

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*

<b>Наименование</b>	<b>Габариты, мм</b>	<b>Масса, г</b>
<b>ЦБЭ</b>		
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
<b>Метеокомплекс</b>		
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
<b>Панорамная камера</b>	∅30×120	100
<b>Десантный блок</b>		
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
<b>Антенна+ крепеж</b>	∅150×30	80
<b>Выдвижная штанга</b>	∅25×800	150
<b>Поверхностный зонд</b>		
Датчик температуры	∅5×60	15
Датчик влажности	10×35×20	30
Конструкция (штанга)	∅15×300	40
Кабель + разъем	350×4	20
Резерв		45
<b>ИТОГО</b>		<b>2680</b>

*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 пировавтоматики, 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 80С32 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	80С32
Максимальная тактовая частота процессора	24 МГц
Минимальная тактовая частота процессора <sup>1,2</sup>	
(используется в аварийном и дежурном режимах)	1 МГц
Объем оперативной памяти	8×128 К
Объем энергонезависимой ППЗУ <sup>1</sup>	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»;

<sup>1</sup> Может меняться для различных проектов.

<sup>2</sup> 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 дуплексер 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	$7\pm 1$ В
Уровни модулирующего сигнала:	
– логический нуль	(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).

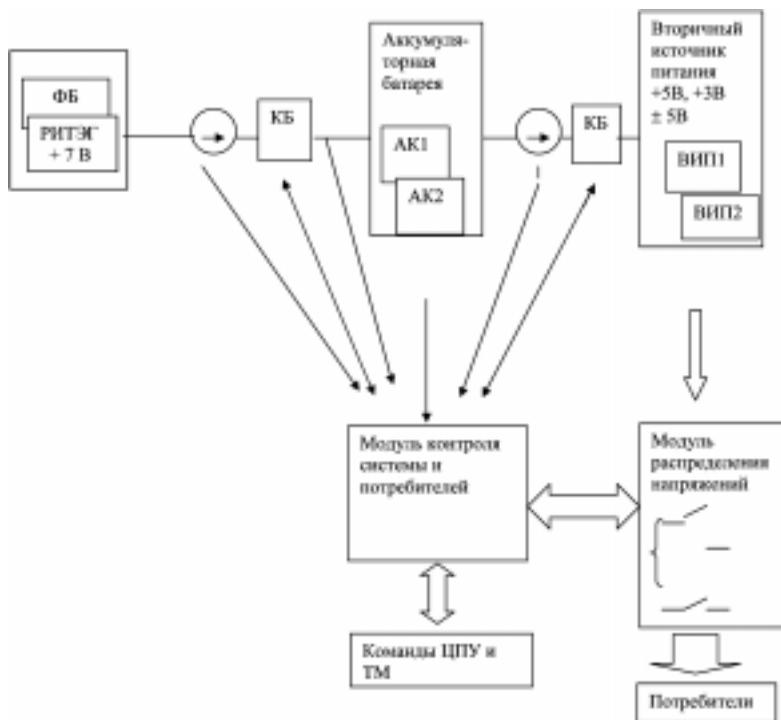


Рис. 2. Схема электропитания ММС

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 м<sup>2</sup>, удельная мощность 140 Вт/м<sup>2</sup>.

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 ВИПах 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  $\pm 5$  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 —  $8 \times 1024$  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 позволяют 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  $1^\circ\text{C}$ .

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  $1^\circ\text{C}$ .

#### **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 —  $\pm 15$  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  $1024 \times 1280$ ; угол поворота в азимутальной плоскости на  $360^\circ$ . 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  $90^\circ$  по диагонали,  $75^\circ$  по вертикали ( $50^\circ$  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  $1024 \times 1280$  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  $1024 \times 1280$  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 Maxon EC32BL 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  $+30$  °C, хранения — от  $-100$  до  $+50$  °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  $120^\circ$  в горизонтальной плоскости, имеющие угол  $135^\circ$  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.

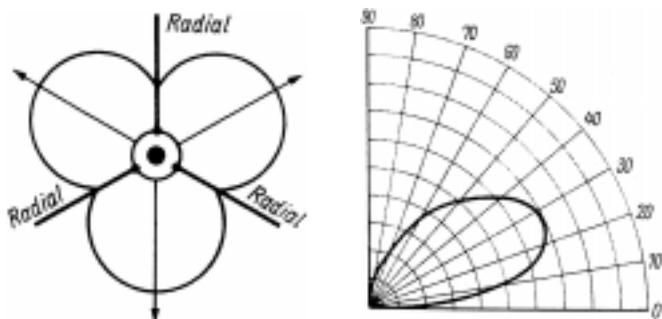


Рис. 4. H- (слева) и V-диаграммы (справа) антенны «Ground Plane»

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 развертывания 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 зачехленном 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  $0^\circ\text{C}$  составляет порядка 10 Ом.

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

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

Точность — не хуже  $1$  °С.

### *2.8.2. Датчик влажности*

Окончательный выбор датчика влажности на зонде будет произведен позднее.