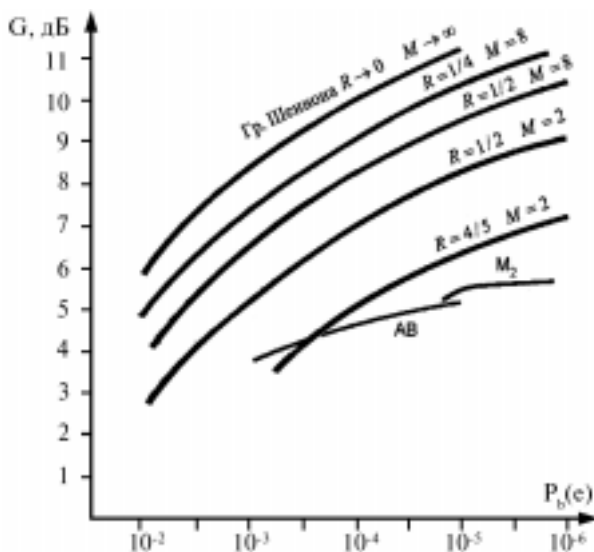


Рис. 4. Зависимость предельно достижимых уровней ЭВК при использовании кодов с различными значениями кодовой скорости R для «жестких» ($M = 2$) и «мягких» ($M = 8$) двоичных модемов как функция от требуемой вероятности ошибки на бит $P_b(e)$

В случае использования мягких модемов в том же гауссовском канале, которому действительно хорошо соответствуют многие спутниковые и космические каналы передачи данных, не только находятся значения каждого переданного символа, но и оценивается надежность его определения путем простого указания значения амплитуды двоичного сигнала на выходе модема. Для передачи в систему декодирования уровня надежности приема каждого двоичного символа обычно достаточно двух-трех дополнительных битов, формируемых модемом. Это соответствует случаю квантования принимаемых двоичных данных на $M = 8$ –16 уровней (как и указано везде: $M = 8$ на рис. 4). Результатом применения мягких модемов оказывается возможность

увеличения предельно возможного уровня ЭВК на 2 дБ по сравнению со случаем использования жестких демодуляторов. Именно этот большой уровень прироста ЭВК благодаря применению мягких модемов вместо жестких и создал в 70-х гг. прошлого века практически идеальные условия для применения алгоритма Витерби (АВ) при декодировании коротких сверточных кодов, несмотря на то, что сложность этого оптимального переборного метода также растет экспоненциально с увеличением длины кода.

Характеристики АВ для стандартного кода с $R = 1/2$ и длиной кодирующего регистра 7 для случая применения мягкого модема также представлены на рис. 4. Достижимый при его использовании ЭВК близок при $P_b(e) \sim 10^{-5}$ к $G = 5$ дБ. В начале 70-х гг. прошлого века, когда были созданы первые аппаратные версии декодеров АВ, это было очень серьезным достижением, что и определило успех его применения в последующие два десятилетия. Но граница Шеннона для пропускной способности канала C показывает, что ЭВК для кодовой скорости $R \sim 1/2$ и $P_b(e) \sim 10^{-5}$ может быть более 9 дБ. Значит, существуют гораздо более эффективные методы кодирования, чем использование этого конкретного кода «длины» 7 и декодирование по АВ.

График, обозначенный на рис. 4 как M_2 , соответствует возможностям многопорогового алгоритма декодирования (МПД) для мажоритарно декодируемого кода, работающего, к тому же, с простейшим жестким модемом. Более высокие характеристики этого метода по сравнению с АВ определяются реализацией алгоритмом МПД декодирования, фактически совпадающего с оптимальным, и большой длиной используемого кода. Длина кода для МПД была равной 400 бит, что полностью компенсирует применение в этом примере жесткого модема вместо мягкого, как у АВ. Разумеется, алгоритм МПД может использоваться и с мягкими модемами. При сохранении того же кода, характеристики которого представлены на рис. 4, использование мягкого модема с МПД тоже увеличивает ЭВК на 1,5–2 дБ, как и в случае применения АВ.

Сопоставление предельных характеристик по энергетике с возможностями конкретных декодеров показывает, что ЭВК реализуемых в настоящее время алгоритмов еще очень далек от тех границ для выигрышей по энергетике, которые определены теорией.

Более высокие возможности многих специальных каскадных методов кодирования [8], которые обычно более эффективны, чем исходные алгоритмы, также еще весьма далеки от потенциальных теоретических пределов. Поэтому можно считать, что характеристики реально используемых систем кодирования могут быть еще значительно улучшены. Эту задачу и решают сейчас десятки тысяч исследователей, разрабатывающих новые методы кодирования с простым и эффективным декодированием.

Наконец, сделаем последнее, очень существенное замечание о представленных на рис. 4 графиках. Если требования к достоверности передачи данных растут, т. е. необходимая после декодирования в приемнике вероятность ошибки уменьшается, то потенциально достижимый уровень энергетического выигрыша также весьма быстро увеличивается. Это совершенно естественное свойство кодирования, поскольку в этом случае в системах без кодирования для обеспечения более высокой достоверности следует увеличивать мощность передатчика, тогда как при использовании многих достаточно эффективных кодов повышение достоверности можно обеспечить только за счет более сложной обработки (декодирования) применяемых кодов.

Отсюда можно сделать последний, очень важный вывод, касающийся использования систем исправления ошибок передачи по каналам с большим шумом на основе корректирующих кодов. По мере развития методов передачи цифровых данных будут постоянно расти и требования к эффективности применения помехоустойчивого кодирования, т. е. к получению все более высоких уровней энергетического выигрыша кодирования. Это означает, что роль **эффективных декодеров** корректирующих кодов в системах передачи цифровых данных будет только **стремительно возрастать**. Это требует уделять постоянное серьезное внимание созданию современных систем кодирования во всех организациях, проектирующих сети и системы цифровой связи.

3. Экономическая ценность применения кодирования

Зарубежные специалисты оценивали каждый дополнительный 1 дБ ЭВК, полученный на основе помехоустойчивого кодирования, в миллион долларов более 20 лет назад [2]. Сейчас важность обеспечения все более высоких уровней ЭВК и роста достоверности передаваемых данных многократно возросла,

поскольку при этом можно значительно уменьшать размеры очень дорогих антенн или повышать дальность связи, увеличивать скорость передачи или снижать необходимую мощность передатчика, а также улучшать другие, очень существенные параметры систем связи. Именно поэтому проблеме увеличения ЭВК во всем мире уделяется огромное внимание, а достоинства простых и эффективных алгоритмов декодирования невозможно переоценить.

Заметим, что задача полного использования энергетики каналов связи становится также все более актуальной как из-за технических и экологических ограничений на мощность излучаемых сигналов, так и из-за конечной емкости полосы частот, выделяемой для тех или иных систем связи. Поэтому, хотя рост вычислительных возможностей, закладываемых в аппаратуру связи, позволяет решать многие сложные задачи, принципиально не доступные ранее, проблема повышения ЭВК на длительное время останется актуальнейшей задачей связи для многих типов каналов и коммуникационных сетей.

В связи с этим отметим, что, как подчеркивалось в технической литературе и в большом числе публикаций по тематике эффективного применения помехоустойчивого кодирования, во многих случаях применения цифровой связи, например, в локальных цифровых сетях, необходимость снижения энергии передачи при фактическом отсутствии помех и небольших расстояниях между компьютерами вообще не возникает. В этих сетях применение мощных средств повышения достоверности передачи обычно не требуется.

В то же время в сетях спутниковой и космической связи, где вопросы экономии полосы частот и энергетических ресурсов передатчика относятся к чрезвычайно важным, именно помехоустойчивое кодирование позволяет очень эффективно решать проблемы достоверной связи на приемлемой экономической основе. В этом случае отказ от реализации мощных систем помехоустойчивого кодирования всегда приводит к тому, что фактическая емкость (пропускная способность) каналов в таких сетях всегда используется крайне неэффективно. В системах без кодирования обычно невозможно обеспечить использование потенциальной емкости каналов более, чем на несколько процентов. Поэтому с экономической точки зрения затраты на создание таких систем связи оказываются в десятки, а иногда даже

сотни раз большими, чем в правильно спроектированных системах с применением помехоустойчивого кодирования и теми же параметрами пропускной способности (емкости) каналов связи.

Из приведенного сопоставления следует, что любые коммерческие и многие другие системы цифровой связи, использующие каналы с дефицитными энергетическими и частотными ресурсами, никогда не выдержат конкурентной борьбы с правильно построенными современными системами связи, использующими эффективные методы помехоустойчивого кодирования.

Многие другие вопросы, связанные с решением проблем создания систем помехоустойчивого кодирования, рассмотрены в [11] в разделе «Ваши вопросы о кодировании» и на научно-образовательной странице этого веб-сайта: www.mtdbest.iki.rssi.ru. Изложенные там ответы на вопросы и дополнительные сведения о кодах могут помочь специалистам в выборе правильных решений при реализации кодирования в цифровых системах связи.

4. Соотношение частотной и энергетической эффективности

При проектировании конкретных систем связи всегда важно оценивать условия, в которых будут работать те или иные системы и узлы коммуникационного комплекса. Например, при вариации такого важного параметра, как кодовая скорость R , нужно выбрать такую степень расширения полосы частот при кодировании, равную, очевидно, $v = 1/R$, которая позволит реализовать систему помехоустойчивого кодирования с умеренной сложностью аппаратуры декодирования принятых сообщений на приемной стороне.

Кроме того, полезно знать величину конкретного отношения битовой энергетики сигнала к спектральной плотности мощности шума в канале связи E_b/N_0 для проектируемой системы связи. Она тоже показывает, как далеко отстоит создаваемая система связи по выбранным параметрам системы кодирования от теоретических границ, определяемых основным теоретическим ограничением $R < C$. Это сопоставление параметров аналогично сравнению систем по уровню ЭВК и обычно также оказывается весьма полезным.

Поэтому при создании систем кодирования после выбора того конкретного уровня достоверности (или, что то же самое,

вероятность ошибки на бит декодированных данных), который будет обеспечивать проектируемая система кодирования, полезно поместить точку, соответствующую выбранным параметрам R и E_b/N_0 , на представленный на рис. 5 график для предельных соотношений R и E_b/N_0 [11]. В качестве примера на график помещена точка A , соответствующая AB с $K = 7$, для которого $R = 1/2$ и $E_b/N_0 = 4,5$ дБ.

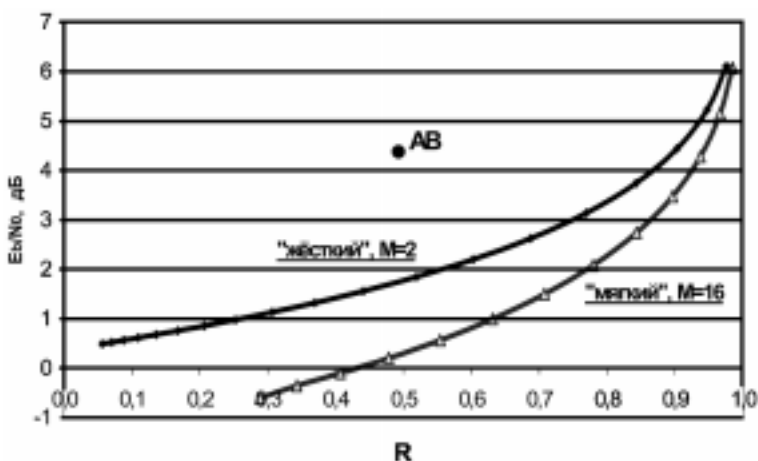


Рис. 5. Зависимость минимально возможного отношения битовой энергии сигнала к спектральной плотности мощности шума в двоичном гауссовском канале E_b/N_0 от выбора кодовой скорости R

Как видно из представленных на рис. 5 графиков предельно возможной энергетики гауссовского канала для жесткого и мягкого модемов, разница по минимальному отношению E_b/N_0 для этих двух типов модемов, как и на рис. 4, составляет порядка 2 дБ. Особенно существенно для многих приложений, что с ростом кодовой скорости R теоретическая граница для предельно достижимой энергетики E_b/N_0 перемещается вверх, что является серьезным ограничением в выборе уровня избыточности кодирования. Во многих системах связи нет чрезвычайно жестких требований к минимизации расширения спектра сигнала из-за введения кодирования. Поэтому обычно можно ориентироваться на рекомендации, согласно которым желательно выбирать

кодovou скорость R , не большую, чем $R_L = 0,8$. Достаточно типичными значениями кодовой скорости R можно считать $R = 3/4$ и $R = 1/2$, а при необходимости получения рекордно малых значений E_b/N_0 в системах дальней космической связи часто рекомендуют $R = 1/4$ и даже более низкие ее значения. Как известно, в пределе при $R \rightarrow 0$ теоретически возможно достижение уровня энергетики порядка $E_b/N_0 = -1,6$ дБ.

5. Многопороговое декодирование для спутниковых систем

Среди различных методов декодирования в высокоскоростных спутниковых каналах важное место занимают многопороговые декодеры (МПД). Теоретические основы и характеристики этих очень простых и одновременно весьма эффективных методов коррекции ошибок изложены более чем в 150 публикациях различных авторов, в том числе в [4–6]. Эти декодеры, являющиеся модификацией простейшего порогового декодера (ПД) Месси [7], в процессе контроля принятых кодовых последовательностей многократно исправляют информационные символы пришедшего из канала сообщения. МПД относятся к итеративным процедурам коррекции ошибок и обладают уникальным свойством стремления к решению оптимального переборного декодера, сохраняя при этом линейную от длины кода сложность реализации. С ростом длины кодового ограничения n_A и увеличением числа итераций декодирования I характеристики МПД быстрее стремятся к оптимальным, чем в случае использования более коротких кодов и только двух-трех попыток исправления ошибок.

Типичная схема МПД для сверточного кода с $I = 3$ итерациями декодирования представлена на рис. 6 [6, 14].

Как следует из структуры представленного на рис. 6 сверточного МПД, он обладает высокой степенью однородности и выполняет совсем небольшое число операций с небольшими целыми числами.

6. Сложность реализации МПД

Главным достоинством МПД является очень низкая сложность декодирования. Как и в случае обычного ПД, процедура декодирования состоит в суммировании проверок на входе по-

рогового элемента T_i , сравнении с порогом и изменении декодируемого символа и проверок, если этот порог превышен [11, 13]. Число итераций декодирования I в этом случае обычно равно $I = 3-50$, а общая сложность декодирования с помощью МПД для кода с выбранным кодовым расстоянием d оценивается для $d < 25$ как $N_1 \sim (d + 2)(I + 4)$ на каждый информационный бит кода. Это достаточно малые затраты на вычисления для типичного алгоритма, работающего при большом уровне шума канала.

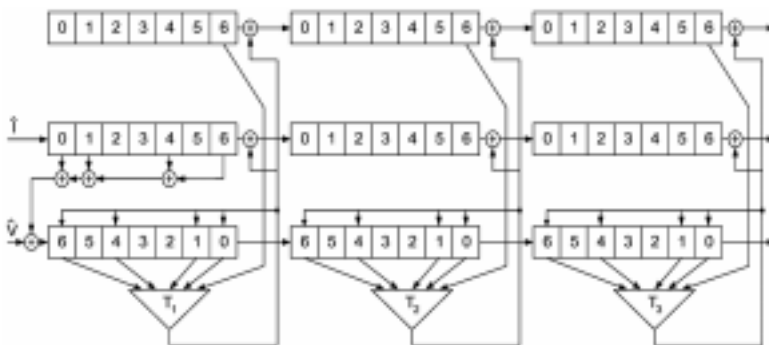


Рис. 6. Схема многопорогового декодера (МПД) сверточного кода с $I = 3$ итерациями, $R = 1/2$ и кодовым расстоянием $d = 5$

Но если при тех же условиях возможно небольшое ухудшение характеристик МПД примерно на 0,1 дБ по энергетике, что обычно вполне допустимо, то объем необходимых вычислений МПД еще более многократно упрощается:

$$N_2 \sim 4d + 3I. \quad (2)$$

Подчеркнем, что при оценке затрат МПД на декодирование одного бита согласно (2) формально определяемая **сложность** как число операций у МПД примерно **на 2 порядка (!!!) меньше**, чем у турбоподобных кодов с сопоставимой энергетической эффективностью [6, 12]. Например, результаты сравнения МПД и алгоритмов для турбокодов [11] действительно показали разницу в скорости программных реализаций этих декодеров при одинаковых по уровню шума условиях до 70 раз даже без оптимизации параметров МПД. Добавим к этому, что при чисто формальных оценках особенная сложность некоторой части операций, выполняемых при декодировании турбокодов, вооб-

ше не учитывается. Поэтому реальная разница в сложности реализации МПД и турбоподобных кодов еще более значительна.

7. Характеристики декодирования в каналах типа ДСК

На рис. 7 представлены возможности МПД и АВ в канале ДСК. На нем даны графики зависимости эффективности декодирования на основе МПД для разных длин кодов, поскольку длина кода полностью определяет размеры кодера, который должен находиться на борту летательного аппарата (ЛА), и оказывается достаточно критическим параметром системы кодирования, входящей в состав комплекса ДЗЗ. Кривые вида M100h относятся к коду длины $n_A = 100$, декодируемому с помощью МПД с не более чем $I = 10$ итерациями, а кривые M300h и M1000h соответствуют кодам с длинами 300 и 1000. Наконец, график, обозначенный как H4, относится к особенно мощной системе кодирования/декодирования в ДСК для кода длины 10000 и $I \sim 20$ итерациями декодирования.

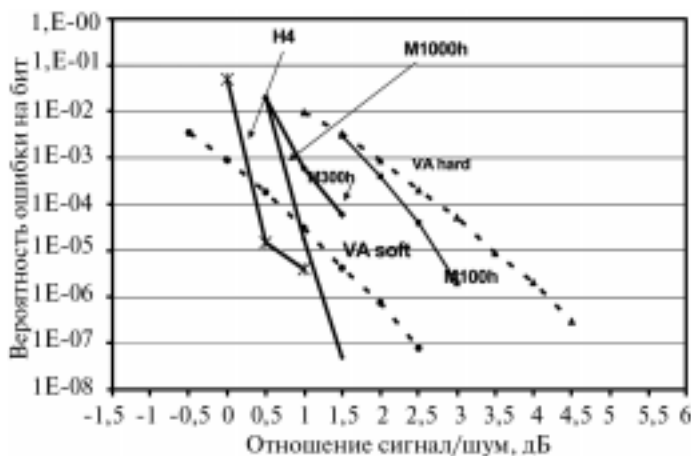


Рис. 7. Характеристики некоторых эффективных алгоритмов декодирования в каналах типа ДСК

Для удобства сопоставления возможностей МПД и АВ на этом же графике показаны характеристики АВ для стандартного

кода с $K = 7$ и $R = 1/2$ как в ДСК, так и в гауссовском канале с мягким модемом (оба — пунктирные линии).

Как следует из вида графиков, в канале типа ДСК достаточно эффективными при вероятностях ошибки декодирования $P_b(e) \sim 10^{-6}$ и менее будут МПД для кода длины порядка 1000. При этом аппаратная версия МПД на приемной стороне будет также очень простой, быстродействующей и гораздо более эффективной, чем даже АВ с мягким модемом. Это оказывается возможным из-за фактически оптимального декодирования достаточно длинного кода на основе алгоритма МПД.

В качестве еще одного возможного перспективного варианта кодирования, представленного на рис. 7, можно рассматривать и очень длинный код Н4. Однако целесообразность его применения можно обсуждать только после детального анализа характеристик кодера такой системы кодирования на борту ЛА.

8. Характеристики МПД-декодеров в гауссовских каналах

На рис.8 показаны характеристики МПД-алгоритмов для гауссовского канала и мягких модемов с параметрами, аналогичными рассмотренным на графиках рис. 7 для канала ДСК. Тут же указаны возможности «жесткого» и «мягкого» АВ, также перенесенные с рис. 7.

Как и для случая канала ДСК, характеристики всех МПД построены как предварительные, с числом итераций во всех случаях, равным $I = 10$. Исключением является самый левый на рис. 8 график МТД-25 очень эффективного и длинного кода (его длина кодового ограничения $n_A = 5000$ бит) с $I = 25$. Кроме того, представлены пунктирные графики для жесткого и мягкого стандартного АВ для кода «длины» 7, возможности МПД для сверточных кодов с длинами n_A , равными 100, 300, 1000. Дополнительно приведен также график «МПД асимпт» для случая оптимального декодирования при использовании кодов с $d = 11$.

Поскольку на рис.8 для МПД использовались коды именно с $d = 11$, эта нижняя оценка хорошо отображает вместе с графиками для МПД его возможности как алгоритма, который при очень малых вычислительных затратах обеспечивает практически оптимальные характеристики, обычно достижимые только для переборных экспоненциально сложных методов. Анализ последних публикаций о возможностях МПД показывает также,

что при других значениях R и d характеристики МПД оказываются столь же высокими, как и при параметрах, представленных на рис. 8 [11, 14].

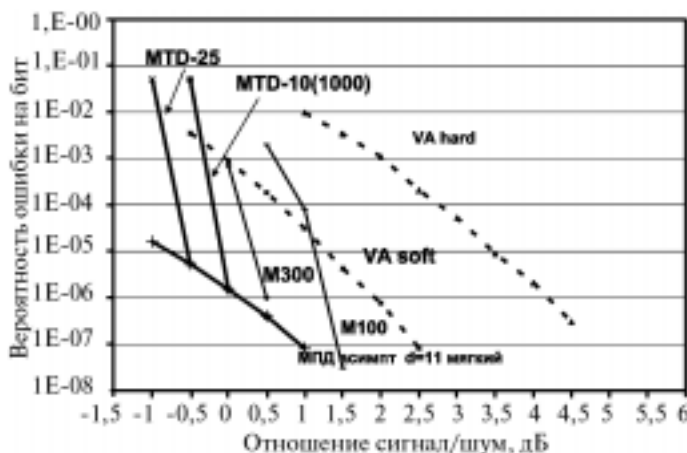


Рис. 8. Характеристики «мягких» МПД и АВ в гауссовском двоичном канале связи

Сравнение возможностей МПД и АВ показывает, что во всех рассмотренных случаях применения МПД обеспечиваемая им энергетика оказывается на 1–2 дБ лучшей, чем при использовании АВ. Заметим, что при аппаратной реализации МПД будет, как показано в [11, 12], весьма быстродействующим. Поэтому можно утверждать, что применение МПД с точки зрения выбора критериев сложности и эффективности намного предпочтительнее, чем АВ.

Подчеркнем, что реализуемость предлагаемых методов не вызывает никаких вопросов, поскольку, например, очень простые высокоскоростные сверточные МПД с ЭВК на уровне $G \sim 7,5$ дБ при $P_b(e) \sim 10^{-6}$ в настоящее время разрабатываются на базе ПЛИС Xilinx и проходят весь цикл испытаний буквально в течение нескольких месяцев вместе со всеми необходимыми подсистемами синхронизации. Их быстродействие во всех случаях превышает 50 Мбит/с и может быть еще существенно повышено.

Значительное ускорение проектирования МПД с различными параметрами возможно при использовании программно-аппаратного комплекса «Имитатор цифровых спутниковых каналов и лучших систем кодирования», который значительно ускоряет работы по оценке характеристик и возможностей реализации кодирования, в том числе и в системах ДЗЗ. В него включены основные лучшие известные на текущий момент системы кодирования и будут оперативно добавляться все вновь появляющиеся эффективные методы декодирования. Возможности «Имитатора» детально описаны на научно-образовательной страничке веб-сайта [11]. Его возможности использовались при оценке эффективности многих декодеров, представленных в данной работе. Там же, в [11], помещена доступная для свободного использования демоверсия «Имитатора», позволяющая оценить возможности использования этого «Имитатора» при оценке эффективности применения кодов в разных цифровых каналах. Многие вопросы создания систем кодирования должны обсуждаться в процессе подготовки и детализации каждого конкретного реального ТЗ на систему кодирования. Большинство тех пунктов такого ТЗ, которые следует обсуждать заказчику и исполнителю, также перечислены на научно-образовательной страничке в [11].

Вопросы сравнения каскадных методов кодирования были рассмотрены в [6,14]. Открытие принципа каскадирования [8] сыграло революционную роль в развитии теории корректирующих кодов. При каскадной организации схем кодирования/декодирования можно так аппаратно реализовать схему МПД, что его быстродействие оказывается на 2, а иногда и на 3 десятичных порядка большим, чем, например, у турбокодов. Это позволяет утверждать, что по критериям эффективности и сложности МПД существенно опережает другие каскадные схемы кодирования. По этому вопросу можно также обратиться к публикации [10,14].

9. Особенности применения кодирования в системах ДЗЗ

Основные особенности применения тех или иных методов помехоустойчивого кодирования в системах ДЗЗ состоят в том, что на космический аппарат (КА) помещается наиболее простая часть системы кодирования — кодер. Его пример был показан

на рис. 1. Он всегда представляет собой весьма небольшой блок памяти или несколько относительно коротких регистров сдвига. Доля всех других схемных элементов в кодере пренебрежимо мала.

Наиболее сложная часть системы кодирования — декодер — находится на приемной стороне системы связи. Это позволяет считать, что технические и технологические ограничения, которым должен удовлетворять такой декодер, находящийся обычно на Земле, оказываются достаточно мягкими и не идут ни в какое сравнение с теми ограничениями, которые имеют место на КА.

Основным требованием, которое следует учитывать при реализации ДЗЗ, является небольшой размер кодера на КА, что позволяет обеспечить минимизацию возможных искажений цифровых данных, находящихся в кодере и предназначенных для последующей передачи на Землю. Сопоставление параметров кодов, представленных на рис. 7 и 8, и оценки подверженности кодера искажению содержащихся в нем данных показывают, что, скорее всего, коды до длин порядка 1000 бит, которые и определяют размеры памяти кодера на КА, вполне могут быть использованы в системах ДЗЗ. Применение специальных мер проектирования систем связи для космических условий позволяет увеличить длины кодов в 10–100 раз и, соответственно, обеспечиваемый ими ЭВК до уровня, близкого к предельно возможному при умеренных дополнительных затратах, поскольку кодеры всегда остаются очень простыми и компактными устройствами.

Детальный анализ систем кодирования и выбор конкретных параметров кодов и декодеров, которые могут быть использованы в рассматриваемых приложениях, следует проводить с учетом всех особенностей проектирования и применения систем помехоустойчивого кодирования. Пример тех пунктов технического задания (ТЗ) на системы кодирования, которые желательно детально обсуждать при ее создании, представлен в [11]. Анализ этих пунктов ТЗ заказчиком и разработчиком системы кодирования позволяет создавать работоспособные и весьма эффективные системы повышения достоверности передачи цифровых данных.

Конечный выбор длин используемых кодов обычно связан с детальной проработкой ТЗ на систему кодирования по схеме [11] и с различными особенностями возможного искажения данных в памяти кодера, обычно находящегося в особых условиях.

Дальнейший анализ ситуации, выбор желаемого уровня ЭВК и наиболее предпочтительных кодов обычно проводится после уточнения рабочей модели возможных искажений данных, происходящих в таком кодере. Обсуждение этих проблем в разных научно-технологических коллективах показывает, что эта задача всегда имеет приемлемое решение.

Выводы

Появление хорошо зарекомендовавших себя многопороговых алгоритмов декодирования с очень простой реализацией, обеспечивающих характеристики декодирования, мало отличающиеся от оптимальных, создает принципиально новые возможности для реализации систем обмена данными в разнообразных проектах в аэрокосмической области.

В случае реализации высокоскоростных систем ДЗЗ алгоритмы типа МПД имеют столь большие преимущества перед всеми остальными методами коррекции ошибок, что можно считать — у него здесь нет вообще никаких конкурентов по стоимости и эффективности на скоростях выше 50 Мбит/с.

При постоянно наблюдаемом росте требований к достоверности передачи цифровых данных можно считать, что МПД может уже сейчас обеспечивать ЭВК порядка 7–9 дБ и более в таких высокоскоростных каналах связи, какими являются каналы в системах ДЗЗ, что составляет выигрыш $M = 5\text{--}8$ раз, и, возможно, в ближайшем будущем до $M = 10\text{--}15$ раз по величине возможного роста скорости передачи данных по сравнению с отсутствием кодирования и с достоверностью передачи, соответствующей вероятности ошибки на бит $P_b(e) \sim 10^{-6}\text{--}10^{-8}$.

К этому можно добавить, что современные все более мощные методы предварительной обработки исходной информации непосредственно на передающей стороне позволяют без заметных потерь сжимать некоторые типы данных в $K = 1,5\text{--}3$ раза, а после ограниченных дополнительных исследований, видимо, некоторые виды передаваемой первичной информации можно будет сжимать до 4–6 раз. Но это означает, что уже в настоящее время совместное применение тех мощных методов кодирования источника данных и канала, какими обладает сейчас теория информации, может обеспечить высококачественную передачу ценных научных данных на скоростях, в $M = 10\text{--}20$ раз превы-

шающих те уровни, которые достижимы без использования современных эффективных методов обработки информации.

Дополнительная целевая проработка ряда аспектов кодирования источника и канала может позволить уже в самом ближайшем будущем довести этот коэффициент ускорения скорости передачи M до величин порядка $M \sim 30-80$ при одновременном значительном росте на 2–4 десятичных порядка уровня достоверности передаваемых цифровых данных.

Достижение этих целей не потребует выделения больших ресурсов и значительных затрат, поскольку основные теоретические и экспериментальные результаты и необходимые для этого технологии, позволяющие добиться такой, конечно, очень высокой эффективности, уже разработаны или могут быть ускоренно доработаны и затем реализованы в соответствии с потребностями развития современных систем ДЗЗ.

Литература

1. *Золотарёв В.В.* Использование помехоустойчивого кодирования в технике связи // *Электросвязь*. 1990. № 7. С. 7–10.
2. *Берлекэмп Э.Р.* Техника кодирования с исправлением ошибок // *ТТИЭР*. 1980. Т. 68. № 5. С. 24–58.
3. *Кларк Дж., Кейн Дж.* Кодирование с исправлением ошибок в системах цифровой связи / Пер. с англ. М.: Радио и связь, 1987. 384 с.
4. *Золотарёв В.В.* Реальный энергетический выигрыш кодирования для спутниковых каналов // IV Междунар. конф. «Спутниковая связь — ICSC-2000». Т. 2. М.: МЦНТИ, 2000. С. 20–25.
5. *Самойленко С.И., Давыдов А.А., Золотарёв В.В., Третьякова Е.И.* Вычислительные сети. М.: Наука, 1981. 286 с.
6. *Золотарёв В.В., Овечкин Г.В.* Эффективные алгоритмы помехоустойчивого кодирования для цифровых систем связи // *Электросвязь*. 2003. № 9, 2003. С. 34–37.
7. *Месси Дж.* Пороговое декодирование / Пер. с англ. / Под ред. Ю.Л. Сагаловича. М.: Мир, 1966. 206 с.
8. *Форни Д.* Каскадные коды. М.: Мир, 1970. 292 с.
9. *Золотарёв В.В.* Реальный энергетический выигрыш кодирования для спутниковых каналов // IV Междунар. конф. «Спутниковая связь — ICSC-2000». Т. 2. М.: МЦНТИ, 2000. С. 20–25.
10. *Золотарёв В.В.* Характеристики каскадирования многопороговых декодеров для спутниковых каналов связи // V Междунар. конф.

- «Цифровая обработка сигнала и ее применение». М., 2003. С. 353–356.
11. *Золотарёв В.В.* Многопороговое декодирование (МПД) = Multithreshold Decoding (MTD) [Электрон. ресурс] / М.: ИКИ РАН. Электрон. дан. и прог.
Режим доступа: <http://www.mtdbest.iki.rssi.ru>, свободный. Яз. рус., англ.
 12. *Золотарёв В.В., Овечкин Г.В.* Сложность реализации эффективных методов помехоустойчивого кодирования // VI Междуна­род. конф.-выставка «Цифровая обработка сигналов и ее применение». Доклады-1. Тр. НТОРЭС им. А.С. Попова. Вып. VI-I. М., 2004. С. 220–222.
 13. *Zolotarev V.V.* The Multithreshold Decoder Performance in Gaussian Channels // Proc. of the 7th Intern. Symp. on Communication Theory and Applications. 13–18 July 2003. St. Martin's College, Ambleside, UK. P. 18–22.
 14. *Золотарёв В.В., Овечкин Г.В.* Помехоустойчивое кодирование. Методы и алгоритмы: Справочник / М.: «Горячая линия — Телеком», 2004. 126 с.

УДК 621.396.946.2

МНОГОПороГОВЫЕ ДЕКОДЕРЫ ДЛЯ СИСТЕМ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Ю.Б. Зубарев¹, В.В. Золотарёв², С.Е. Жуков¹

¹ Федеральное государственное унитарное предприятие,
научно-исследовательский институт «Радио», Москва

² Институт космических исследований РАН, Москва

Введение

Передача информации по реальным каналам связи существенно усложняется наличием помех и искажений в канале. Эффективным средством повышения достоверности передаваемой информации является применение помехоустойчивого кодирования. Ниже изложены основы новых методов коррекции ошибок, которые были применены в системе спутниковой связи, разработанной Федеральным государственным унитарным предприятием, научно-исследовательским институтом «Радио» (ФГУП НИИР). Эти методы сравниваются с рядом других алгоритмов декодирования помехоустойчивых кодов.

За последние десятилетия теория и техника помехоустойчивого кодирования продвинулась далеко вперед. Появились мощные коды и методы их декодирования, обеспечивающие работу систем связи вблизи пропускной способности канала. Наиболее общим показателем для качественной оценки методов декодирования является энергетический выигрыш кодирования (ЭВК). Он показывает величину допустимого снижения энергии, необходимой для передачи одного бита данных, при некоторой выбранной средней вероятности ошибки на бит $P_b(e)$ в случае использования тех или иных алгоритмов кодирования и декодирования, по сравнению со случаем, когда кодирование отсутствует.

По оценкам зарубежных специалистов, проведенным более 20 лет назад [1], каждый 1 дБ ЭВК дает экономический эффект в миллионы долларов. Сейчас ценность ЭВК еще более возросла, поскольку при этом можно уменьшать размеры очень дорогих

антенн или повышать дальность связи, увеличивать скорость передачи или снижать необходимую мощность передатчика, улучшать другие важные свойства систем связи. Заметим, что стоимость современных систем связи растет все быстрее и уже совершенно не сопоставима с теми затратами, которые были возможны несколько десятилетий назад. Кроме того, сейчас существенно возрастают взаимные помехи приему между различными системами, появляется все больше экологических ограничений на мощность передатчиков, усиливается потребность в резком увеличении скоростей обмена данными между сетями, а также необходимость в значительном росте достоверности передачи информации. В дальнейшем эти тенденции в условиях глобализации экономики и взрывной информатизации общества будут только усиливаться.

Возможность значительного повышения достоверности передачи данных играет особую роль в различных системах связи общего и специального назначения. Достижение значительно более высоких, чем обычно, уровней энергетического выигрыша позволяет решить еще целый ряд особо ценных задач при работе аппаратуры кодирования в системах, изначально предназначенных для функционирования в сложных и постоянно меняющихся условиях передачи и приема цифровых данных.

В первую очередь это относится к возможности снижения уровня дублирования каналов связи, поскольку при этом оказывается возможным обеспечить малые вероятности доставки или искажения передаваемых данных. Кроме того, как дополнительное, очень важное свойство системы связи, реализующей большие значения энергетического выигрыша кодирования (ЭВК), здесь следует рассматривать сам факт осуществления передачи в условиях низкого отношения сигнал/шум, чем характеризуются все высокоэффективные методы помехоустойчивого кодирования. При этом доля искаженных в канале связи битов данных может достигать 5 и даже 15 % от их общего числа. Это позволяет рассматривать такую передачу цифровых данных еще и как самозащищенную, поскольку правило восстановления данных (метод декодирования) может быть в принципе не понятно или регулярно изменяться, что полностью исключает в этих случаях возможность правильной оперативной интерпретации принятых цифровых потоков, например, при их несанкционированном приеме.

Наконец, в случаях необходимого высокого уровня достоверности передачи данных в высокоскоростных радиосистемах без каналов с обратной связью, по которым можно было бы осуществлять перезапрос неправильно принятых частей цифровых сообщений, применение помехоустойчивого кодирования позволяет полностью решить проблему высокой достоверности принимаемого цифрового потока. В спутниковых каналах, характеризующихся большой задержкой передаваемого сигнала, особенно для современных видов информации, требующих передачи больших массивов данных в реальном масштабе времени (мультимедиа, телеметрия, видео и т. п.), применение протоколов передачи данных без перезапроса является вынужденной необходимостью. Для этих каналов проблема повышения достоверности передачи информации выходит на первый план. Разумеется, при этом алгоритм помехоустойчивого кодирования должен быть достаточно быстродействующим, чтобы обеспечить высокоскоростную обработку входящего цифрового потока. Именно этот вариант условий работы системы без канала обратной связи и повышенные требования к достоверности принимаемых потоков являются основной причиной безусловной необходимости применения самых последних достижений теории и техники помехоустойчивого кодирования для каналов системы спутниковой связи, разработанной ФГУП НИИР.

Отсюда можно сделать очевидный вывод, что возрастание на несколько порядков (!) экономической (как и экологической, и вообще, системной!) ценности ЭВК на базе методов помехоустойчивого кодирования становится чрезвычайно актуальным аспектом уже осознанной необходимости внедрения теоретических достижений в сфере помехоустойчивого кодирования в практику создания компьютерных систем связи с использованием спутниковых каналов.

Принципы многопорогового декодирования

Рассмотренные в [2–6] методы многопорогового декодирования (МПД), которые реализуют разрабатываемые с 1972 г. принципы глобальной оптимизации функционала от большого числа переменных, оказались весьма перспективными итеративными алгоритмами в плане достижения высоких уровней

ЭВК при небольшой сложности их реализации в аппаратуре спутниковой и дальней космической связи.

Декодеры МПД, являющиеся развитием классического порогового алгоритма [7], обладают чрезвычайно важными свойствами [2]. Решения МПД при каждом изменении ими декодируемых информационных символов строго приближаются к решению оптимального декодера (ОД), обеспечивая реализацию этого процесса даже после нескольких десятков попыток коррекции кодового блока или потока символов сверточных кодов. Разумеется, для обеспечения высокой эффективности МПД при больших шумах канала необходимо всегда выбирать только специально построенные для него коды.

Характеристики декодирования

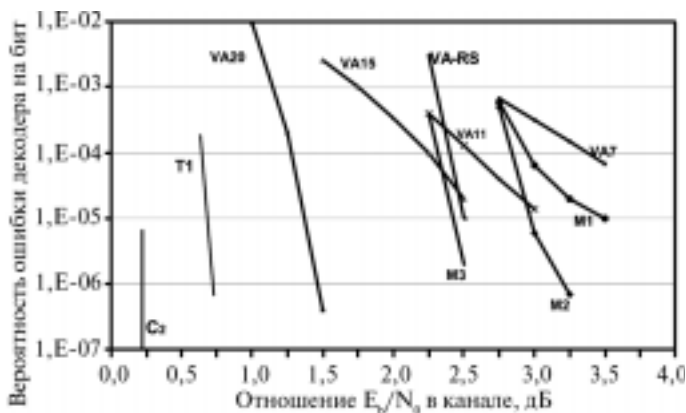
На рисунке показаны возможности различных алгоритмов декодирования как функции отношения битовой энергии передачи к спектральной плотности мощности шума канала $a = E_b/N_0$ для $R \sim 1/2$. Вертикальная линия C_2 соответствует пропускной способности канала $C = 1/2$ в гауссовом канале при $a = 0,2$ дБ. Графики ВАК показывают эффективность алгоритма Витерби (АВ) для длин кода $K = 7, 11, 15$ и 20 . Кривая Т1 соответствует лучшему турбокоду длины $n = 130\,000$ [8], а энергетика стандартной каскадной схемы для АВ с кодом Рида-Соломона (РС) дается графиком VA-RS.

Далее на рисунке представлены возможности некаскадных МПД для сверточных кодов. Кривая М1 приведена для очень простого сверточного МПД с $d_m = 9$, $I = 12$ итерациями и задержкой $L = 4800$ бит. Для $a > 3$ дБ решения МПД для этого кода совпадают с ОД (с полным перебором!).

Кривая М2 соответствует возможностям МПД с $L = 10\,000$, $d = 11$ и $I = 9$. Важно отметить, что он намного более эффективен, чем АВ с $K = 11$, который в настоящее время пока что трудно создать для высокоскоростных каналов. Этот МПД реализован в НИИР аппаратно на недорогих широкодоступных программируемых логических матрицах (ПЛИС) на информационной скорости более 80 Мбит/с.

Наконец, кривая М3 показывает возможности МПД для кода с $d_m = 13$, при задержке $L < 99\,800$ и $I < 35$. Очень существенно, что этот последний пример МПД эффективнее слож-

ной каскадной схемы стандартного АВ с РС. Представляется очевидным, что среди некаскадных схем декодирования характеристики МПД далеко опережают другие алгоритмы коррекции ошибок.



Использование МПД в каскадных кодовых конструкциях позволяет существенно улучшить возможности этого метода. Некоторые примеры каскадных схем с использованием МПД приведены в [4].

Сложность реализации алгоритма

Как отмечалось в [4, 9], главным достоинством МПД является крайне низкая сложность декодирования, определяемая как число операций на декодирование каждого информационного бита. Формально определяемая сложность — число операций у МПД — примерно на два порядка (~ 100 раз!) меньше, чем у турбоподобных кодов с сопоставимой энергетической эффективностью. Существенно, что при таких оценках особенная сложность части операций, выполняемых при декодировании турбокодов, не учитывается. Поэтому реальная разница в сложности реализации МПД и турбоподобных кодов еще более значительна. Построенные по этим принципам программные версии МПД показали, действительно, очень высокую производительность и эффективность декодирования в каналах с большим уровнем шума.

Подчеркнем, что существенная разница в эффективности МПД и других методов заключается в том, что этот метод при линейной от длины кода сложности декодирования обеспечивает при правильном проектировании практически оптимальное декодирование длинных кодов.

Особенности создания МПД-декодеров

При правильном проектировании МПД функция суммирования проверок легко может быть реализована аппаратно таким образом, что она будет полностью эквивалентной простому однотактному сумматору. При этом преимущество МПД по числу операций составляет относительно других методов уже более трех десятичных порядков. Поскольку МПД допускает столь же легкое распараллеливание операций, как и алгоритм Витерби, то даже применение простейших средств параллельного вычисления позволяет легко создавать и такие варианты МПД, которые на каждом такте работы устройства декодируют по несколько битов информационного потока как в блоковом, так и в сверточном вариантах своей реализации. Несомненно, что никакие другие алгоритмы декодирования никогда не приблизятся к этому уровню быстродействия.

Оптимизация схемы МПД

Все чрезвычайно высокие параметры декодирования этими методами обеспечиваются применением предельно простой, но результативной и очень мощной процедуры оптимизации функционала на базе процедур мажоритарного декодирования, чем достигается практически оптимальное декодирование длинных кодовых конструкций, доступное ранее только для коротких кодов и алгоритма Витерби. При этом важными оказываются не только простая по своей сути модификация мажоритарного декодирования, но и обязательный выбор весьма специфических кодов из класса самоортогональных, которые обеспечивают высокие характеристики при использовании МПД благодаря очень малой их подверженности эффекту размножения ошибок декодирования. Кроме того, не менее существенным моментом для успешного развития методов МПД является также то, что при

создании этих декодеров обязательным и очень эффективным этапом проектирования всегда является оптимизация всех параметров такого декодера: значений порогов, весов проверок, правил вычисления вспомогательных функций и надежности проверок. Число оптимизируемых параметров МПД может иногда достигать нескольких сотен. Поэтому при создании МПД последний этап может потребовать иногда до 99 % процессорного времени специального автоматизированного комплекса средств создания этих высокоэффективных декодеров. Принципиально важно, что после завершения всех этапов работ фазы проектирования МПД, по-прежнему, остается простейшей схемой обработки принятых потоков данных с очень высоким быстродействием. Но подбор наиболее точно соответствующих конкретному кодеку индивидуальных значений его параметров позволяет получить весьма значительный дополнительный прирост энергетического выигрыша без излишних аппаратных и вычислительных затрат. Разумеется, два последних обстоятельства не могли быть учтены в 60-е гг., когда были опубликованы некоторые совершенно справедливые результаты по низкой эффективности попыток простого повторного декодирования на основе мажоритарных схем.

Перспективой еще более эффективной реализации МПД, несомненно, является его применение и в первых каскадах систем двухэтапного кодирования и последующего декодирования. В условиях воздействия на трассу связи различных отрицательных факторов, приводящих к стохастическим флуктуациям уровня принимаемого сигнала, таких как: пересекающие гидрометеориты, различные помехи, нестабильности наведения антенных комплексов и другие причины, — эффективность применения МПД окажется еще более значительной, что в итоге обеспечит высокие тактико-технические возможности системы в целом. Это создаст, в свою очередь, условия для разработки новых эффективных систем специальной, ведомственной, правительственной и прочей связи с характеристиками, которые соответствуют теоретическим предельным возможностям кодирования, сформулированным в теории информации отечественными учеными под руководством академика В.А.Котельникова.

Результаты моделирования работы алгоритма МПД на ПЛИС свидетельствуют о действительно высокой эффективности МПД в каналах с большими скоростями передачи данных. Это является

еще одним подтверждением правильности основных технических решений, принятых при разработке систем спутниковой связи в НИИР.

Выводы

Огромное преимущество МПД перед всеми другими схемами декодирования по числу операций, оценки которых были даны выше, давно опубликованные результаты по методам сжатия данных, многопозиционным системам модуляции [10], а также другие возможности этого очень эффективного алгоритма позволяют считать, что к настоящему времени все принципиальные задачи предпринятых теоретических и прикладных исследований МПД успешно решены. Таким образом, после 30-летних исследований разработан широкий класс многопороговых алгоритмов, которые могут быть признаны основным методом кодирования для многих современных высокоскоростных систем связи с предельно возможными уровнями энергетического выигрыша и очень высоким быстродействием.

Характеристики МПД в области высоких шумов канала при разумном выборе кодовых скоростей и вероятностей ошибки декодирования оказываются по энергетике канала всего примерно на 1 дБ меньшими, чем это допускают теоретические границы. В дальнейшем эта разница может быть дополнительно уменьшена без чрезмерных вычислительных затрат.

Но даже полученные к настоящему времени результаты позволяют утверждать, что основная проблема теории помехоустойчивого кодирования — эффективное простое декодирование вблизи пропускной способности канала — успешно решена на базе многопороговых алгоритмов и в дальнейшем будет представлять собой только технологическую задачу реализации на более компактных, простых и быстродействующих программных и аппаратных средствах.

Хорошим подтверждением этому являются как многолетняя работа алгоритмов МПД в уже разработанных в НИИР системах, так и принятые многовариантные решения по развитию применения методов МПД в каскадных схемах системы спутниковой связи.

В настоящее время возможности технологии позволяют даже для высокоскоростных каналов создавать аппаратно-про-

граммные версии декодеров, которые будут успевать выполнять достаточно большое число операций с каждым декодируемым символом. Это создает условия для разработки все более сложных кодовых конструкций. Но те алгоритмы, которые нерационально используют вычислительные ресурсы, все же значительно проигрывают гораздо более простым методам, которые решают проблему декодирования более эффективно.

Несомненно, что проблемы сложности реализации кодирования сохранятся в обозримом будущем, а в связи с ростом скоростей обмена информацией требования более простой реализации декодеров будут все актуальнее. Самыми дешевыми при всех вариантах реализации окажутся те алгоритмы, которые выполняют только очень простые, однородные и быстрые операции. Наиболее полно этим требованием удовлетворяют МПД. А соответствие его возможностей характеристикам самых сложных алгоритмов делает МПД еще более привлекательным. Конечно, в случае необходимости достижения уровней энергетического выигрыша, сравнимого с турбокодами, размеры памяти МПД и число выполняемых им операций сложения заметно возрастают. Но даже в этом случае сложность их реализации останется, видимо, существенно меньшей. Однако необходимость реализации декодеров для аппаратуры связи с энергетикой всего на несколько десятых децибела, т. е. всего на 2–4 % меньше предельно возможных значений, требует более глубокой технологической проработки и обоснования. Видимо, эти вопросы станут действительно актуальными не ранее, чем через несколько лет.

Таким образом, последнее десятилетие создало условия для достижения в реальной каналообразующей аппаратуре систем связи уровня энергетики, весьма близкого к теоретическим пределам для каналов космической и спутниковой связи. Высокие характеристики могут обеспечить всего несколько методов. Но учет проблемы сложности при сопоставимых уровнях ЭВК показывает, что в этом случае алгоритмы на базе МПД сохраняют близость по своей сложности реализации к простейшему декодеру порогового типа и поэтому в большинстве случаев применения кодирования являются наиболее предпочтительным алгоритмом декодирования в приемлемых по стоимости высокоскоростных системах связи.

Представленные возможности МПД демонстрируют высокий уровень российских разработок в сфере систем связи различного

назначения. Успешная длительная работа декодеров, реализующих этот алгоритм, в системе спутниковой связи, разработанной в НИИР, и новые разработки метода, которые обеспечивают повышение достоверности передачи данных в этой системе, создают хорошие условия для обеспечения широкого применения МПД-декодеров в системах связи самого широкого назначения.

Дополнительная информация по данному вопросу представлена на веб-сайте www.mtdbest.iki.rssi.ru.

Литература

1. Берлекэмп Э.Р. Техника кодирования с исправлением ошибок // ТИИЭР. 1980. Т. 68. № 5.
2. Вычислительные сети / Самойленко С.И., Давыдов А.А., Золотарёв В.В. и др. М.: Наука, 1981.
3. Золотарёв В.В., Овечкин Г.В. Эффективные алгоритмы помехоустойчивого кодирования для цифровых систем связи // Электросвязь. 2003. № 9. С. 34–37.
4. Золотарёв В.В. Реальный энергетический выигрыш кодирования для спутниковых каналов // 4-я Международная конференция. Спутниковая связь — ICSC-2000. Т. 2. МЦНТИ. 2000.
5. Zolotarev V.V. The Multithreshold Decoder Performance in Gaussian Channels // Proc. of the 7th Intern. Symp. on Communication Theory and applications. ISCTA'03, Jul., 2003. Ambleside. UK. P. 18–22.
6. Золотарёв В.В. Характеристики каскадирования многопороговых декодеров для спутниковых каналов связи // 5-я Международ. конф. «Цифровая обработка сигнала и ее применение». Доклады-2. М. 2003. С. 353–355.
7. Мессис Дж. Пороговое декодирование. М.: Мир, 1966.
8. Berrou C., Glavieux A., Thitimajshima P. Near Shannon Limit Error-Correcting Coding and Decoding: Turbo-Codes // Proc. of ICC'93. Geneva Switzerland. May. 1993.
9. Золотарёв В.В. Энергетическая эффективность новейших методов помехоустойчивого кодирования // Современ. и перспектив. разработки и технологии в космич. приборостроении: Сб. докл. выездного семинара ИКИ РАН, Таруса, 2003 г. М.: ИКИ РАН, 2004. С. 312–318.
10. Золотарёв В.В. Алгоритмы кодирования символьных данных в вычислительных сетях // Вопросы кибернетики. ВК-106. 1985. С. 27–31.

УДК (083.74)

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ СИСТЕМЫ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА (СМК)

В.Н. Худобин

Институт космических исследований РАН, Москва

Постановлением Госстандарта от 15.08.2001 г. № 332-ст., № 333-ст. введен в действие ГОСТ Р ИСО 9000-2001, ГОСТ Р ИСО 9004-2001 и принято решение об отмене ГОСТ Р ИСО 9001-96 с 15.12.2003 г.

В соответствии с Постановлением все организации, имеющие сертификаты системы качества, должны перейти на сертификаты системы менеджмента качества.

Согласно приказу по институту № 103 от 23.05.2003 г. необходимо было осуществить в ИКИ РАН переход на СМК. Был разработан план перехода, и такой переход был выполнен, что подтвердила комиссия ЦСКТ по инспекционному контролю, выдав сертификат соответствия СМК.

Общие положения

Семейство стандартов ИСО 9000 было разработано для того, чтобы помочь организациям внедрить и обеспечить функционирование эффективных систем менеджмента качества.

- ГОСТ Р ИСО 9000-2001 раскрывает основные положения СМК и устанавливает терминологию для СМК.
- ГОСТ Р ИСО 9001-2001 определяет требования к СМК 'аправлен на повышение удовлетворенности потребителей.
- ГОСТ Р ИСО 9004-2001 содержит рекомендации, рассматривающие как результативность, так и эффективность СМК. Целью стандарта является улучшение деятельности организаций и удовлетворенность потребителей и других заинтересованных сторон.
- ГОСТ ИСО 19011-2003 содержит методические указания по аудиту СМК и по охране окружающей среды.

Принципы СМК

Для успешного руководства организацией и ее функционирования необходимо направлять ее деятельность и систематически управлять прозрачным способом. Успех может быть достигнут в результате внедрения и поддержания в необходимом для работы состоянии СМК.

Восемь принципов СМК определены для того, чтобы руководство могло опираться на них, с целью улучшения деятельности организации.

1. *Ориентация на потребителя.*

Организация зависит от потребителей, должна понимать их требования и стремиться превзойти их ожидания.

2. *Лидерство руководителя.*

Руководители обеспечивают единство цели и направление деятельности организации. Они должны создавать и поддерживать внутреннюю среду, в которой работники могут быть полностью вовлечены в решение задач организации.

3. *Вовлечение работников.*

Работники всех уровней составляют основу организации, их полное вовлечение в решение её задач дает возможность с выгодой использовать их способности.

4. *Процессный подход.*

Желаемый результат достигается эффективнее, когда деятельностью и соответствующими ресурсами управляют как процессом.

5. *Системный подход к менеджменту.*

Выявление, понимание и менеджмент взаимосвязанных процессов как системы содействует результативности и эффективности организации при достижении ее целей.

6. *Постоянное улучшение.*

Постоянное улучшение деятельности организации в целом следует рассматривать как ее неизменную цель.

7. *Принятие решений, основанное на фактах.*

Эффективные решения основываются на анализе всей информации.

8. *Взаимовыгодные отношения с поставщиками.*

Организация и ее поставщики взаимозависимы, и отношения взаимной выгоды повышают способность обеих сторон создавать ценности.

Подход к системам менеджмента качества

Ступени подхода к СМК:

- а) установление потребностей и ожиданий потребителей и других заинтересованных сторон;
- б) разработка политики и целей организаций в области качества;
- в) установление процессов и ответственности, необходимых для достижения целей в области качества;
- г) определение необходимых ресурсов и обеспечение ими для достижения целей в области качества;
- д) разработка методов для измерения результативности и эффективности каждого процесса;
- е) применение данных этих измерений для определения результативности и эффективности каждого процесса;
- ж) определение средств, необходимых для предупреждения несоответствий и устранения их причин;
- з) разработка и применение процессного подхода для постоянного улучшения СМК.

Оценивание СМК

При оценке СМК следует ответить на четыре основных вопроса в отношении каждого оцениваемого процесса:

- а) выявлен ли и определен соответствующим образом процесс выполнения СМК?
- б) распределена ли ответственность?
- в) внедрены и поддерживаются ли в рабочем состоянии процедуры выполнения СМК?
- г) эффективен ли процесс достижения требуемых результатов?

Аудит СМК

Аудит СМК применяют для определения степени выполнения требований к СМК. Заключение аудиторов используют для

оценки эффективности СМК и определения возможностей для улучшения.

Анализ СМК

Одна из задач высшего руководства — проведение регулярного и систематического оценивания пригодности, адекватности, эффективности и результативности СМК, с учетом политики и целей в области качества. Этот анализ может включать рассмотрение необходимости адаптации политики и целей в области качества в ответ на изменение потребностей и ожиданий заинтересованных сторон.

Анализ включает установление потребностей в действиях, определяющих работу СМК.

Кроме вышеуказанных направлений, в СМК должны использоваться самооценка работы организации, стремление к постоянному улучшению СМК на основе статистических данных.

Мы рассмотрели основные представления о СМК, требования к ним, условия выполнения и основные направления, согласно которым можно осуществлять управление СМК.

Рассмотрим работы, выполненные институтом.

Для осуществления перехода на СМК Институт заключил договор с Центром сертификации космической техники (ЦСКТ) о проведении инспекционного контроля с целью подтверждения права на получение сертификата на СМК при выполнении соответствующих требований. При этом особое внимание было уделено расширению области применения. Это расширение области применения дает возможность получить лицензии по космической деятельности. Без получения сертификата СМК лицензии не выдаются.

Целью проверки готовности к переходу института на СМК являлись:

- 1) оценка состояния и эффективности функционирования в 2003 г. сертифицированной системы качества;
- 2) проверка и оценка выполнения «Программы перехода от СК по ГОСТу Р ИСО 9001-96 к СМК по ГОСТу Р ИСО 9001-2001;
- 3) проверка и оценка СМК ИКИ РАН на соответствие требованиям Положений РК-98 КТ, РК-98, ГОСТ Р ИСО 9001-2001, ГОСТ СРПП ВТ, включая ГОСТ РВ 15.002,

ОСТ134-1028, при разработке, производстве, регламентных проверках, гарантийном обслуживании и авторском надзоре изделий РКТ научного, социально-экономического и двойного назначения.

Разработаны таблицы соответствия СМК ИКИ РАН требованиям ГОСТ Р ИСО 9001-2001, где определены процессы СМК, оценка соответствия СМК требованиям РК-98 Ю\РК-98, ГОСТ РВ 15.002. ГОСТ СРПП ВТ. ОСТ 134-1028-2001, указаны обозначения и наименования доказательных документов (так, например, в течение 2004 г. в качестве доказательных документов подготовлено и выпущено 7 стандартов предприятия (СТП)).

По результатам проведенного инспекционного контроля комиссия ЦСКТ рекомендовала выдать ИКИ РАН сертификат соответствия СМК.

Результаты инспекционного контроля изложены в специальном приложении к сертификату. Выданы также рекомендации в целях дальнейшего совершенствования СМК, повышения эффективности и результативности ее функционирования и обеспечения устранения недостатков, выявленных в процессе контроля фактической деятельности предприятия по СМК.

Разработан корректирующий план по выполнению рекомендаций.