

МИНИАТЮРНЫЙ ФУРЬЕ-СПЕКТРОМЕТР “АОСТ” ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

© 2009 г. **О. И. Кораблев*****, доктор физ.-мат. наук; **А. В. Григорьев***; **Ф. Монмесан****;
Б. Е. Мошкин*, канд. техн. наук; **Д. В. Пацаев***; **В. С. Макаров***; **С. В. Максименко***;
К. В. Гречнев*; **В. И. Котлов***, **Л. В. Засова***, канд. физ.-мат. наук; **А. В. Шакур***;
А.А. Федорова*, канд. физ.-мат. наук; **А. И. Терентьев***; **А. П. Экономов***, канд. техн. наук;
И. В. Хатунцев*; **Б. С. Майоров***; **Ю. В. Никольский***; **И. А. Маслов***; **А. Б. Гвоздев***;
Р. О. Кузьмин***, канд. геогр. наук.

* Институт космических исследований РАН, Москва

** Служба аэронавтики, Париж, Франция

*** Институт геохимии и аналитической химии им. Вернадского В.И. РАН, Москва

E-mail: <grirn@irn.iki.rssi.ru>

Фурье-спектрометр “АОСТ”, разрабатываемый для проекта “Фобос-грунт”, предназначен для дистанционного зондирования в области длин волн 2,5–25 мкм. Этот спектральный диапазон включает в себя как отраженное и пропущенное солнечное излучение, так и собственное тепловое излучение исследуемого небесного тела.

Максимальное спектральное разрешение с учетом аподизации составляет $0,9 \text{ см}^{-1}$, угол поля зрения – $2,5^\circ$. Прибор имеет собственные системы термостабилизации и двухосевого наведения, а также имитатор абсолютно черного тела для калибровки. Время регистрации одной интерферограммы составляет от 5 до 50 с. Масса прибора 4 кг, энергопотребление до 10 Вт.

Коды OCIS: 300.6190, 300.6300, 300.6340, 300.6390.

Поступила в редакцию 25.07.2008.

Введение

Фурье-спектрометрия широко использовалась и продолжает использоваться для исследования планет Солнечной системы [1]. С помощью двух модификаций прибора IRIS были получены инфракрасные (ИК) спектры Марса (космический аппарат (КА) Mariner-9), планет-гигантов и их крупных спутников (КА Voyager-1, -2). Венера была исследована с помощью фурье-спектрометра FS1/4 на КА Венера-15 [2]. При регулярных наблюдениях такие измерения, позволяющие исследовать как химический состав, так и термическую структуру атмосферы, открывают возможность климатического мониторинга. Более шести лет вел такой мониторинг с орбиты вокруг Марса фурье-спектрометр TES [3]. Эти наблюдения были продолжены с 2004 г. на КА Mars Express, на борту которого успешно работает фурье-спектрометр PFS, созданный по инициативе замечательного российского ученого В.И. Мороза. Читатели “Оптического журнала” могли ознакомиться с этим прибором в 2000 г. [4].

В настоящее время в России идет подготовка космической миссии “Фобос-грунт” – полет к спутнику Марса, основная цель которого – доставка на Землю образца грунта [5]. По плану миссии КА длительное время будет вращаться вокруг Марса на орбите, близкой к орбите Фобоса (высота около

6000 км). Это дает возможность провести дистанционные исследования Марса, с учетом, однако, строгого ограничения ресурсов КА, в основном отводимых под контактные исследования Фобоса.

Все фурье-спектрометры, работавшие до настоящего времени в космосе, имели массу, как правило, не менее 30 кг [6]. Самый легкий прибор, Mini-TES, установленный на марсоходах Spirit и Opportunity, имеет массу 2,4 кг, его спектральное разрешение составляет 10 см^{-1} , а наведение на объект осуществляется средствами марсохода [7]. В рамках проекта “Фобос-грунт” в Институте космических исследований РАН была поставлена задача получить новое качество наблюдений Марса при малой массе аппаратуры. Для реализации эксперимента создан ИК фурье-спектрометр “АОСТ”, предназначенный для получения спектра солнечного излучения, прошедшего через атмосферу на лимбе Марса, с высоким спектральным разрешением, спектров излучения атмосферы и поверхности Марса, а также спектра поверхности Фобоса. Масса прибора 4,1 кг, что примерно на порядок меньше массы прибора PFS на КА Mars Express (30,9 кг).

Проблема многократного снижения массы прибора решалась комплексно. Прежде всего пришлось пойти на уменьшение почти в 2 раза размеров оптических элементов, что скомпенсировано выбором методики наблюдений, направленной на решение

задач, не связанных с высоким пространственным разрешением прибора. Кроме того, применена максимально плотная компоновка прибора, при конструировании минимизировалась масса каждой детали без снижения жесткости, использованы самые современные электронные компоненты.

Научные задачи и план эксперимента

Сообщения об открытии метана на Марсе, поступившие в 2004 г. от трех независимых групп исследователей, вызвали большой резонанс. Поглощение в полосе 3,3 мкм было обнаружено в спектрах PFS [8] и по наземным наблюдениям [9]. По совокупности данных содержание метана в атмосфере Марса составляет 10 *ppb*, а время его распада в атмосфере Марса не более 300 лет, т. е. необходим постоянно действующий источник этого газа. Вопрос об источниках метана на Марсе подробно рассмотрен в работе [10], при этом не исключается его биогенное происхождение, т. е. наличие выделяющих метан живых микроорганизмов! Однако имеющиеся измерения пока вызывают много споров: обнаружение PFS близко к пределу его чувствительности, а наземные наблюдения, несмотря на высокое спектральное разрешение, осложнены большим поглощением метана в земной атмосфере.

Основной научной задачей эксперимента “АОСТ” является измерение содержания метана в атмосфере Марса с хорошим отношением сигнал/шум методом наблюдения Солнца, просвечивающего атмосферу Марса (режим “солнечного затмения”). Задача осложняется тем, что на полосу метана 3,3 мкм накладывается полоса поглощения воды. Однако наиболее сильная группа линий метана (Q-ветвь фундаментальной полосы), лежащая в области (3017–3019) см^{-1} , свободна от поглощения парами воды (рис. 1). Как видно, содержание метана на уровне 10 *ppb* дает глубину полосы около 4%. Расчетное отношение сигнал/шум при разрешении 0,9 см^{-1} по одной интерферограмме длительностью 5 с для этой полосы составляет около 500. Таким образом, накопление сигнала в течение одного сеанса “солнечное затмение” (около 20 спектров) позволяет достигнуть порога обнаружения порядка 1 *ppb*. Выбранное спектральное разрешение 0,9 см^{-1} является оптимальным, дальнейшее его улучшение не является благоприятным фактором из-за увеличения шума.

Методика солнечных затмений является самокалиброванной. Первый калибровочный спектр Солнца будет получен при расстоянии от линии визирования до лимба порядка 200 км, при этом вклад атмосферы отсутствует. Глубина полос самого сол-

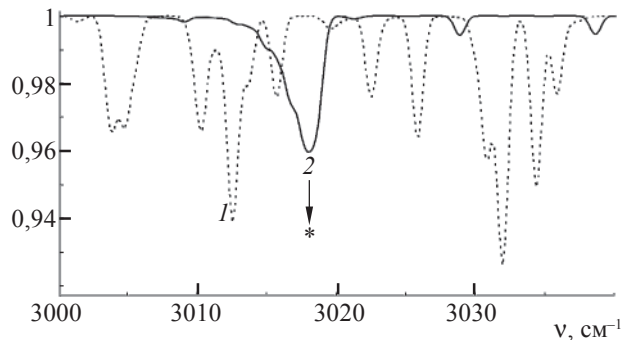


Рис. 1. Синтетические спектры солнечного излучения, прошедшего через атмосферу Марса, при расстоянии от линии визирования центра Солнца до лимба 10 км; спектральное разрешение с аподизацией 0,9 см^{-1} . 1 – пары воды (300 *ppm*), 2 – метан (10 *ppb*). * Полоса ν_3 метана не налагается на полосы H_2O , здесь нет полос CO_2 и CO .

нечного спектра не будет изменяться по мере погружения линии визирования в атмосферу, изменяют свою глубину только полосы атмосферных газов. Сеанс наблюдений “затмение” длится около 100 с. Длительность интерферограммы в этом режиме составляет 5 с, и 20 полученных спектров будут содержать искомую информацию, в том числе и о вертикальной структуре атмосферы. В то же время вертикальное разрешение на лимбе ограничено: оно определяется угловым размером солнечного диска (21' с Марса) и с орбиты Фобоса составляет около 50 км.

Другой актуальной научной задачей является исследование суточных закономерностей в атмосфере Марса. Дистанционный мониторинг климата, проводившийся до сих пор, дает о них лишь очень ограниченную информацию. Измерения, проводимые с американских КА на “картирующих” полярных орбитах, таких как Mars Global Surveyor [3] и Mars Reconnaissance Orbiter, жестко привязаны к 2 часам дня и ночи. Местное время измерений со спутника Mars Express дрейфует в зависимости от сезона на Марсе, что сильно осложняет интерпретацию измерений. Орбита Фобоса, три раза в сутки обращающегося вокруг Марса, предоставляет уникальную возможность исследования суточных и других кратковременных атмосферных циклов в низких, а при использовании возможностей сканера “АОСТ” и в средних широтах Марса. Измерения диска Марса будут проводиться при каждой возможности; при этом будет получена информация о термической структуре (по полосе CO_2 $\lambda = 15$ мкм) и составе атмосферы, содержании пыли и облаках из водяного льда, их суточных вариациях.

Таблица 1. Режимы работы и основные параметры прибора

Параметр	Режим работы		
	Затмение	Атмосфера	Поверхность
Рабочая область спектра, мкм	2,5–25	5–25	2,5–6
Спектральное разрешение, см ⁻¹	0,9	2	7
Угол поля зрения, угл. град	2,5		
Длительность интерферограммы, с	5	50	50
Сигнал/шум	100–500	10–500	10–500

Также в тепловом диапазоне, по мере приближения КА к Фобосу, будет измеряться спектр излучательной способности поверхности спутника с целью исследования его минералогического состава. После посадки пространственное разрешение таких измерений составит несколько сантиметров.

Более полный список научных задач включает:

1. Измерение содержания метана и других малых составляющих, высотное распределение этих газов и аэрозоля (в режиме “солнечного затмения”).

2. Измерение суточных и сезонных вариаций в атмосфере вертикального профиля температуры, содержания водяного пара и других малых составляющих, аэрозолей (пыль и конденсационные облака). Исследование неравновесных атмосферных эмиссий.

3. Глобальное картирование минералогического состава поверхности Фобоса, определение теплофизических параметров реголита. Исследование спектра поверхности в месте посадки с пространственным разрешением до нескольких сантиметров (по наблюдениям Фобоса).

В зависимости от решаемой задачи работа прибора происходит в одном из трех режимов, указанных в табл. 1. Там же приведены основные требования к параметрам прибора. Изменение рабочих спектральных диапазонов осуществляется путем изменения полосы пропускания частот электронного тракта.

Компоновка прибора и система наведения

Конструктивно прибор состоит из двух основных частей: базы и башни. На рис. 2 приведена фотография макета прибора.

В башне размещены собственно фурье-спектрометр, вторичные источники питания, микропроцес-

сорная система управления и обработки информации, а также механизмы наведения.

База является механическим, электрическим и информационным интерфейсом с КА. Она закрепляется на кронштейне КА четырьмя тепло- и виброизолирующими стойками. В базе установлен микропроцессор, который обеспечивает прием телекоманд от КА и передачу данных в КА. База и башня электрически связаны 24-жильным гибким кабелем.

На базе установлен ИК излучатель (модель абсолютно черного тела), который используется для периодической калибровки прибора. Это полый цилиндр диаметром 40 и глубиной 60 мм, покрытый внутри краской КО 818 и имеющий степень черноты в рабочей области прибора не ниже 0,98. Дно и цилиндрическая стенка снабжены датчиками температуры HEL 705 и HEL 776. Излучатель находится в тепловом контакте с массивной плитой базы, имеет теплоизолированную крышку и окружен экранным вакуумной теплоизоляцией снаружи.

Башня представляет собой цилиндр диаметром 200 и высотой 117 мм. Она соединена с базой через узел вращения и может поворачиваться вокруг своей “вертикальной” оси на 184°. Установленная на башне головка наведения с зеркалом, расположенным под углом 45° к оптической оси спектрометра, может поворачиваться вокруг этой “горизонтальной” оси. Таким образом, поле зрения прибора может быть наведено в любую точку сферы, в том числе на калибровочный излучатель.

Наведение осуществляется с помощью шаговых моторов Phytron-19 и шестеренчатых редукторов с передаточными числами 86 и 43 для вертикальной и горизонтальной осей соответственно. Эта система обеспечивает поворот башни на полный допустимый угол, как и поворот головки на один оборот, за 30 с даже при возникновении тормозящего момента на валу башни до 0,2 Нм. В качестве индика-



Рис. 2. Макет образца прибора “АОСТ”. 1 – база, 2 – башня, 3 – головка наведения.

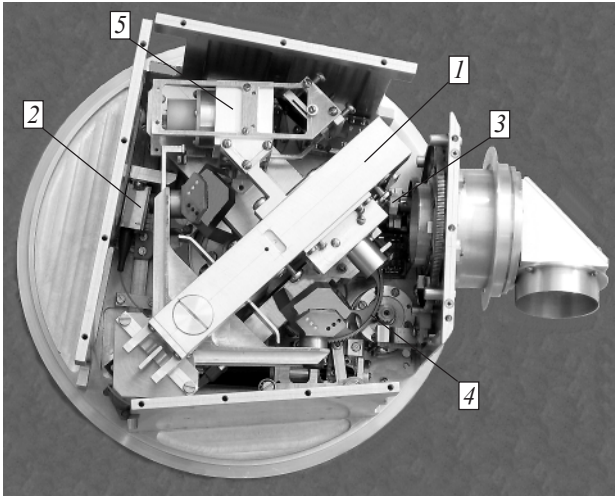


Рис. 3. Основание башни с установленными спектрометром и головкой наведения. 1 – интерферометр, 2 – лазерный диод, 3 – механизм вращения головки, 4 – механизм вращения башни, 5 – радиометр.

торов положений при вращении башни и головки используются по 3 датчика Холла TLE4905G. Промежуточные положения задаются числом импульсов, поданных на шаговые двигатели. Взаимное расположение оптико-механических элементов в башне показано на рис. 3.

Спектрометр

Ключевым узлом прибора является узел спектрометра (рис. 4), состоящий из интерферометра 1 типа “двойной маятник”, референтного канала [лазер (2 на рис. 3), коллиматор (2 на рис. 4), приемный узел (4 на рис. 4)] и радиометра (5 на рис. 3). Спектрометр установлен на основании башни с помощью трех тепло- и виброизолирующих стоек.

Схема спектрометра показана на рис. 5. Излучение, прошедшее в прибор через головку наведения, разделяется светоделителем 1 на два когерентных пучка, идущих к полым зеркальным ретрорефлекторам 2 и 3, установленным на вилке 4 маятника, качающегося вокруг оси 5. После вторичного отражения от светоделителя интерферирующие пучки отражаются зеркалом 6 в радиометр. Интерферометр использует ретрорефлекторы фирмы PLX Inc со световым диаметром 25 мм, размер каждого плеча вилки 55 мм, максимальный угол поворота в каждую сторону от среднего положения $2,9^\circ$. Светоделитель и компенсатор диаметром 50 и толщиной 6,5 мм изготовлены из бромида калия.

Излучение объекта, модулированное интерферометром, попадает в двухзеркальный телескоп с фо-

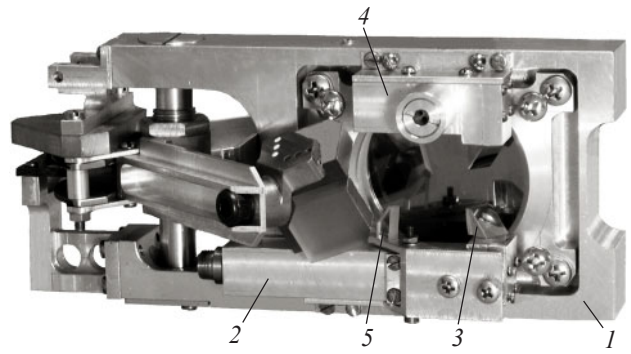


Рис. 4. Узел спектрометра. 1 – интерферометр, 2 – коллиматор референтного канала, 3 – перископ коллиматора, 4 – приемник референтного канала, 5 – “четвертьволновая” пластина.

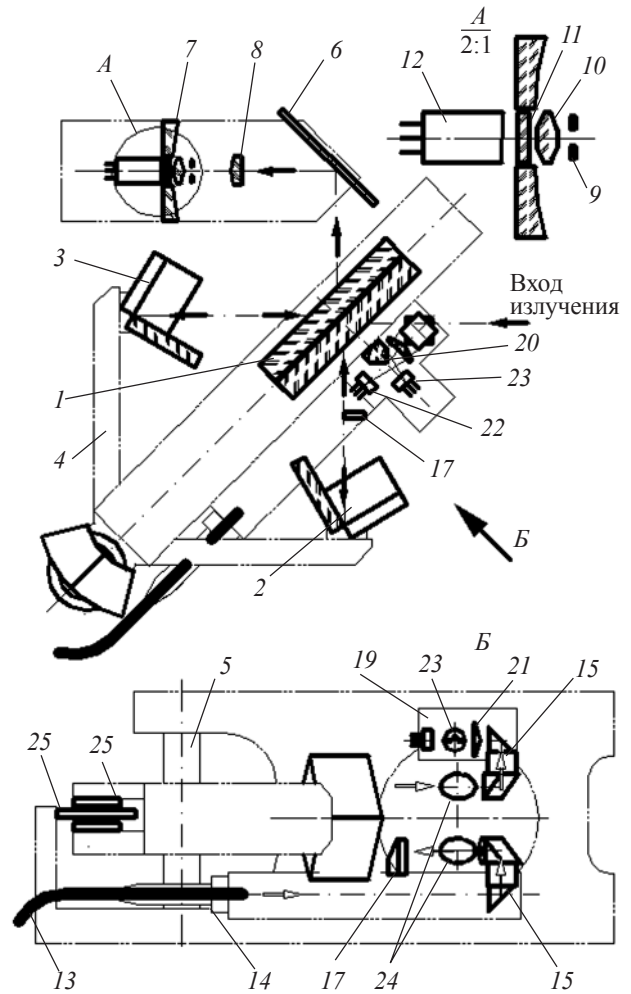


Рис. 5. Схема спектрометра. 1 – светоделитель, 2 и 3 – ретрорефлекторы, 4 – вилка, 5 – ось вращения, 6 – плоское зеркало, 7 и 8 – первичное и вторичное зеркала, 9 – диафрагма, 10 – линза Фабри, 11 – оптический фильтр, 12 – пирозлектрический приемник, 13 – световод, 14 – коллиматор, 15 – перископ коллиматора, 16 – линза коллиматора, 17 – “четвертьволновая” пластина, 18 – перископ узла приемников, 19 – узел приемников, 20 – зеркальный клин, 21 – линза узла приемников, 22 и 23 – приемники, 24 – зоны референтного канала, 25 – катушка, 26 – магниты. Стрелками показан ход лучей.

кусным расстоянием 52 мм. Зеркала телескопа 7 и 8 – сферические. В фокусе телескопа находится диафрагма поля 9 с диаметром отверстия 2,3 мм, определяющая поле зрения; за ней расположены линза Фабри 10, изготовленная из КРС-5, и оптический фильтр 11 – пластина из CdSb толщиной 1,5 мм. Солнечное излучение с длинами волн короче 2,5 мкм не проходит через этот светофильтр (ослабляется в сотни тысяч раз) и не попадает на приемник излучения 12. В качестве приемника излучения применен специальный пироэлектрический детектор на основе танталата лития с диаметром чувствительного элемента 1,4 мм. Приемники этого типа успешно использовались в упомянутом приборе PFS. Линза Фабри строит на детекторе изображение первичного зеркала объектива, а не солнечного диска, вследствие чего мощность излучения распределяется по всему чувствительному элементу. Это исключает повреждение чувствительного элемента и обеспечивает линейность его характеристики.

В референтном канале в качестве источника излучения применен лазерный диод с распределенной обратной связью типа LFO-14/1350-*i*, излучающий на длине волны 1,35 мкм. Потребляемый ток 9,5 мА. Монохроматическое когерентное излучение по волоконному световоду 13 передается в коллиматор 14, на выходе которого на перископе 15 установлена линза 16 с фокусным расстоянием 80 мм. Она формирует параллельный пучок диаметром 7 мм, идущий на светоделитель. В пучок, отраженный от светоделителя, введена нормально к оси пучка стеклянная плоскопараллельная пластинка 17 толщиной $h = 3$ мм, перекрывающая по диаметру половину пучка. Это приводит к возникновению разности фаз в обеих половинах этого пучка. Пластинку можно поворачивать на небольшой угол α , изменяя таким образом оптическую толщину для проходящих лучей на величину $\delta = h\alpha^2 \frac{(1-n)}{2n}$, где n – показатель преломления. Каждая половина отраженного пучка интерферирует с излучением, прошедшим через светоделитель, и направляется через перископ 18 в приемный узел 19, где разводится по двум направлениям с помощью зеркального клина 20 и фокусируется линзой 21 на два InGaAs-фотодиода 22 и 23 типа PD-1180.

Референтные синусоидальные сигналы, идущие от обоих приемников, сдвинуты по фазе на $\pm 90^\circ$, причем знак сдвига зависит от направления вращения маятника. Подобная схема референтного канала удваивает частоту нулевых референтных значений и позволяет постоянно контролировать направление движения, что повышает качество стабилизации скорости маятника.

Для качания маятника разработан двигатель, который состоит из катушки 25 с наружным диаметром 22 и толщиной 2 мм, неподвижно закрепленной на корпусе интерферометра, и четырех SmCo-магнитов 26 толщиной по 2 мм, охватывающих с двух сторон обе половины катушки. Магниты закреплены на маятнике, одновременно выполняя функцию противовеса.

Двигатель включен в систему обратной связи, которая обеспечивает постоянную скорость изменения оптической разности хода, контролируя длительность периода синусоидального сигнала референтного канала. Система стабилизации скорости построена на основе стандартного принципа ПИД¹-регулятора, коэффициенты которого подбираются во время работы прибора [11]. В качестве параметра рассогласования берется разница между измеренной формой референтного сигнала и заданной формой. Коррекция осуществляется с частотой 15 кГц.

Малая скорость движения зеркал интерферометра и близость длины волны референтного канала к коротковолновой границе прибора потребовали разработки оригинального способа стабилизации скорости по форме сигнала референтного канала. Алгоритм стабилизации частично реализован на программируемой логической матрице (ПЛМ), оставшаяся часть алгоритма реализуется программно. Суть метода сводится к оцифровке двух квадратурных составляющих сигнала, приходящего с приемников референтного канала с частотой, много большей периода опорного напряжения. Далее отсчеты поступают в ПЛМ, где они фильтруются и прореживаются СИС-фильтром. Вид отфильтрованного синусоидального сигнала непрерывно сравнивается с вычисленной “идеальной” синусоидой. В целях экономии ресурсов ПЛМ и обеспечения высокой точности для описания образцовой синусоиды применена кусочно-линейная интерполяция четверти периода полиномом второго порядка. Сигнал рассогласования подается на ПИД-регулятор двигателя. Наличие двух каналов, сдвинутых друг относительно друга на 90° , позволяет избежать работы алгоритма в мертвых зонах, где динамика изменения входного сигнала мала. Перед измерением фаза образцовой синусоиды корректируется при тестовом прогоне двигателя из одного крайнего положения в другое и обратно.

Интерферограмма

Данные измерений будут передаваться на Землю в виде упакованных (для уменьшения объема передаваемых по радиолинии данных) интерферо-

¹ ПИД – пропорциональный интегрально-дифференциальный.

грамм. Преобразование интерферограммы в спектр будет делаться при обработке данных на Земле.

Выходной сигнал с пирозлектрического приемника оцифровывается с помощью 18-разрядного АЦП один раз за период референтного сигнала при пересечении нулевого уровня передними фронтами. Для этой цели программно выбирается один из двух описанных выше каналов. Так создается дискретная интерферограмма, в которой расстояние между точками опроса соответствует изменению оптической разности хода на длину волны лазера $\lambda = 1,35$ мкм. Как известно [12], при фурье-преобразовании интерферограммы в спектр происходит зеркальное отражение спектра первого порядка при волновом числе $\nu = 1/2\lambda$. Конкретное значение длины волны референтного излучения выбрано так, чтобы никакие газы в атмосфере Марса не давали наложения на измеряемую нами полосу метана (3018 см^{-1}). Но спектр в интервале от 2,7 мкм до 2,5 мкм будет наложен на спектр в области от 2,7 мкм до 2,94 мкм. Это потребует особого внимания при интерпретации спектра в этом интервале.

При измерении всегда регистрируется двухсторонняя интерферограмма. Число точек в интерферограмме выбирается разным при различных режимах работы. Длина интерферограммы в режиме “затмение” определяется концевыми индикаторами маятника. В этом режиме (а также при наблюдении

космоса) интерферограмма имеет ярко выраженный пик и система запоминает его положение относительно концевых индикаторов. Благодаря этому в режимах “атмосфера” и “поверхность” система проводит опрос в соответствующих областях значений разности хода (с некоторым запасом).

В табл. 2 приведены некоторые технические характеристики прибора.

Обеспечение теплового режима прибора

Предполагаемая длительность цикла измерений будет составлять 1–2 мин в режиме “затмение” и до 30–40 мин при наблюдении Марса или Фобоса. В это время температура основных узлов прибора (интерферометра и радиометра) должна быть постоянна с точностью до 0,1 К, по крайней мере между калибровками по встроенному “черному телу”. Известно, что детали конструкции интерферометра и радиометра, и прежде всего приемник, сами излучают в рабочей области спектра, и это излучение частично модулируется и попадает на приемник. Исключить эту помеху нельзя без глубокого охлаждения всего прибора, что в рамках данного проекта невозможно. Уменьшить ее влияние можно стабилизацией температуры с помощью пассивной теплозащиты и активной системы термостабилизации.

Таблица 2. Технические характеристики прибора

Характеристика	Режим работы		
	Затмение	Атмосфера	Поверхность
Рабочая область спектра, мкм	2,5–25	5–25	2,5–6
Размер наблюдаемой области	Солнце $0,35^\circ$	На Марсе(в надир) 290 км	На Фобосе(в надир) 2,2 км
Макс. оптич. разность хода от среднего положения, см	1,1	0,55	0,14
Геометрический фактор, $\text{м}^2\text{ср}$		$4,4 \times 10^{-7}$	
Число точек в интерферограмме	16384	8192	2048
Частота референтного сигнала, Гц	3280	164	41
Частоты измерительного канала, Гц	180–1800	9–44	9–22
Информативность интерферограммы, кбайт	18	9	2,2
Порог обнаружения (NESR)*, $\text{Вт ср}^{-1} \text{ см}^{-1}$	$(4-1,4) \times 10^{-7}$	$(1-0,5) \times 10^{-8}$	$(1,8-1,2) \times 10^{-9}$
Масса, кг		4,1	
Энергопотребление, Вт, не более			
дежурный режим		3	
режим измерения		10	

Порог обнаружения рассчитывался по формуле $\text{NESR} = (\tau m D^ L^{-1} d \Omega \sqrt{t})^{-1}$, где τ – коэффициент пропускания оптического тракта, m – глубина модуляции, т. е. контрастность интерферометра; D^* – обнаружительная способность, $\text{см Гц}^{1/2} \text{Вт}^{-1}$; L – максимальная оптическая разность хода, см; d – диаметр диафрагмы поля, см; Ω – телесный угол объектива с учетом его затенения, $\Omega = 0,1$ ср; t – длительность интерферограммы, с. Мы принимали $\tau m = 0,1$.

Для теплозащиты прибора применена импортная 15-слойная экранно-вакуумная теплоизоляция, близкая по конструкции к российской ЭВТИ-А. Ею обшиты цилиндрическая поверхность (частично) и верхняя крышка башни, а также база с установленным на ней кольцевым экраном, который защищает снизу основание башни от охлаждения. Использование теплоизоляционных матов для малогабаритных приборов, к которым относится “АОСТ”, имеет свои особенности, связанные со значительным влиянием краевых швов на отток тепла от прибора. Маты при установке на прибор соединялись позолоченной липкой лентой фирмы CARTON, причем открытые торцы матов дополнительно защищались теплозащитными ЭВТИ-лентами. Пришивка матов к корпусу прибора была исключена. Прочность связи матов с прибором обеспечивал внешний слой мата, выполненный из прочной металлизированной ткани, и сетка, охватывающая теплозащиту базы и к базе прикрепленная.

Активная система включает 6 нагревателей и 22 термодатчика типа HEL 705 и HEL 776, а также радиатор, расположенный на боковой поверхности башни и используемый при необходимости для сброса тепла.

Два нагревателя типа RTO 20F, по одному в базе и башне, подключены к выделенной линии электропитания и предназначены для предупреждения переохлаждения прибора. При падении температуры ниже 298 К эти нагреватели включаются и выделяют суммарную тепловую мощность 3 Вт (по 1,5 Вт в базе и в башне) для подогрева прибора до температуры 303 К, после чего отключаются.

Четыре нагревателя типа IRLIZ34NPbF (один установлен на интерферометре, два параллельно соединенных нагревателя на корпусе башни и один в базе) поддерживают программно заданную температуру и управляются независимо микропроцессорами. В дежурном режиме (в период между измерениями) электроника прибора выделяет около 1 Вт и без дополнительного подогрева прибор будет охлаждаться.

В режиме измерений тепловыделение достигает 10 Вт и тогда уже необходимо избавляться от этого тепла, чтобы обеспечить стабильность температуры интерферометра. Для этого выполняется специальная процедура с использованием радиатора. Радиатор – это часть боковой поверхности башни площадью 3 дм², свободная от теплозащиты и имеющая черное в ИК области покрытие. Ориентация КА такова, что боковая поверхность башни почти никогда не будет освещаться Солнцем. В дежурном режиме, когда башня повернута своей головкой наведения в сторону черного тела, радиатор спрятан за щитком,

установленным на базе. Этот щиток закрыт снаружи теплоизоляцией, а его внутренняя поверхность позолочена, и он надежно экранирует радиатор. За несколько часов до начала измерений башня поворачивается так, что радиатор выходит из-за щитка и температура башни начинает падать. Температура узла спектрометра начинает снижаться со значительным запаздыванием, так как коэффициент теплообмена этого узла с башней мал (0,03 Вт/К). При его теплоемкости 920 Дж/К постоянная времени равна 8 ч. В результате к началу измерений температура интерферометра устанавливается ниже температуры черного тела примерно на 10 К (это необходимое условие для калибровки), но на столько же выше температуры остальных деталей башни (это необходимое условие для стабилизации температуры интерферометра при измерениях). В этом режиме радиатор будет открыт, кроме коротких циклов калибровки. Испытания теплового макета прибора в вакуумной камере подтвердили осуществимость такой процедуры.

Управление прибором

В приборе используются две программируемые логические интегральные схемы ACTEL AX2000 – одна в базе, вторая в башне, в обеих реализованы микропроцессоры Leon-3. Микропроцессоры связаны по интерфейсу 485, для чего используется часть проводников гибкого 24-жильного кабеля, которым соединены база и башня. Кроме того, по этому кабелю в башню передается первичное напряжение бортовой сети (28 В). Напряжения, необходимые для работы электроники башни, вырабатываются вторичными источниками питания башни. В базе имеется контроллер интерфейса ГОСТ Р 520702003 (MIL-STD-1553-B), реализованный на микросхеме BU-61703G3-140 корпорации DDC. По этому интерфейсу прибор получает от КА телекоманды и другую информацию, передавая в ответ служебные и научные данные.

Микропроцессоры имеют архитектуру SPARCv8 и реализованы на основе ПЛИМ. Помимо микропроцессора каждая ПЛИМ содержит и всю необходимую логику, позволяющую микропроцессору обмениваться информацией с периферийными устройствами. ПЛИМ фирмы Actel являются однократно программируемыми, и поэтому в процессе полета их логику работы изменить нельзя, но это обеспечивает радиационную стойкость. Программное обеспечение каждого микропроцессора хранится в радиационно стойкой ЭСПЗУ и в случае необходимости может быть изменено во время полета.

В приборе “АОСТ” имеются два микропроцессора, работающие под управлением операционной

системы RTEMs. Микропроцессор, находящийся в башне, обеспечивает постоянство скорости изменения оптической разности хода и регистрацию интерферограммы. Затем он проводит предварительную обработку данных, опрашивает служебные датчики и формирует телеметрический пакет. Телеметрический пакет передается в базу во время записи следующей интерферограммы.

Микропроцессор, находящийся в базе, принимает телеметрические пакеты, добавляет в них информацию от служебных датчиков, расположенных в базе, и сохраняет их в памяти (4 Мбайт) для последующей передачи на Землю. Помимо передачи телеметрии, микропроцессор в базе принимает телекоманды и осуществляет общее управление прибором в соответствии с циклограммой.

Предварительная циклограмма, основанная на программе полета, записывается в ЭСПЗУ прибора до запуска и в случае изменения программы полета может быть изменена посредством телекоманд с Земли. Если программа полета не изменяется, прибор может самостоятельно работать без вмешательства извне. Циклограмма реализована в виде связанного списка, и при добавлении нового действия или отмене существующего достаточно минимальных изменений.

Заключение

Совокупность параметров прибора “АОСТ” уникальна – до настоящего времени не было космических ИК спектрометров, которые при массе 4 кг имели бы одновременно спектральный диапазон 2–25 мкм, спектральное разрешение до 0,9 см⁻¹ и собственные системы двухосевого наведения и терморегулирования. Это становится возможным благодаря применению современных технических решений.

Прибор прошел тщательную проверку на стадии разработки и изготовления макетов и прототипа. Лабораторные и стендовые испытания позволили выявить возможности улучшения параметров прибора, конструктивных решений, параметров теплообмена, аппаратно-программного обеспечения. Поэтому все последующие модификации прибора имеют хорошие шансы быть включенными во многие будущие планетные миссии.

В заключение выражаем свою искреннюю благодарность и признательность механику высшей квалификации Шашкину Виктору Николаевичу. Он изготовил и собрал все механические узлы всех

образцов, а его советы оказали неоценимую помощь при разработке конструкции прибора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Hanel R.A., B.J. Conrath, D.E. Jennings, R.E. Samuelson. Exploration of the Solar system by infrared remote sensing. 2nd edition // Cambridge Univ. Press., 2003. 458 p.
2. Эртель Д., Мороз В.И., Нопираковский И., Линкин В.М., Ян Х., Кремнев Р.С., Беккер-Рос Х., Штадтхаус В., Кержанович В. В., Мацыгорин И. А., Дьячков А.В., Хлюстова Л.И., Бервальд В., Улих М., Дришер Х., Скрбек В., Штудемунд Х., Шустер Р., Кайзер Г., Игнатова С.П., Зеленов И.А., Церенин И. Д., Шпенкух Д., Делер В., Шефер К., Засова Л. В., Устинов Е.А., Феллберг Г., Липатов А.Н., Шурупов А.А., Хавенсон Н.Г. Инфракрасный эксперимент на АМС “Венера-15” и “Венера-16”. 1. Методика и первые результаты // Космич. исслед. 1985. Т. 23. С. 191–205.
3. Smith M.D. Interannual variability in TES atmospheric observations of Mars during 1999–2003 // Icarus. 2004. V. 167. P. 148–165.
4. Горбунов Г.Г., Мошкин Б.Е. Фурье-спектрометры для исследования планетных атмосфер // Оптический журнал. 2000. Т. 67. № 5. С. 69–75.
5. Zakharov A., Zelenyi L., Pichkhadze K. Scientific program of the Phobos-Soil mission. // 6th COSPAR Scientific Assembly, Beijing, China. 2006. Meeting abstract. #23093.
6. Persky M.J. A review of spaceborne infrared Fourier transform spectrometers for remote sensing // Rev. Sci. Instrum. 1995. V. 66. P. 4763–4797.
7. Christensen P.R., Mehall G.L., Silverman S.H., Anwar S., Cannon G., Gorelick N., Kheen R., Tourville T., Bates D., Ferry S., Fortuna T., Jeffryes J., O'Donnell W., Peralta R., Wolverton Th., Blaney D., Denise R., Rademacher J., Morris R.V., Squyres S. Miniature Thermal Emission Spectrometer for the Mars Exploration Rovers // J. of Geophys. Res. 2003. V. 108. E12. P. ROV 5-1.
8. Formisano V., Atreya S.K., Encrenaz T., Ignatiev N., Giuranna M. Detection of methane in the atmosphere of Mars // Science. 2004. V. 306. P. 1758–1761.
9. Krasnopolsky V.A., Maillard J.P., Owen T.C. Detection of methane in the atmosphere of Mars: evidence for life? // Icarus. 2004. V. 172. P. 537–547.
10. Atreya S.K., Mahaffy P.R., Wong A.-S. Methane and related trace species on Mars: Origin, loss, implications for life, and habitability // Planet. Space Sci. 2007. V. 55. P. 358–369.
11. Морозов А.Н., Светличный С. И. Основы фурье-спектрометрики // М.: Наука, 2006. 275 с.
12. Белл Р.Дж. Введение в фурье-спектроскопию // М.: Мир, 1975. 380 с.