

НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА РОСКОСМОСА



ИНСТИТУТ
КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ
РАН

ФОБОС • ГРУНТ

ПРОЕКТ
КОСМИЧЕСКОЙ
ЭКСПЕДИЦИИ

2

ББК 39.62
УДК 520.6.08:629.78

ISBN 978-5-905646-02-7 (т. 1)
ISBN 978-5-905646-01-0

научное издание в двух томах

издатели	ФГУП "НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА" РОСКОСМОСА УЧРЕЖДЕНИЕ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН
авторы-составители	А.В. Захаров
редакторы	В.С. Корниленко
художник	В.М. Давыдов
макет-верстка	Е.О. Кораблева
техническая поддержка	Е.А. Антоненко Б.С. Жуков
тираж	1300 экз.

Отпечатано с оригинал-макета (ИКИ РАН)
в типографии ООО "ПОЛСТАР" (МАИ).
Волоколамское шоссе, д.4, Москва А-80, ГСП-3, 125993

© ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина" Роскосмоса, 2011
© Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

ТОМ 1

ПРЕДИСЛОВИЕ.....7

часть 1. ЗАДАЧИ ЭКСПЕДИЦИИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ФОБОСА

1-1 Спутники Марса: задачи исследований.....9
1-2 Научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса.....18
1-3 Космический проект ФОБОС-ГРУНТ: новый этап русской планетной программы.....30
1-4 Космические платформы аппарата «Фобос-Грунт» - основа будущих межпланетных и лунных станций.....35

часть 2. ПРОГРАММНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ-МАРС-ФОБОС-ЗЕМЛЯ

2-1 Концепция экспедиции.....40
2-2 Состав космического аппарата.....47
2-3 Схема полёта космического аппарата.....58
2-4 Решение навигационной задачи при полёте по квазиспутниковой орбите с использованием снимков Фобоса.....74
2-5 Обеспечение планетарной защиты в экспедиции.....81
2-6 Обеспечение надежности космического аппарата.....95
2-7 Организация управления космическим аппаратом.....101
2-8 Прочностные и кинематические испытания космического аппарата.....111
2-9 Механизм моделирования условий невесомости при наземных испытаниях космического аппарата.....116
2-10 Выбор места посадки космического аппарата на поверхность Фобоса.....120

часть 3. СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ФОБОС-ГРУНТ

3-1 Средства выведения космического аппарата.....131
3-2 Конструкция космического аппарата.....137
3-3 Спускаемый аппарат142
3-4 Двигательные установки для доставки космического аппарата на поверхность Фобоса.....156
3-5 Приборы обеспечения посадки на поверхность Фобоса.....168
3-6 Система ориентации и стабилизации космического аппарата.....174
3-7 Грунтозаборный комплекс.....184
3-8 Манипуляторный комплекс космического аппарата.....192
3-9 Антенно-фидерная система космического аппарата.....199
3-10 Система обеспечения теплового режима космического аппарата.....206
3-11 Пиромеханические и детонационные системы и устройства.....226

ТОМ 2

часть 4. НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ и ЭКСПЕРИМЕНТЫ

4-1	Проект ФОБОС-ГРУНТ: приборы для научных исследований.....	238
4-2	Газо-хроматографический комплекс.....	242
4-3	Миниатюризированный мессбауэровский спектрометр MIMOS II.....	263
4-4	Эксперимент НС ХЕНД для исследования состава вещества Фобоса методами нейтронной и гамма-спектроскопии.....	271
4-5	Гамма-спектрометр ФОГС.....	274
4-6	Исследование основных геохимических характеристик реголита Фобоса с помощью лазерной времяпролетной масс-спектрометрии в эксперименте ЛАЗМА.....	280
4-7	Определение усреднённого по поверхности состава реголита Фобоса по измерениям потока вторичных ионов в эксперименте МАНАГА-Ф.....	292
4-8	Фурье-спектрометр АОСТ для исследования Марса и Фобоса.....	303
4-9	Эшелле-спектрометр ТИММ для исследования атмосферы Марса.....	323
4-10	Микроскоп – спектрометр MicrOmega.....	345
4-11	Эксперимент ТЕРМОФОБ: прямые исследования теплофизических свойств грунта Фобоса.....	356
4-12	Радиолокационное зондирование грунта Фобоса длинноволновым планетным радаром ДПР.....	368
4-13	Эксперимент «СЕЙСМО». Сейсмика Фобоса: от геофизики к космогонии.....	383
4-14	Сейсмогравиметр «Грас-Ф» для измерения гравиинерциальных полей на поверхности Фобоса.....	394
4-15	Прибор ФПМС: плазменно-магнитная система.....	403
4-16	Детектор космической пыли «Метеор-Ф».....	410
4-17	Мониторинг радиационных условий на трассе полета к Марсу - эксперимент ЛЮЛИН-Ф.....	414
4-18	Небесно-механический эксперимент ЛИБРАЦИЯ.....	420
4-19	Эксперимент «Небесная механика», ультрастабильный осциллятор (УСО1).....	427
4-20	Российско-китайский эксперимент по радиопросвечиванию ионосферы Марса (MROE).....	438
4-21	Телевизионная система навигации и наблюдения.....	450
4-22	Система технического зрения манипуляторного комплекса.....	467
4-23	Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры.....	476
4-24	Эксперимент «БиоФобос/Анабиоз».....	483
4-25	Эксперимент «БиоФобос/Лайф».....	494
4-26	Принципы организации научного наземного комплекса.....	503

Предисловие

Идея посещения Марса не одну сотню лет будоражит умы человечества, особенно после открытия на этой планете каналов, возможно искусственного происхождения. С началом космической эры во главу угла научных программ СССР и США было поставлено исследование Луны и Марса космическими средствами. За короткий промежуток времени (около 40 лет) достигнуты значительные успехи. На Луне побывало несколько пилотируемых экспедиций, продолжается углубленное ее изучение дистанционными и контактными методами, найден водяной лед. На Марсе также обнаружен водяной лед, изучение планеты осуществляют марсианские подвижные лаборатории (роверы). Но остается невыясненным вопрос о происхождении Солнечной системы и ее эволюции; о происхождении жизни на Земле и, возможно, на других планетах.

Значительный интерес для изучения представляет Фобос. Он, согласно классификации тел Солнечной системы, является малым телом и одним из двух (вместе с Деймосом) спутников Марса. Малые размеры Фобоса исключают внутренний нагрев, какую-либо тектоническую активность, поэтому вещество этого тела представляет собой исходный материал протопланетного облака. По мнению многих, вещество Фобоса является первичным материалом Солнечной системы. Изучение внешнего слоя вещества малых тел (и в частности, Фобоса) – реголита - может дать ценную информацию о ранних этапах образования тел Солнечной системы.

Федеральным государственным унитарным предприятием «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» Федерального космического агентства (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» Роскосмоса) и Институтом космических исследований Российской Академии наук (ИКИ РАН) с кооперацией для проведения исследования Марса и его спутника Фобоса создан космический комплекс «Фобос-Грунт». Запуск планируется на ноябрь 2011 года.

Этот космический комплекс после запуска и межпланетного перелета Земля - Марс будет выведен на эллиптическую орбиту вокруг Марса, и после нескольких коррекций его орбита окажется близкой к орбите Фобоса и космический аппарат будет поддерживать с Фобосом синхронное движение. Затем будет осуществлена посадка космического аппарата на Фобос. После посадки грунтозаборным комплексом будут взяты образцы реголита Фобоса и помещены в капсулу на возвращаемом аппарате. Этот аппарат осуществит старт с посадочного модуля и после перелета Марс-Земля достигнет земной атмосферы, разделит капсулу с реголитом, которая приземлится на поверхность нашей планеты. Посадочный модуль, оснащенный научным комплексом, останется на поверхности Фобоса и будет проводить исследования в естественных условиях в течение длительного времени.

Основными научными целями экспедиции являются: изучение физических и химических характеристик реголита Фобоса в естественных и лабораторных условиях; исследование происхождения спутников Марса и их связи с Марсом; определение особенностей орбитального и собственного движения Фобоса; изучение динамики атмосферы Марса, изучение физических условий марсианской плазмы и создание инженерной модели окружающей среды Марса для будущих марсианских экспедиций. Для решения этих задач в состав научной полезной нагрузки входят комплекс научных приборов, в частности, хроматограф, масс-спектрометр, спектрометры гамма-, нейтронного и инфракрасного излучения, радар, сейсмометр, приборы для изучения плазмы и магнитных полей, звездные датчики и др. приборы. Этим же космическим комплексом на орбиту ИСМ будет доставлен китайский малоразмерный научный КА YH-1.

Проведение таких исследований даст уникальную информацию о первичном материале Солнечной системы, происхождении и развитии спутниковых систем других планет; происхождении, внутренней структуре и механике небесных тел;

ЧАСТЬ 1

ЗАДАЧИ ЭКСПЕДИЦИИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ФОБОСА

об изменении реголита малых тел под влиянием внешних условий и др.

Настоящая книга, посвященная описанию космической экспедиции «Фобос-Грунт», выходит в двух томах, первый том состоит из трех частей: Часть 1 «Задачи экспедиции по исследованию Фобоса»; Часть 2 «Программно - методическое обеспечение полета Земля – Марс – Фобос – Земля»; Часть 3 «Служебные системы космического комплекса ФОБОС-ГРУНТ»; второй том посвящен описанию научных приборов и экспериментов проекта ФОБОС-ГРУНТ.

В написании книги принимали участие ученые и инженеры, создавшие уникальный космический комплекс ФОБОС-ГРУНТ, его служебные и научные системы и приборы, обеспечивающие управление полетом, наземную отработку, получение и обработку информации, карантин и другие необходимые мероприятия для живучести КА и выполнения им научной миссии.

НПО им. С.А.Лавочкина Роскосмоса и ИКИ РАН благодарны авторам за труд, который они вложили в создание книги.

*Генеральный конструктор и
генеральный директор
НПО им. С.А. Лавочкина
Роскосмоса
В.В. Хартов*

*Директор Института
космических исследований РАН
академик
Л.М. Зеленый*

1.1 СПУТНИКИ МАРСА: ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Спутники Марса Фобос и Деймос были открыты американским астрономом Асафом Холлом во время противостояния Марса в августе 1877 года с помощью в то время крупнейшего в мире рефрактора. Это открытие было не случайным, поиски лун Марса были целенаправленными и велись с учетом ограничения района поиска на основе теории тяготения.

Из двух спутников Марса большим является Фобос. С другой стороны, это одна из самых маленьких лун в Солнечной системе. Из всех спутников планет Солнечной системы Фобос подходит наиболее близко к поверхности своей планеты (менее 6000 км).

Первые изображения Фобоса были получены космическими аппаратами НАСА «Маринер-9» (рис.1) в 1971 г. и «Викинг-1» в 1977 г. В настоящее время европейский космический аппарат «Марс-Экспресс» и американский «Mars Reconnaissance Orbiter», работающие на орбитах вокруг Марса, получают новые изображения Фобоса.



Рис. 1. ТВ-изображение Фобоса, полученное космическим аппаратом «Маринер-9» (НАСА)

Исследованиям Фобоса в нашей стране была посвящена специальная экспедиция двух космических аппаратов по программе ФОБОС, запущенных в июле 1988 г. История этих аппаратов - «Фобос-1» и «Фобос-2» - оказалась драматической [Sagdeev, Zakharov, 1992]. Уже через месяц полета на трассе Земля - Марс из-за ошибки управления был потерян один из аппаратов – «Фобос-1». Второй аппарат, идентичный первому, продолжал полет. Через семь месяцев после запуска космический аппарат «Фобос-2» вышел на эллиптическую орбиту вокруг Марса и, после нескольких модификаций, его орбита стала круговой, близкой к орбите Фобоса. На этапах формирования орбиты космического аппарата проводились научные исследования Фобоса, Марса и околомарсианского пространства. На рис. 2 дано изображение Фобоса на фоне Марса, полученное во время орбитального движения космического аппарата «Фобос-2» [Avanesov et al., 1989].

После фазирования орбит и сближения космического аппарата с Фобосом предполагался сброс двух посадочных аппаратов на поверхность Фобоса для дальнейших «контактных» исследований этого небесного тела. Однако, за несколько дней до этого кульминационного этапа экспедиции, из-за сбоя в системе управления связь с космическим аппаратом была потеряна. Экспедиция закончилась, не выполнив основного своего этапа. Тем не менее, исследования Марса, Фобоса и околомарсианского пространства, выполненные в течение 57 дней на этапе орбитального движения вокруг Марса, позволили получить уникальные науч-



Рис. 2. Изображения Фобоса на фоне Марса [данные экспедиции «Фобос-2»]

ные результаты о тепловых характеристиках Фобоса, о свойствах реголита по его отражательным характеристикам в ИК-диапазоне [Ksanfomality, Moroz, 1995], о плазменном окружении Марса, взаимодействии его с солнечным ветром [Lundin, Zakharov et al., 1989]. Например, по величине потока ионов кислорода, покидающих атмосферу Марса, обнаруженных при помощи спектрометра ионов, установленного на КА «Фобос-2», удалось оценить скорость эрозии атмосферы Марса из-за взаимодействия с солнечным ветром [Zakharov, 1992; Nagy et al., 2004]. Эти измерения чрезвычайно важны для исследования истории воды на Марсе и марсианской атмосферы. Действительно, до полета «Фобос-2» об околомарсианском пространстве было известно меньше, чем о свойствах пространства около значительно более удаленных планет - Меркурия, Юпитера, Сатурна. Научные данные космического аппарата ФОБОС-2 до сих пор являются уникальными, они открыли новый этап исследований Марса, который продолжается, хотя и не без потерь, усилиями Американского и Европейского космических агентств.

Проект по продолжению исследований Фобоса и доставке на Землю образцов грунта с его поверхности был предложен практически сразу после прекращения экспедиции ФОБОС-2. В 1992 г. международная группа участников проекта ФОБОС-2 с участием ИКИ РАН, ГЕОХИ РАН, ИПМ РАН, НПО им. С.А. Лавочкина и других организаций предложила реализовать совместный Российско-Американский проект по доставке образцов грунта с Фобоса [Duxbury et al, 1992]. Это предложение рассматривалось на волне развития российско-американского сотрудничества по космосу по совместной программе «Вместе к Марсу», однако этот проект не был поддержан. Затем подобные предложения обсуждались еще на нескольких конференциях и в публикациях, в частности [Galeev et al., 1996; Zakharov, 1998; Zakharov, Sukhanov, 1999; Avduevsky et al., 1999; Авдудевский и др., 2000; Marov et al., 2004].

Наша страна пыталась реализовать амбициозный проект исследований Марса в 1996 г. - МАРС-96, однако эта попытка оказалась неудачной - ракета-носитель не вывела космический аппарат на межпланетную траекторию. Потеря космического аппарата МАРС-96, конечно, оказалась катастрофической для космической науки, в первую очередь, для планетных исследований, и многих научных групп, занимающихся экспериментальными исследованиями. Несколько лет спустя основные эксперименты, подготовленные для этого проекта, были выполнены на европейском космическом аппарате «Марс-Экспресс», запущенном в 2003 г. и успешно работающем на орбите Марса до настоящего времени.

Через семь лет после трагедии с МАРС-96 Российская академия наук и Фе-

деральное космическое агентство приняли решение продолжить исследование Фобоса и Марса на качественно новом технологическом уровне в еще более крупномасштабном проекте ФОБОС-ГРУНТ, основная цель которого - доставка на Землю образцов грунта с Фобоса для детальных лабораторных исследований. Чем же интересен Фобос?

Характеристики спутников Марса

По классификации тел Солнечной системы, Фобос - это малое тело, один из двух спутников Марса (второй спутник - Деймос). Оба спутника Марса - Фобос и Деймос, - как показывают их изображения, имеют неправильную форму, которая может быть аппроксимирована эллипсоидом с полуосями для Фобоса - 13x11x9 км, для Деймоса - 7,5x6,2x5,2 км (рис.3).



Рис. 3а. Фобос

Изображение получено стереокамерой высокого разрешения (HRSC) с борта космического аппарата ЕКА «Марс-Экспресс» (ESA/DLR/FU Berlin)



Рис. 3б. Деймос

Компьютерная мозаика по данным, полученным космическим аппаратом «Викинг-Орбитер» (NASA)

Большая ось эллипсоидов для обоих спутников направлена на Марс, и оба спутника вращаются вокруг Марса синхронно. Орбиты спутников практически круговые с радиусом 9378 км (2,76 RM) и 23 459 км (6,9 RM) для Фобоса и Деймоса, соответственно. Плоскости орбит обоих спутников близки к экваториальной плоскости Марса и наклонены под углом ~24° к плоскости эклиптики. Период обращения Фобоса вокруг Марса 7 ч 39 мин, для Деймоса эта величина составляет 30 ч 21 мин. Учитывая, что продолжительность марсианских суток 24 ч 39,5 мин (мало отличается от земных), Фобос за это время три раза восходит над горизонтом на западе и заходит на востоке.

Наземные измерения параметров орбиты Фобоса показывают, что она медленно меняется - Фобос по очень пологой спирали приближается к Марсу (за каждые 100 лет высота орбиты Фобоса уменьшается на 9 м). Причинами такого изменения орбиты (векового ускорения) являются приливные потери орбитальной энергии. Орбита Фобоса настолько близка к Марсу, что находится в пределах зоны (так называемый предел Роша), внутри которой приливные силы стремятся его разрушить. Оценки дальнейшей эволюции орбиты Фобоса показывают, что через несколько десятков миллионов лет (мгновение в истории Солнечной системы) спутник неминуемо разрушится и его фрагменты упадут на Марс.

Другой интересной особенностью, связанной с движением Фобоса, является его либрация. Этот спутник является уникальным объектом среди известных синхронно вращающихся спутников планет в Солнечной системе, так как имеет, по-видимому, наибольшую амплитуду либрации. Основной причиной этого является тот факт, что период свободной либрации этого спутника (~10 ч) близок к периоду орбитального вращения (~7,7 ч). По точным измерениям амплитуды либрации можно определить моменты инерции Фобоса, что важно для исследований распределения масс (его внутренней структуры). Точные измерения расстояний от Земли до Фобоса с посадочного аппарата на поверхности Фобоса дадут возможность существенно улучшить некоторые параметры орбитальной динамики, в частности, улучшить оценки массы некоторых астероидов, находящихся за орбитой Марса.

Поверхности обоих спутников кратерированы, однако топографически они сильно отличаются. Фобос имеет множество глубоких почти прямых параллельных борозд 100...200 м шириной и 10...20 м глубиной, природа которых остается дискуссионной. Некоторые из этих борозд имеют длину до 30 км. Почти все эти протяженные полосы начинаются вблизи самого большого кратера на Фобосе – Стикни, размер которого 10 км в диаметре, что составляет более трети диаметра Фобоса. Интересно заметить, что тело, столкнувшееся с Фобосом и оставившее столь крупный кратер на его поверхности, могло привести к катастрофическим результатам – разрушению Фобоса, если бы он обладал очень плотной (консолидированной) внутренней структурой, но то факт, что он не разрушился, указывает на достаточно пористую внутреннюю структуру Фобоса. Видимо, это на самом деле имеет место, что не противоречит средней плотности Фобоса (1,887 г/см³).

Подобных полос на Деймосе нет. Кратеры там много меньше в диаметре, чем на Фобосе. Основной крупномасштабной морфологической особенностью поверхности Деймоса является его кажущаяся однородность поверхности. Наиболее загадочный вопрос, касающийся морфологических особенностей этих двух спутников, – почему поверхности их так сильно различаются и каковы процессы, приведшие к таким характерным особенностям Фобоса?

Изучение малых тел Солнечной системы, которыми являются спутники Марса – Фобос и Деймос, важно для решения многих фундаментальных задач ее исследования. Солнечная система была сформирована из протопланетного облака газа и пыли путем их постепенной агломерации в планетезимали, протопланеты и дальнейшей эволюции в планеты, поэтому исследования малых тел Солнечной системы, оставшихся после формирования существующих планет, дает ключ к пониманию происхождения планет и их спутников. Планетезимали, сформированные на ранних этапах создания Солнечной системы, которые остались после образования планет и их спутников, существуют в Солнечной системе в виде астероидов и комет, различающихся по химическому и минералогическому составу.

Фобос и Деймос представляют особый интерес ввиду того, что относятся к классу малых тел Солнечной системы и являются спутниками Марса. Все планеты и большинство их спутников за время своей эволюции претерпели в той или иной степени изменения под действием внешних факторов и, что наиболее существенно, в результате эндогенных процессов, таких как вулканизм. Эти процессы коренным образом преобразовали вещество планет и практически «стерли память» о первородном веществе. Принципиально иная ситуация обстоит с малыми телами в Солнечной системе – кометами, астероидами, спутниками планет и, в частности, спутниками Марса. Поверхность Фобоса, по-видимому, представляет собой смесь материала, богатого углистыми соединениями, переработанного космическими излучениями. У этих тел, в силу их малости и при обычном содержании в слагающем веществе радиогенных изотопов, исключается внутренний нагрев и эндогенная

(тектоническая) активность. Поэтому они представляют собой тот исходный первичный материал, близкий к веществу протопланетного облака, из которого образовались планеты Солнечной системы.

Воздействие внешних факторов, таких как солнечный ветер, космические лучи, метеориты, которым подвергаются малые тела, безусловно, модифицируют внешний слой грунта – реголит. Для Фобоса, видимо, существенным фактором, влияющим на свойства реголита, является также близость Марса. Таким образом, исследования реголита малых тел могут дать информацию о ранних этапах образования тел Солнечной системы, происхождении и эволюции планет, в том числе и ранней истории Земли.

Происхождение спутников Марса

Теории происхождения спутников Марса основываются на нескольких противоречивых фактах. С одной стороны, низкое альbedo, низкая плотность и ранние спектральные измерения указывают на то, что Фобос может быть захваченным астероидом типа углистых хондритов, каких много во внешнем поясе астероидов, далеко за орбитой Марса. С другой стороны, расчеты эволюции орбит показывают, что захват астероида Марсом маловероятен. Это дает сильные аргументы в пользу того, что формирование спутников Марса происходило вместе с Марсом из концентрического сгущения первичного газопылевого диска на расстоянии орбиты Марса. Но в этом случае состав Фобоса должен отличаться от состава углистых хондритов и быть близок составу обыкновенных хондритов, характерных для области аккреции вблизи Марса.

Безусловно, в процессе эволюции спутники Марса подвергались воздействию различных внешних факторов. Начнем с самого Марса. Существование на Земле SNC-метеоритов, которые с высокой степенью вероятности имеют марсианское происхождение, свидетельствует о том, что выброс материала с поверхности Марса возможен, и, по-видимому, действительно происходил, особенно на ранних этапах эволюции. Часть этого выброшенного материала могла осесть на поверхность Фобоса, привнося тем самым компоненту марсианского вещества в состав реголита Фобоса. При метеорной бомбардировке выбросы из кратеров легко покидают спутники Марса, однако большая часть этого вещества остается в окрестностях Марса на орбитах, близких к их источникам, образуя пылевой тор (подробнее об этом гипотетическом образовании сказано ниже). Значительная часть этого вещества возвращается на поверхность спутников. Другим источником поверхностного материала спутников Марса может быть космическая пыль, захваченная гравитационным полем Марса. Под действием светового давления (эффекта Пойнтинга-Робертсона) частицы космической пыли, находящиеся в межпланетной среде вблизи марсианской орбиты, могут изменять свою траекторию и аккретировать на Фобос.

Кроме того, реголит всех безатмосферных тел подвержен бомбардировке частицами космических лучей и солнечного ветра. Процессы образования реголита на малых телах, являющегося результатом воздействия указанных выше факторов, еще не достаточно изучены, однако следует ожидать, что, несмотря на постоянную бомбардировку микрометеоритами и воздействию солнечного ветра, процессы, происходящие во внешнем слое реголита, достаточно хорошо отображают химический состав коренных пород. Поэтому изучение реголита позволит получить сведения не только о реликтовом веществе, из которого сформировались планеты и тела Солнечной системы, но и об условиях их формирования и последующей эволюции.

Как видим, имеющиеся данные о физических и химических характеристиках Фобоса и Деймоса не позволяют сделать выбор между различными теориями происхождения этих тел – либо это захваченные астероиды, либо аккумулярованные тела на марсианских орбитах (эволюционная теория), либо это результат

столкновения крупного небесного тела с Марсом на ранних стадиях его эволюции. Из-за малого размера, неправильной формы и спектральных отражательных характеристик марсианские спутники часто связывают с астероидными аналогами, населяющими внешний пояс астероидов. Возникает вопрос о том, как-то могли бы быть физические процессы, которые объяснили бы их происхождение, какую роль в их происхождении сыграло гравитационное поле Марса? Ответ на все эти вопросы может дать вклад в понимание происхождения системы спутников Марса, что непосредственно связано с генезисом других спутниковых систем. А это, в свою очередь, приближает нас к решению фундаментальной проблемы происхождения и эволюции Земли и планет земной группы.

Наиболее мощным методом исследований реголита является изучение соотношений состава основных пород образующих элементов, летучих, изотопного состава. В настоящее время известно соотношение основного элементного состава хондритов и SNC-метеоритов марсианского происхождения. Например, соотношение углерода и кремния для обыкновенных хондритов в три раза выше, чем для SNC, а соотношение этих же элементов для углистых хондритов почти в сто раз выше, чем для обычных хондритов. Подобный диагностический метод важно использовать для измерений соотношений других породообразующих элементов, изотопов кислорода, благородных газов. Зная эти соотношения и выполнив детальный анализ исследуемого образца реголита, можно определить его «родословную» и, таким образом, сделать заключение о происхождении тела. Геохронологический анализ (измерения соотношений радиоактивных элементов) позволит определить абсолютный возраст исследуемого вещества.

Значительный интерес представляют исследования характеристик плазмы в окрестности Марса. Плазменные исследования вблизи Марса проводились, начиная с самых первых отечественных миссий к этой планете. До начала работы европейского спутника Марса «Марс-Экспресс» (запуск в 2003 г.) практически все данные о взаимодействии солнечного ветра с плазменным окружением Марса получены с помощью отечественных космических аппаратов [Vaisberg, 1992; Zakharov, 1992]. Правда, достаточно долго оставалась неопределенность в значении собственного магнитного поля Марса, что вызывало сложности в интерпретации результатов плазменных измерений. Американский аппарат «Марс Глобал Сервейер», запущенный в 1996 г., смог зарегистрировать наличие сравнительно слабого палеомагнитного поля у Марса [Acuna et al., 1999]. Учитывая эти последние данные, представляет большой интерес исследовать особенности взаимодействия солнечного ветра с плазменным окружением Марса, которое не похоже ни на Венеру (планета без собственного магнитного поля), ни на Землю (планета с достаточно сильным собственным магнитным полем).

Измерения характеристик плазменной составляющей околомарсианского пространства, выполненные космическими аппаратами «Марс-5» и «Фобос-2», указывают на то, что солнечный ветер испытывает возмущения, распространяясь вблизи орбит марсианских спутников [Bogdanov, 1981; Dubinin et al., 1990; Sauer et al., 1995]. На основании этого были сделаны предположения, что на орбитах Фобоса и Деймоса существует повышенная плотность пылевых частиц - пылевой тор. Наиболее вероятно существование пылевого тора связано с выбросом материала с поверхности Марса и Фобоса при бомбардировке их поверхностей микрометеоритами. Численный анализ показал, что при формировании пылевого тора важную роль играют орбитальные резонансы, вызванные влиянием Марса и вариациями давления солнечной радиации [Krivov, Hamilton, 1997]. Исследование этой проблемы важно не только с точки зрения эволюции реголита на поверхности марсианских спутников, но и для изучения физических условий вблизи Марса при планировании перспективных экспедиций к Марсу.

Научные задачи исследований Фобоса

Как уже отмечалось, основной целью проекта ФОБОС-ГРУНТ является доставка на Землю образцов вещества с Фобоса для последующих всесторонних исследований в наземных лабораториях. Эти задачи подробно рассматриваются в статье академика Э.М. Галимова [Галимов, 2010]. Наряду с этим, предполагаются исследования системы Марса, включающей саму планету, его спутники и околомарсианское пространство, путем дистанционных измерений.

Таким образом, основные научные задачи проекта нацелены на решение широкого спектра проблем, связанных, в первую очередь, с генезисом Солнечной системы. Решение этой главной задачи должно быть обеспечено путем исследования физико-химических свойств реликтового вещества с Фобоса. Другие научные задачи включают:

- исследования физико-химических характеристик Фобоса как небесного тела, что позволит приблизиться к пониманию происхождения марсианских спутников и, возможно, происхождения спутниковых систем у других планет;
- определение детальных параметров орбитального и собственного вращения Фобоса, что важно для изучения внутреннего строения этого малого тела и эволюции его орбиты;
- исследования физических условий среды вблизи Марса – электрических и магнитных полей, характеристик взаимодействия солнечного ветра с плазменным окружением Марса, – в том числе регистрация «убегающих» из атмосферы Марса ионов кислорода, что позволит расширить представления об истории воды на Марсе;
- исследования вариаций атмосферы Марса.

Для решения поставленных научных задач на космическом аппарате установлен комплекс научных приборов, предназначенных для выполнения прямых (in situ) и дистанционных измерений Фобоса как небесного тела (масса, плотность, фигура, гравитационное поле, точные параметры орбиты), внутренней структуры Фобоса, особенностей собственной и вынужденной либрации, физико-химических свойств реголита в месте посадки аппарата.

Изучение Фобоса и создание космической экспедиции к Фобосу представляет также интерес с точки зрения растущей в настоящее время проблемы астероидной опасности Земли. Дело в том, что существует определенная вероятность столкновения некоторых околоземных астероидов (NEO) с Землей. В связи с этим возникают вопросы: что общего и каковы различия между спутниками Марса и околоземными астероидами (кроме различий по размеру)? Результаты изучения Фобоса при выполнении миссии ФОБОС-ГРУНТ могут дать хорошую научную базу для предстоящих исследований околоземных астероидов, а выполнение проекта ФОБОС-ГРУНТ создаст научно-технический задел для подготовки экспедиции к околоземному астероиду, которая включена в Федеральную космическую программу.

В заключение следует заметить, что астероиды, образовавшись на ранних этапах формирования Солнечной системы, так же как и спутники Марса, могут содержать минеральные ресурсы (редкие элементы, минералы, воду). Этот аспект исследований Фобоса в последнее время привлекает все большее внимание с точки зрения будущих межпланетных полетов и возможного освоения Марса.

Литература

- Авдеевский В.С., Аким Э.Л., Маров М.Я., Куликов С.Д., Кремнев Р.С., Пичхадзе К.М., Попов Г.А., Энеев Т.М. (2000) Космический проект «Фобос-Грунт»: Основные характеристики и стратегия развития // Космонавтика и ракетостроение. 2000. № 2.
- Галимов Э.М. (2010) Научное обоснование проекта по доставке грунта с Фобоса // Астрономический вестник. 2010. Т. 44. №1. С. 7-16.
- Маров М.Я. (2010) Космический проект «Фобос-Грунт»: новый этап российской

планетной программы // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. №1. С. 3-6.

Acuna M.H., Connerney J. E. P., Wasilewski P., Lin R. P., Anderson K. A., Carlson C. W., McFadden J. M., Curtis D. W., Mitchell D., Reme H., Mazelle C., Savaud J. A., d'Uston C., Cros A., Medale J. L., Bauer S. J., Cloutier P., Mayhew M., Winterhalter D., Ness N. F. (1998) Magnetic Field and Plasma Observations at Mars: Initial Results of the Mars Global Surveyor Mission // *Science*. 1998. V. 279. P. 1676-1680.

Avanesov G.A., Bonev B.I., Kempe F., Basilevsky A.T., Boycheva V., Chikov K.N., Danz M., Dimitrov D., Duxbury T., Gromatkov P., Halmann D., Head J., Heifets V.N., Kolev V., Kostenko V.I., Kottsov V.A., Krasavtsev V.M., Krasikov V.A., Krumov A., Kuzmin A.A., Losev K.D., Lumme K., Mishev D.N., Mohlmann D., Muinonen K., Murav`ev V.M., Murchie S., Murrey B., Neumann W., Paul L., Petkov D., Petuchova I., Rossel W., Rebel B., Shkuratov Yu.G., Simeonov S., Smith B., Tochev A., Uzunov Yu., Fedotov V.P., Weide G.-G., Zapfe H., Zhukov B.S., Ziman Ya.L. (1989) Television observations of Phobos // *Nature*. 1989. V.341. N. 6243. P. 585-587.

Avduevsky V.S., Akim E.L., Marov M.Ya., Efimov G.B., Eneev T.M., Kulikov S.D., Papkov O.V., Konstantinov M.S., Popov G.A. (1999) Missions to Phobos and other minor bodies with space vehicle of new generation // *Bulletin of the American Astronomical Society*. 1999. V. 31. N. 4.

Bogdanov A.V. (1981) Mars satellite Deimos interaction with the solar wind and its influence on flow around Mars // *Journal of Geophysical Research*. 1981. V. 86. N. A8. P. 6926-6932.

Galeev A.A., Moroz V.I., Linkin V.M., Zakharov A.V., Basilevsky A.T., Surkov Yu.A., Akim E.L., Duxbury T., Kremnev R.S., Martynov B.N., Papkov O.V. (1996) Phobos Sample Return Mission // *Adv. Space Res.* V. 17. N.12. P. [12]31-[12]47.

Dubinina E. M., Lundin R., Pissarenko N. F., Barabash S. V., Zakharov A. V., Koskinen H., Schwingenshuh K., Yeroshenko Ye. G. (1990) Indirect evidences for a gas/dust torus along the Phobos orbit // *Geophys. Res. Lett.* 1990. V. 17[6]. P. 861-864.

Duxbury T., Albee A., Ballhaus W., Elachi C., Zakharov A. (1992) Joint Russian-U.S. Phobos Sample Return Mission. Discovery program Workshop, JPL D-10138, 1992.

Krivov A.V. and Hamilton D.P. (1997) Martian Dust Belts: Waiting for Discovery // *Icarus*. 1997. V. 128, P. 335-353.

Ksanfomalit L.V., Moroz V.I. (1995) Spectral Reflectivity of Phobos` regolith within the range 315-600 nm // *Icarus*. 1995. V. 117.P. 383-401.

Lundin R., Zakharov A.V., Pellinen R. et al. (1989) First measurements of the ionospheric plasma escape from Mars // *Nature*. V. 341.P. 609-612.

Marov M.Ya., Avduevsky V.S., Akim E.L., Eneev T.M., Kulikov S.D., Kremnev R.Z., Pichkhadze K.M., Popov G.A., Rogovsky G.N. (2004) «Phobos-Grunt»: Russian sample return mission // *Advance Space Research*. 2004. V. 33. P. 2276 -2280.

Nagy A.F., Winterhalter D., Sauer K. et al. (2004) The Plasma Environment of Mars // *Space Science Reviews*. 2004. V. 111. P. 33-114. In: Mars` Magnetism and Interaction with the Solar Wind (2004) / Ed. by D. Winterhalter, M. Acuna, A. Zakharov.

Sauer K., Dubinina E., Baumgartel K., Bogdanov A. (1995) Deimos: An Obstacle to the Solar Wind // *Science*. 1995. V. 269. N. 5227. P. 1075 - 1078.

Sagdeev R.Z., Zakharov A.V. (1992) Brief history of the Phobos mission // *Nature*. 1992. V. 341. N. 6243. P. 581-585.

Vaisberg O.L. (1992) The solar wind interaction with Mars: A review of results from early soviet missions to Mars // In: *Geophysical Monograph*. V. 66. Venus and Mars: Atmospheres, Ionospheres, and Solar Wind Interactions/ Ed. by J.G. Luhmann, M. Tatrallyay, R.O. Pepin. P. 311-327.

Zakharov A.V. (1992) The plasma environment of Mars: Phobos mission results // In: *Geophysical Monograph*. V. 66, Venus and Mars: Atmospheres, Ionospheres, and Solar Wind Interactions/ Ed. by J.G. Luhmann, M. Tatrallyay, R.O. Pepin. P. 327-344.

Zakharov A.V., Sukhanov A.A. (1999) Variant A of the Phobos Sample Return Mission Scenario // *Space Forum*. 1999. V. 4. P. 293-306.

Zakharov A.V. (1998) Phobos sample return mission (Intention for future) // In: *Planetary System: The long view/* Ed. by L.M.Celnikier, J.Tran Thanh Van, 9th Rencontres de Boils.

Л.М. Зеленый, А.В. Захаров
Институт космических исследований
Российской академии наук

НАУЧНОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТА ДОСТАВКИ ГРУНТА С ФОБОСА

Рассматриваются цели и основные научные задачи космического проекта ФОБОС-ГРУНТ. Обсуждается содержание исследований, ведущих к решению главной задачи проекта, — доставке на Землю образцов вещества с Фобоса с целью ответа на вопрос о происхождении этого спутника Марса и реконструкции его истории.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Цель исследования вещества Фобоса состоит в том, чтобы получить новые существенные сведения о процессе планетообразования. Знание этого процесса важно для понимания механизма образования Земли и ее ранней истории. Если Фобос — это оставшийся на орбите материал, недособранный Марсом, то мы получаем уникальную возможность изучить структуру и состав того вещества, из которого формировались планеты. Сами планеты, включая Марс, так же, как и Земля, переплавлены, дифференцированы и изменены вторичными процессами. Крупные спутники планет, в том числе Луна, также прошли процессы плавления. У Меркурия и Венеры нет спутников. Есть астероиды, но у них, в отличие от Фобоса, нет адреса, связывающего их с определенной планетой. Поэтому Фобос для целей изучения механизма планетообразования уникален. На Фобосе могут присутствовать также частицы вещества Марса, в том числе относящиеся к периоду его ранней истории.

Первая попытка исследовать Фобос была предпринята в конце 1980-х годов. Доставка грунта тогда не планировалась. Проект предусматривал запуск двух КА, «Фобос-1» и «Фобос-2», с посадкой на поверхность Фобоса и исследованием состава вещества и свойств Фобоса на месте при помощи дистанционных приборов. Проект не был до конца осуществлен. Один аппарат был утрачен на траектории к Марсу, связь с другим («Фобос-2») была потеряна, когда он уже находился на орбите Фобоса. С КА «Фобос-2» были получены снимки Фобоса, выполнены спектральные исследования, уточнена его масса: $(1,082 \pm 0,001) \cdot 10^{16}$ г.

Считалось, что Фобос интересен тем, что сохранил реликтовое вещество Солнечной системы. Так, во всяком случае, формулировались задачи и обоснование проектов ФОБОС-1 и ФОБОС-2. В действительности это — не главное. Реликтовое вещество мы можем наблюдать в метеоритах разных классов. Метеориты подробно изучены. В углистых хондритах идентифицированы органические соединения внеземного происхождения, включая многочисленные изомеры аминокислот, оксикислоты, углеводороды. Выделены зерна алмазов, карбидов, нитрилов, имеющие не встречающиеся на Земле изотопные составы. В некоторых метеоритах установлены тугоплавкие включения, образовавшиеся на самой ранней стадии становления Солнечной системы, когда вокруг только что возникшего Солнца ничего не было, кроме газа и межзвездной пыли. Метеориты разного типа доступны для лабораторного исследования. Комитет по метеоритам РАН располагает одной из богатейших мировых коллекций метеоритов. Поэтому значение исследования Фобоса как источника реликтового вещества второстепенно. Для этого не стоило бы предпринимать дорогостоящий космический эксперимент.

Идея возврата грунта с Фобоса была выдвинута ИКИ РАН, ГЕОХИ РАН, ИПМ РАН и НПО им. С.А.Лавочкина в начале 1990-х годов (Galeev и др., 1996). Это было еще до катастрофы КА «Марс-96». Американцы также рассматривали доставку грунта с Фобоса как перспективный проект в рамках российско-американского сотрудничества по программе «To Mars together» (Duxbury и др., 1992). С потерей аппарата «Марс-96» 16 ноября 1996 г. ситуация резко изменилась. Меньше чем через месяц, 4 декабря 1996 г., NASA отправило к Марсу КА Mars Pathfinder. Перед планетной секцией Совета по космосу, которую возглавлял тогда академик А.А. Галеев, была поставлена задача сформулировать новую программу планетных исследований на ближайшие годы. Секция предложила сосредоточиться на двух

объектах: исследовании Луны с конкретной задачей получить информацию о ее внутреннем строении и составе вещества в полярном кратере (проект ЛУНА-ГЛОБ) и доставке грунта с Фобоса. Последний проект получил название ФОБОС-ГРУНТ, предложенное главным конструктором ГЕОХИ РАН Ю.А. Сурковым, ушедшим из жизни в 2005 г.
















-  Родственно ли вещество Фобоса веществу Марса и SNC-метеоритов? O^{16} - O^{17} - O^{18} . Соотношение Kг/Ag/Ne
-  Имеются ли на Фобосе частицы, выброшенные с поверхности Марса?
-  Поиск и анализ такого материала
-  Содержит ли Фобос следы протосолнечного вещества? Изотопные аномалии
-  Возраст Фобоса
 U/Pb , Sm/Nd , Pb/Sr , $^{182}Hf/^{182}W$, $^{53}Mn/^{53}Cr$, $^{129}I/^{129}Xe$, $^{244}Pu/^{136}Xe$
-  Имеется ли на Фобосе органическое вещество и какова его природа? Присутствие аминокислот, нуклеиновых оснований и др.
-  Сложен ли Фобос первичным или прошедшим дифференциацию материалом? Соотношение REE
-  Какой тип химического фракционирования претерпел Фобос? Минералогический анализ
-  К какому типу метеоритов близко по составу вещество Фобоса?
 $\delta^{13}C$, δD , ^{18}O - ^{17}O - ^{16}O , H_2O
-  Внутренняя структура Фобоса
-  Сейсмозондирование
-  — только при доставке грунта
-  — без доставки грунта
-  Морфология поверхностного слоя Фобоса
-  Видеозапись, буровая колонка

Рис. 1. Вопросы, которые могут быть решены только при доставке грунта (светлый сектор) и без доставки грунта при помощи дистанционных исследований (темная часть сектора)

При утверждении проекта на НТС Российского космического агентства общий сценарий проекта был доложен академиком А.А. Галеевым, а научное обоснование проекта предоставлено академиком Э.М. Галимовым. В 1998 г. ввиду сложной финансовой ситуации руководством Совета РАН по космосу была проведена корректировка плана и принято решение в рамках планетной программы до 2005 г. оставить проект ФОБОС-ГРУНТ, отложив реализацию проекта ЛУНА-ГЛОБ на период после 2005 г.

В разработке облика космического аппарата и сценария полета активное участие принимали чл.-корр. ЭЛ. Аким, академик РАН М.Я. Маров, академик ГА. Попов, зам. ген. конструктора НПО им.С.А.Лавочкина РС. Кремнев, К.М. Пичхадзе и другие ученые и конструкторы.

Полноценное достижение цели проекта — реконструкция процессов планетообразования — возможно лишь при доставке вещества с Фобоса.

На рис. 1, демонстрировавшемся при утверждении проекта ФОБОС-ГРУНТ на НТС Роскосмоса в 1998 г., показано, что большинство сведений, необходимых для достижения целей проекта, может быть получено только при доставке грунта и исследовании его в земных лабораториях.

ЧТО ИЗВЕСТНО О ФОБОСЕ?

Фобос — один из двух спутников Марса (рис. 2). Это — сравнительно небольшое тело неправильной формы размером 26x22x18 км [табл.]. Период обращения Фобоса вокруг Марса составляет 7 ч 39 мин. Орбита Фобоса синхронизирована с периодом обращения. Поэтому Фобос всегда обращен к Марсу одной стороной так же, как Луна к Земле. Радиус орбиты Фобоса вокруг Марса 9378 км. Он летит над поверхностью Марса на высоте всего 6 тыс. км. Плотность Фобоса около 1,9 г/см³ (это — плотность рыхлого песка). Плотность Луны, например, составляет 3,3 г/см³. Ускорение силы тяжести на поверхности Фобоса составляет всего (3...6)·10⁻³ м/с².

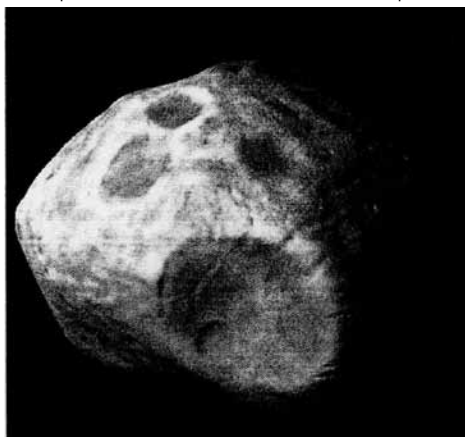


Рис. 2. Фобос



Рис. 3. Кратер Стикни на Фобосе

Поверхность Фобоса неровная. Она испещрена кратерами от столкновения с метеоритами. Самый крупный элемент рельефа — кратер Стикни (рис. 3), он имеет диаметр около 11 км, т.е. занимает больше трети линейного размера Фобоса. Глубина этого кратера превышает 1 км. Особенностью морфологии Фобоса являются линейные структуры. Они имеют характер протяженных углублений, длиной иногда несколько километров, при ширине 100...200 м и глубине 10...20 м. На поверхности Фобоса присутствуют камни и глыбы пород, размером иногда 20...30 м.

Отражающая способность поверхности Фобоса (альbedo) относительно низкая (0,068 по сравнению с 0,367 для Земли).

Температурные измерения, выполненные термоэмиссионным спектрометром, установленным на борту американского орбитального КА Mars Pathfinder, показали, что от освещенной (дневной) к затененной (ночной) стороне Фобоса температура быстро изменяется от приблизительно -4 до -112°C на расстоянии нескольких километров.

Радиус орбиты Фобоса близок к пределу Роша, на котором растягивающие силы гравитационных взаимодействий внутри тела становятся соизмеримы с силами сцепления вещества, т.е. тело близко к тому, чтобы рассыпаться на фрагменты. Возможно, что с этим связаны некоторые черты рельефа Фобоса, например появление линейных борозд. Возможно также, что разрыхление Фобоса приводит к появлению на орбите вокруг Марса повышенного содержания обломочного материала.

Имеющиеся сведения о вещественном составе Фобоса основаны на исследовании его спектральных характеристик. Низкое альbedo Фобоса, сравнимое с альbedo астероидов типа С, явилось основанием для предположения,

что Фобос сложен веществом, близким по составу к углистым хондритам. Однако в спектрах поглощения, полученных при помощи КА Mars Reconnaissance Orbiter (2007), отсутствуют полосы, характерные для связанной воды и органического вещества. Возможно, поверхностный слой реголита Фобоса высушен под влиянием микрометеоритной бомбардировки. Поэтому отбор пылевого реголита с поверхности Фобоса не дает материал, представительный для исследования летучих в составе Фобоса.

Поэтому, а также по той причине, что на поверхности Фобоса могут присутствовать вещества разного происхождения, включая частицы, попавшие с Марса, и частицы метеоритного происхождения, в проекте предполагается использование манипулятора, позволяющего произвести отбор мелких частиц пород, в том числе фрагментов глубинных пород Фобоса, выброшенных на поверхность за счет молодых импактных процессов.

Характеристики Фобоса

1. Масса	1,1·10 ¹⁹ г
2. Размер	26 x 22 x 18км
3. Плотность	1,9 г/см ³
4. Орбита круговая	Радиус 9378 км
5. Альbedo	0,068
6. Синхронное вращение	
7. Рельеф	а) кратеры, крупнейший — Стикни (-10 км) б) прямолинейные борозды шириной 100...200 м, глубиной 10...20 м

СОДЕРЖАНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ, СВЯЗАННЫХ С ГЛАВНОЙ ЗАДАЧЕЙ ПРОЕКТА

Для решения задачи проекта, прежде всего, важен ответ на вопрос — является ли Фобос фрагментом того вещества, из которого формировался Марс, или это чужеродное тело, захваченное на его орбиту. Понятно, что возникает вопрос, как можно будет сравнить вещество Фобоса и Марса, если мы не располагаем веществом, доставленным с Марса.

Сущность замысла, положенного в основу проекта ФОБОС-ГРУНТ, состоит в том, что сравнивается вещество, доставляемое с Фобоса, с веществом SNC-метеоритов (Galimov, 2003; 2006).

Имеется группа метеоритов, которые рассматриваются как осколки Марса. Это так называемые SNC-метеориты по первым буквам трех типичных метеоритов этой группы: Shergotti, Nakhla, Chas-signy. Эти метеориты не содержат хондр, т.е. они относятся к разряду ахондритов — метеоритов, представляющих собой продукт плавления консолидированных небесных тел. Обычно метеориты имеют возраст, сопоставимый с возрастом самой Солнечной системы, т.е. около 4,56 млрд лет. Большинство ахондритов образовалось через 3...5 млн лет после возникновения Солнечной системы. Между тем, SNC-метеориты являются относительно молодыми образованиями. Их возраст (время кристаллизации) варьирует от 1,3 до 0,15 млрд лет. Это значит, что они представляют фрагменты пород дифференцированных планетных тел, которые могли быть выбиты с поверхности планет в результате ударных событий.

О том, что источником SNC-метеоритов является дифференцированное планетное тело, свидетельствует также существенно фракционированное распределение в них редкоземельных элементов (REE). В пользу того, что это был именно Марс, говорит близость изотопных составов газов ⁴⁰Ar/³⁶Ar, ¹⁵N/¹⁴N,

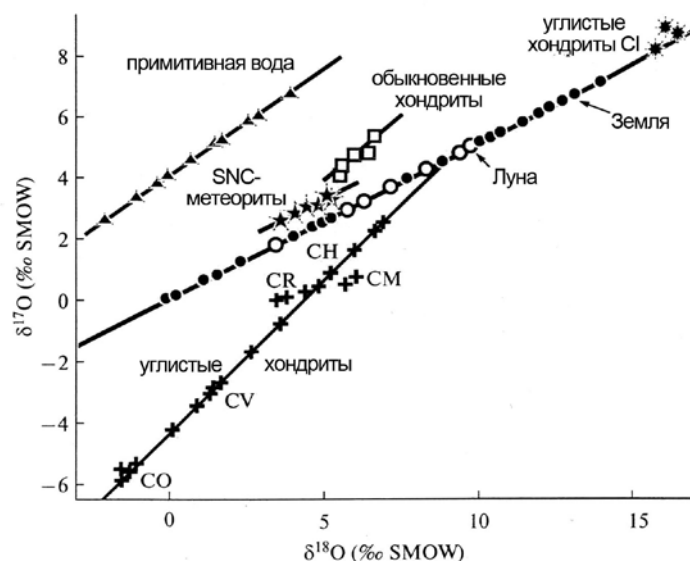


Рис. 4. Соотношение $\delta^{18}\text{O}$... $\delta^{17}\text{O}$ для разных космических объектов

$^{129}\text{Xe}/^{132}\text{Xe}$, выделенных из SNC-метеоритов, и изотопных составов тех же газов в атмосфере Марса, которые были непосредственно измерены марсианскими посадочными аппаратами (KA Viking).

Наиболее важной характеристикой, отличающей SNC-метеориты, является присущее им специфическое соотношение изотопов кислорода ^{16}O - ^{17}O - ^{18}O (рис. 4). В разных участках Солнечной системы на допланетной стадии сложились несколько отличающиеся соотношения трех изотопов кислорода ^{16}O , ^{17}O и ^{18}O . В процессе формирования планета или спутник наследуют соотношение изотопов $^{16}\text{O}/^{17}\text{O}/^{18}\text{O}$, присущее зоне их питания. В дальнейшей истории планеты происходят процессы, изменяющие изотопные соотношения входящих в ее состав минералов и соединений. Эти изменения происходят, однако, пропорционально в парах $^{18}\text{O}/^{16}\text{O}$ и $^{17}\text{O}/^{16}\text{O}$. Отклонения, измеряемые в тысячных долях (‰), обозначаются $\delta^{18}\text{O}$ и $\delta^{17}\text{O}$ и соотносятся приблизительно как 2 к 1. Отсюда изотопные составы кислорода разных веществ в координатах $\delta^{18}\text{O}$ против $\delta^{17}\text{O}$ выстраиваются в линию, которая называется линией масс-зависимого фракционирования. Вещества, имеющие общий космохимический генезис, ложатся на общую линию фракционирования на диаграмме $\delta^{18}\text{O}$... $\delta^{17}\text{O}$. Имеются отдельные, известные специалистам исключения, например, озон в земной атмосфере, но в данном контексте эти подробности не существенны. На рис. 4 показана линия земного фракционирования, на которую ложатся величины $\delta^{18}\text{O}$ и $\delta^{17}\text{O}$, определенные для самых разных минералов, воды и газов на Земле. На эту же линию укладываются величины $\delta^{18}\text{O}$... $\delta^{17}\text{O}$ образцов Луны, что свидетельствует об общем источнике вещества Луны и Земли.

Приблизительно такую же роль генетического параметра, как и изотопы кислорода, играет отношение изотопов хрома $^{53}\text{Cr}/^{52}\text{Cr}$.

На диаграмме ^{16}O - ^{17}O - ^{18}O величины $\delta^{17}\text{O}$ и $\delta^{18}\text{O}$, отвечающие SNC-метеоритам, занимают определенное положение. Оно не совпадает с положением каких-либо других классов метеоритов или с линией земного фракционирования. Анализ доставленного на Землю вещества Фобоса покажет, попадут ли величины $\delta^{17}\text{O}$ и $\delta^{18}\text{O}$ Фобоса на линию SNC-метеоритов. Если – да, то решается несколько вопросов

фундаментальной важности. Во-первых, устанавливается родственность вещества Фобоса веществу Марса. Отсюда приобретает полное значение исследование вещества Фобоса для раскрытия механизма аккумуляции Марса и вообще планет земной группы. Во-вторых, становится практически стопроцентным марсианское происхождение SNC-метеоритов. При этом возрастает их ценность как достоверных представителей вещества Марса. Если – нет, то либо Фобос чужероден Марсу, тогда на первый план выходят схемы захвата Фобоса на орбиту Марса, либо SNC-метеориты не являются породами Марса. Решение вопроса в этом случае откладывается до получения вещества с Марса, а сама доставка вещества с Марса выдвигается на первый план планетно-космических исследований.

Есть еще одна возможность. Дело в том, что на поверхности Фобоса почти определенно присутствуют частицы вещества, выбитые с поверхности Марса. Это, так сказать, локальные микро-«SNC-метеориты». Они могли накапливаться в поверхностном слое и смешиваться с веществом реголита Фобоса. Трехизотопная кислородная характеристика этого аллохтонного по отношению к Фобосу (марсианского) материала и собственного вещества Фобоса может быть неразличимой, если вещество Фобоса и Марса генетически родственно. Однако они различны по другим признакам. Вещество с поверхности Марса должно характеризоваться фракционированным составом редкоземельных элементов, в то время как примитивное вещество Фобоса должно иметь нефракционированную, близкую к хондритовой, характеристику REE (рис. 5).

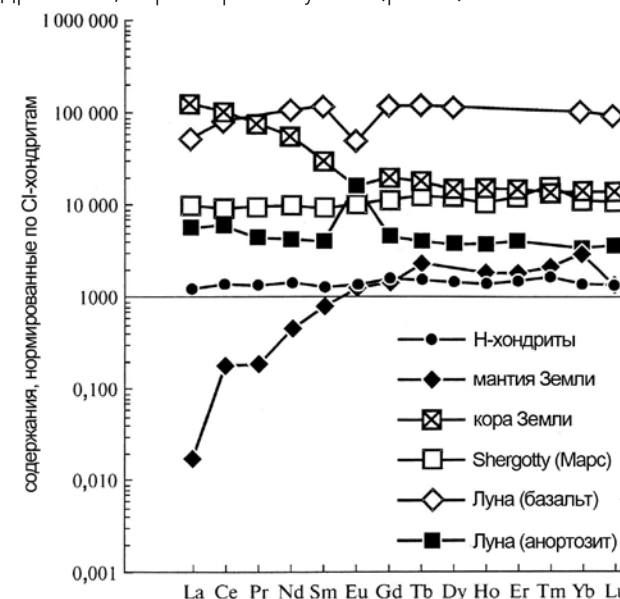


Рис. 5. Распределение редкоземельных элементов (REE) в коре и мантии Луны, Земли в сопоставлении с распределением REE в метеоритах

С этой точки зрения важно получить минералогически идентифицируемые частицы. Поэтому техническим заданием по проекту ФОБОС-ГРУНТ предусматривается сбор на поверхности кусочков пород манипулятором. Этому методу отбора образцов отдается предпочтение, по сравнению с отбором при помощи буровой колонки, как это было в случае доставки образцов с Луны (проекты ЛУНА-16, -20 и -24).

Определение абсолютного возраста вещества Фобоса — необходимый элемент реконструкции его истории. Частицы разного происхождения могут иметь разный

абсолютный возраст. Это требует анализа изотопных систематик современных геохронологических систем: U/Pb, Sm/Nd, Rb/Sr и других. Современные методы геохронологии позволяют не только выполнить прецизионное определение возраста, но и реконструировать по так называемым начальным отношениям изотопов процессы, имевшие место в истории изучаемого материала. Если частицы вещества с Марса, в особенности древнего возраста, будут представлены достаточно обильно, появятся также уникальная возможность реконструкции геологической истории Марса.

Некоторые радиоактивные элементы имеют короткий период полураспада, измеряемый миллионами лет, например ^{26}Al , ^{146}Sm , ^{182}Hf . Это — почти мгновение в масштабе длящейся 4,56 млрд лет истории Солнечной системы. В течение первых десятков миллионов лет короткоживущие изотопы полностью распались. Но сохранились их дочерние изотопы ^{26}Mg , ^{142}Nd , ^{182}W . Поэтому изотопные отношения $^{182}\text{W}/^{183}\text{W}$, $^{26}\text{Mg}/^{24}\text{Mg}$, $^{142}\text{Nd}/^{143}\text{Nd}$ несут информацию о процессах, происходивших на самом раннем этапе зарождения Солнечной системы.

Исследование соотношения и изотопного состава благородных газов — Ne, Ar, Kr, Xe — позволит пролить свет на еще одну важную проблему. Концентрация и изотопный состав благородных газов на Марсе (по результатам измерения в SNC-метеоритах!) отличаются от таковых в углистых хондритах (рис. 6). Возникает вопрос — к чему окажется близок состав благородных газов на Фобосе — к веществу Марса или к веществу углистых хондритов? Разрешение этой альтернативы важно для понимания природы зональности состава благородных газов в Солнечной системе, что, в свою очередь, имеет исключительное значение для процессов, происходивших на ранней стадии ее эволюции.

Один из самых важных и интересных аспектов исследования вещества Фобоса связан с анализом органических соединений. Если состав Фобоса близок к веществу углистых хондритов, то, возможно, в его грунте содержатся органические соединения и полимеры. В свое время наши исследования показали, что спектр отражения Фобоса близок к спектру отражения продуктов сухой возгонки керогена — сложного полимерного органического вещества (рис. 7). В то же время в некоторых отношениях спектральная характеристика Фобоса близка к безводным, лишенным органического вещества, черным хондритам и базальтовым ахондритам. Вопрос остается открытым.

Для того чтобы исследование органической составляющей было результативным, органические соединения должны быть не только определены, но и препаративно выделены и исследован их изотопный состав $^{13}\text{C}/^{12}\text{C}$, $^{15}\text{N}/^{14}\text{N}$, D/H и др. Исследования Марса последних лет показали, что на раннем

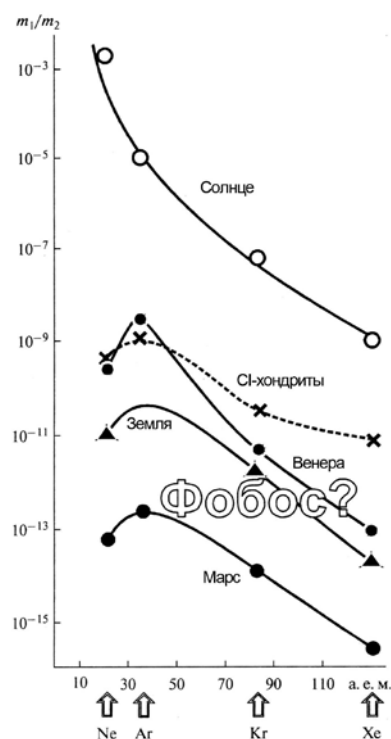


Рис. 6. Сравнительное распределение благородных газов в объектах Солнечной системы

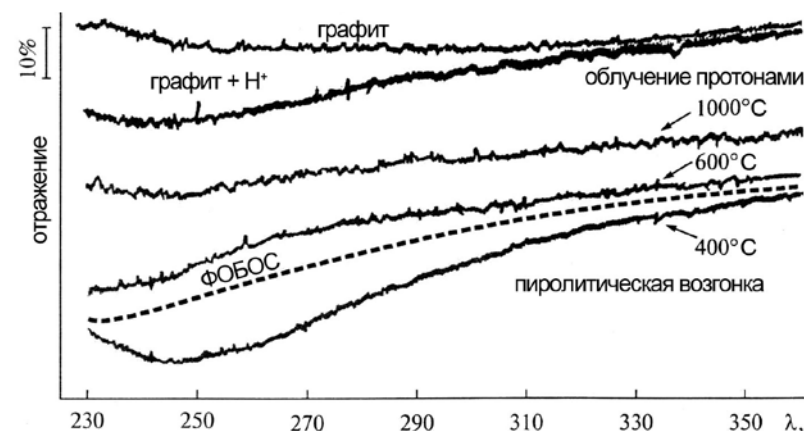


Рис. 7. Сравнение спектра отражения Фобоса со спектрами отражения: пластинок чистого графита, тех же пластинок графита, облученных пучком протонов высокой энергии, и пластинок графита, покрытых продуктами пиролизической возгонки асфальтенов при 1000°C, 600°C и 400°C (Барсуков и др., 1989)

Марсе существовали условия, в которых могла зародиться жизнь. Вероятно, последующие изменения не позволили жизни далеко эволюционировать, и ее развитие остановилось на примитивных формах. Не исключено, что попытки обнаружить присутствие следов этой жизни на современной поверхности Марса окажутся безрезультатными или неубедительными. Однако на Фобосе в частицах древнего вещества, выброшенного с поверхности Марса, могли сохраниться органические структуры, которые можно было бы идентифицировать как "биомаркеры". В любом случае, исследование органических соединений на Фобосе, если они будут найдены, может стать значительным шагом на пути решения проблемы происхождения жизни в Солнечной системе.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБСТАНОВКИ В МЕСТЕ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Как следует из сказанного, решение главных научных задач проекта требует доставки грунта Фобоса на Землю. Вместе с тем, некоторые виды исследований могут быть проведены на месте при помощи дистанционных средств. Прежде всего, это — исследования, связанные с изучением физико-механических свойств и строения Фобоса. В какой степени однородно вещество Фобоса, каков тепловой поток, существует ли зональность в его строении? Видеонаблюдения не только являются частью грунтозаборных операций, но и существенны для детальной характеристики рельефа. Определенные физико-химические исследования, например оценка влажности, получение общих данных о химическом составе пород в месте отбора, предварительный анализ органической составляющей, также следует провести на месте.

Выбор места посадки и ожидаемое состояние грунта в месте посадки оценены в ГЕОХИ РАН (Kuzmin и др., 2003) и описаны в настоящем выпуске.

С целью аттестации места посадки КА «Фобос-Грунт» на него устанавливаются приборы, характеризующие общую физико-химическую обстановку в месте отбора грунта.

В ГЕОХИ РАН изготавливаются следующие инструменты.

Гамма-спектрометр ФОГС

Прибор предназначен для определения содержания основных породообразующих элементов: Si, Mg, Fe, Al, Ca, Ti, K, а также радиоактивных веществ U и Th, K^{40} . Относительное содержание этих элементов позволяет определить тип породы

и соотношение основных породообразующих минералов в месте посадки. Это важно с точки зрения оценки представительности отобранного в данном месте грунта.

Масс-спектрометр МАП-1

Масс-спектрометр предназначен для исследования газовой составляющей грунта в месте посадки. Прибор измеряет масс-спектр в диапазоне от 1 до 200 а. е. м.

Термодетектор ТЕРМОФОб

Термодетектор предназначен для определения температуры и теплофизических свойств поверхностного слоя грунта Фобоса: теплоемкости и теплопроводности. Точность измерения температуры 0,25°C, диапазон определяемых температур от -17 до +100°C.

Сейсмометр "СЕЙСМО-1"

Сейсмометр предназначен для записи сейсмического шума. Сейсмоакустические исследования позволят получить информацию о механических свойствах, плотности и внутреннем строении Фобоса. Запись сейсмического шума может пролить свет на наличие и природу тектонических (и микротектонических) процессов, происходящих на Фобосе.

Помимо этих приборов, в ГЕОХИ РАН подготовлен прибор "Метеор-Ф", детектор космической пыли. Он предназначен для определения плотности потока метеоритных частиц вблизи Марса. Это исследование весьма важно с точки зрения оценки метеоритной (микрометеоритной) опасности для полетов космических аппаратов к Марсу. Возможно, небольшие спутники Марса - Фобос и Деймос - являются источниками твердых частиц в окрестности Марса в связи как с их метеоритной бомбардировкой, так и с близостью орбиты Фобоса к пределу Роша. Диапазон измеряемых детектором масс частиц от 10^{-14} до 10^{-5} г и скоростей от 3 до 35 км/с. Исследование функций распределения частиц по массам и скоростям позволит реконструировать характеристики потока и оценить вероятность встречи с частицами, угрожающими живучести космических аппаратов в окрестности Марса.

Ряд приборов, предназначенных для исследований в месте посадки, выполняется ИКИ РАН в сотрудничестве с другими организациями. В их числе нейтронный спектрометр ХЕНД, лазерный времяпролетный масс-спектрометр ЛАЗМА, масс-спектрометр вторичных ионов МАНАГА. Они предназначены для определения элементного и изотопного состава реголита Фобоса. Термический дифференциальный анализатор ТДА и хроматограф ХМС-1Ф предназначены для анализа летучих соединений. Ряд TV-камер обеспечивает получение изображений.

Наряду с исследованием и доставкой грунта предполагаются попутное исследование некоторых физических характеристик на трассе перелета, а также наблюдения Марса и явлений в околомарсианском пространстве.

Подчеркнем, однако, еще раз, что проект будет иметь ценность, адекватную затратам, только в случае доставки грунта. Поэтому вызывает озабоченность перегруженность аппарата приборами дополнительного и второстепенного назначения, так как, в конечном счете, это снижает надежность достижения главной цели.

ГРУНТОЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО

Грунтозаборный комплекс включает манипулятор, перегрузочное устройство, приемную капсулу и TV-камеры визуального контроля.

Это - наиболее ответственная часть космического аппарата, от безупречной работы которой зависит конечный успех проекта.

Как выше отмечалось, исходя из научных задач проекта, было решено отказаться от варианта грунтозаборного устройства, основанного на бурении и отборе ко-

лонки грунта, т.е. варианта, который был реализован при отборе грунта на Луне автоматическими станциями "Луна-16, -20 и -24". Манипулятор должен при визуальном контроле обеспечить отбор образцов как дисперсного реголита, так и отдельных фрагментов пород. Предполагается доставка образца общей массой около 100 г.

Манипулятор изготавливает ИКИ РАН при общем контроле и ответственности за работоспособность всего комплекса со стороны НПО им. С.А. Лавочкина.

ОРГАНИЗАЦИЯ ЛАБОРАТОРНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Капсула с образцом после ее поступления на Землю доставляется в приемную лабораторию, где она вскрывается в условиях, обеспечивающих предохранение образцов от химического и биологического загрязнения.

Предварительные исследовательские процедуры включают описание состояния пробы, определение массы и гранулометрического состава пробы, фотографирование, определение фазового состава, предварительный химический и минералогический анализ.

Полученные результаты определяют план дальнейших исследований образца, которые разделяются на две части - глубокую аттестацию образца, обеспечивающую получение фундаментальных сведений о веществе Фобоса, предусмотренных целями проекта, и вторую часть - связанную с передачей образца в разные лаборатории мира для детальных исследований тех свойств и теми методами, которые будут предложены этими лабораториями.

Первая часть исследований должна быть осуществлена в приемной лаборатории, на которую будет возложена задача проведения плановых исследований. Период этих исследований должен быть ограничен 2-4 месяцами, после чего образцы согласно заявкам должны поступить в распоряжение других лабораторий для инициативных исследований.

Плановые исследования должны включать следующие виды анализа.

Элементный анализ включает как локальные методы (рентгеновский микрозонд, электронная микроскопия с энергодисперсионным анализатором, лазерная абляция с ICP-MS, масс-спектрометрия вторичных ионов), так и методы, требующие приготовления порошковых проб (РФА, ИНАА), растворения в кислотах (ICP-MS, ICP-AES, AAS), дробления или нагревания в вакууме небольших навесок образцов до состояния плавления (масс-спектрометрия благородных газов).

Локальные исследования с помощью рентгеновского микрозонда позволяют определять элементный состав от Na до U с чувствительностью ~0,0% в точке размером 2 мкм, исследовать вариации состава в пределах минеральных зерен и распределение элементов по площади. Исследование требует изготовления аншлифа, после этого анализ можно считать неразрушающим. В ГЕОХИ РАН имеется лучший на сегодня прибор SX-100 фирмы Сатеса.

Масс-спектрометрия с индуктивно связанной плазмой (ICP-MS) позволяет определять содержание широкого круга элементов-примесей из растворов с чувствительностью анализа на уровне 10^{-9} г/г. Этот вид анализа - один из наиболее универсальных - позволяет получать информацию по наибольшему кругу элементов, в особенности при анализе таких «трудных» элементов как платиноиды, рений. В ГЕОХИ РАН имеется лучший на сегодня по многим параметрам ICP-MS спектрометр Element-XR.

Лазерная абляция в сочетании с ICP-MS позволяет проводить локальный анализ вещества с чувствительностью порядка 10^{-7} г/г, а по ряду элементов и выше. Масса сжигаемого вещества в единичном анализе обычно не превышает 1 мкг.

Масс-спектрометрия вторичных ионов (SIMS) на приборах высокого разрешения (SHRIMP или Cameca -1280) применяется в первую очередь для изотопных исследований, но используется также для микроэлементного анализа. Этот вид анализа позволяет определять практически все элементы, включая водород, с

локальностью в 10 мкм и менее. Расходуется на порядок меньшее количество вещества, чем при лазерной абляции. Из поставляемых сегодня приборов Сатеса SIMS-1280 имеет лучшие характеристики.

Содержание и изотопный состав благородных газов определяется с помощью масс-спектрометров, специально сконструированных для исследования благородных газов, - HELIX и ARGUS.

Инструментальный нейтронно-активационный анализ (ИНАА) традиционно используется как диагностический метод при исследовании метеоритного вещества, особенно для определения ряда сидерофильных и халькофильных элементов.

Оптическая (атомно-эмиссионная) спектрометрия с индуктивно связанной плазмой (ICP-AES) позволяет определять содержание широкого круга элементов-примесей из растворов с чувствительностью анализа на уровне 10^{-7} г/г твердой породы. Этот метод хорошо дополняет ICP-MS и нейтронноактивационный анализ для того, чтобы круг определяемых элементов был наиболее полным. В ГЕОХИ РАН имеется надежно работающее оборудование для этого вида анализа.

Рентгено-флуоресцентный анализ (РФА) — определение состава в отношении главных элементов и примесей с относительно высокой распространенностью (0,0% и выше).

Исследования вариаций в составе стабильных изотопов (H, C, O, S, Fe, Cu, Mo) входят в число базовых исследований доставленного грунта. Для анализа D/H, $^{13}\text{C}/^{12}\text{C}$, $^{18}\text{O}/^{17}\text{O}/^{16}\text{O}$, $^{34}\text{S}/^{32}\text{S}$ используют масс-спектрометры с газовым источником (например, MAT-253, Delta) и соответствующие системы пробоподготовки, т.е. выделения нужного элемента (соединения) в виде, пригодном для изотопного анализа. Для изотопного анализа элементов, не дающих устойчивых газообразных соединений, в настоящее время подходящим прибором является многоколлекторный масс-спектрометр (МС) с индуктивно-связанной плазмой (МС-ICP-MS) типа Neptune. В ГЕОХИ РАН имеются давние традиции и опыт проведения изотопного анализа стабильных изотопов.

Как уже отмечалось, ключевую роль в установлении происхождения Фобоса должно сыграть определение соотношения содержания трех изотопов кислорода $^{16}\text{O}/^{17}\text{O}/^{18}\text{O}$. Исследование представительной порошковой пробы размером порядка 1 мг проводится путем лазерного фторирования образца с последующей очисткой кислорода и его изотопным анализом в масс-спектрометре с газовым источником (MAT-253). Такой анализ дает наиболее точные результаты с погрешностью на уровне 0,0‰. Локальный изотопный анализ кислорода может быть выполнен с помощью масс-спектрометрии вторичных ионов (SIMS). При этом виде анализа практически не расходуется образец, но погрешности измерений заметно больше, около 0,3‰ на приборе Сатеса SIMS-1280 и 0,6‰ на SHRIMP-II. Различия по $\delta^{17}\text{O}$ между земным кислородом и SNC-метеоритами составляет 0,3‰. Это означает, что весьма желательно провести изотопный анализ кислорода по классической схеме с максимально достижимой точностью. Однако в очень малых пробах локальный неразрушающий анализ может оказаться единственной возможностью получить достоверный результат. Локальный изотопный анализ с помощью SIMS позволяет исследовать вариации изотопного состава в отдельно взятом зерне и при исследовании микровключений. Поэтому необходимо подготовить базу для исследований изотопного состава кислорода как классическим методом (MAT-253), так и с помощью ионного зонда (SIMS).

Анализ изотопных систем с долгоживущими материнскими нуклидами ($^{238,235}\text{U}$, $^{206,207}\text{Pb}$, ^{87}Rb , ^{87}Sr , ^{40}K , ^{40}Ar , ^{147}Sm , ^{143}Nd , ^{176}Lu , ^{176}Hf , ^{187}Re , ^{187}Os , ^{190}Pt , ^{186}Os) в минералах позволит установить возраст пород Фобоса, а также время возможных преобразований вследствие, например, ударных процессов. Разные изотопные системы имеют различную устойчивость по отношению к различным событиям в соответствии с геохимическими свойствами входящих в эти пары элементов. Для исследования систем U-Pb, Sm-Nd, Rb-Sr, Re-Os используют мультиколлек-

торный твердофазный масс-спектрометр TRITON. Для Lu-Hf-анализа необходим мультиколлекторный ICP-MS-спектрометр Neptune. Для ^{40}Ar - ^{39}Ar -датирования требуется специальный газовый масс-спектрометр ARGUS с соответствующей системой выделения газа и подготовки его к анализу.

Исследование изотопных систем с короткоживущими материнскими нуклидами (^{26}Al , ^{26}Mg , ^{182}Hf , ^{182}W , ^{53}Mn , ^{53}Cr , ^{129}I , ^{129}Xe , ^{244}Pu , ^{136}Xe и др.) позволит расшифровать наиболее ранние процессы формирования и эволюции вещества Фобоса, протекавшие еще во время распада этих короткоживущих изотопов. Для проведения этих исследований необходимы уже упоминавшиеся выше мультиколлекторные ICP-MS типа Neptune, микроанализатор Сатеса IMS-1280.

Для поиска изотопных аномалий, связанных с досолнечными частицами карбида кремния и алмаза, в ГЕОХИ РАН разработаны и используются основные методики выделения наноалмаза и SiC. Для этих исследований необходим NanoSIMS NS-50L фирмы Сатеса, обладающий гораздо большей локальностью, чем SIMS Сатеса -1280, — доли микрона, — хотя и сильно уступающий последнему по точности анализа. Однако ожидаемые изотопные аномалии в досолнечных частицах вполне отвечают возможностям этого прибора.

Предполагаются также детальные исследования органического вещества с использованием комплекса современного высокоразрешающего хромато-масс-спектрометрического оборудования. Целью является максимально подробная характеристика органической составляющей с идентификацией индивидуальных соединений: аминокислот, нуклеиновых оснований, углеводов и др. Очевидно, что в полном объеме эти исследования будут выполняться с участием многих лабораторий.

Помимо аттестационных исследований, основной задачей приемной лаборатории является организация длительного и безопасного хранения образца.

Исследование вещества Фобоса, в случае успешного завершения миссии, безусловно, явится крупным шагом в понимании процессов образования планет Солнечной системы и условий возникновения жизни.

Литература

- Барсуков В.Л., Галимов Э.М., Кодина Л.А., Домогарова Н.Д. (1989) О возможном влиянии конденсации на поверхности некоторых космических тел продуктов ударного пиролиза органического вещества на формирование их спектров отражения // Докл. АН СССР. 1989. № 5.
- Галимов Э.М. (2004) Состояние и перспективы исследования Луны и планет // Вестн. РАН. 2004. Т. 74. № 12. С. 1059-1068.
- Duxbury G., Albee A., Ballhaus W. et al. (1992) Joint Russian-U.S. Phobos sample return mission. Discovery program Workshop, 1992. JPL D-10138.
- Galeev A.A., Moroz V.L., Linkin V.M. et al. (1996) Phobos sample return mission // Adv. Space Res. 1996. V. 17. № 12. R(12)31-(12)47.
- Galimov E.M. (2003) State of the planetary research in Russia («Phobos GR» and «Luna-Glob» projects) // Proc. 5th Int. Lunar Conf. Adv. Astronaut. Sci. Sci. and Technol. Ser. 2003. V. 108. P. 23-31.
- Galimov E.M. (2006) «Phobos-Grunt», the Russian Project // Science in Russia. 2006. № 1. P. 4-12.
- Kuzmin R.O., Shingareva T.V., Zabalueva E.V. (2003) An engineering model for the Phobos surface // Sol. System Res. 2003. V. 37. № 4. P. 266-281.

Э. М. Галимов
Институт геохимии и аналитической
химии им. В. И. Вернадского, РАН

КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ «ФОБОС-ГРУНТ»: НОВЫЙ ЭТАП РОССИЙСКОЙ ПЛАНЕТНОЙ ПРОГРАММЫ

Основой современной стратегии в исследованиях дальнего космоса служит создание высокотехнологичных и, вместе с тем, доступных с учетом бюджетных ограничений, космических аппаратов для решения актуальных научных задач. Проект ФОБОС-ГРУНТ, предназначенный для забора образцов пород с поверхности спутника Марса Фобоса и доставки их на Землю, полностью отвечает этим критериям. Данный проект - первая после длительного перерыва российская планетная миссия с использованием космического аппарата нового поколения, сильно отличающегося от его предшественников. Реализуемость проекта достигается использованием передовых технологий и носителей среднего класса. Проект призван, в первую очередь, решить важную научную задачу современной космохимии – изучение в земных лабораториях первичного вещества, не сильно модифицированного в процессе эволюции Солнечной системы. Предусмотрена также обширная программа прямых и дистанционных исследований на поверхности Фобоса и в околомарсианском пространстве при помощи комплекса бортовых научных приборов. Одновременно проект должен продемонстрировать высокую эффективность оригинальных технических решений, заложенных при разработке базового космического аппарата. Создание такого космического аппарата и его летные испытания при реализации проекта ФОБОС-ГРУНТ открывают перспективы осуществления долговременной программы космических исследований планет и малых тел Солнечной системы и решения широкого круга других научных и прикладных задач.

Исторически нашей стране принадлежит выдающаяся роль в исследованиях Солнечной системы, отмеченная пионерскими достижениями в период 1960-1980 гг. в изучении Луны, планет земной группы – Венеры и Марса - и кометы Галлея, с использованием автоматических космических аппаратов. К сожалению, ситуация резко изменилась в последующие годы, особенно в постперестроечный период, вызванная сложной экономической ситуацией в стране и резким сокращением финансирования работ по космосу. Негативное влияние оказало неполное выполнение программы полета в 1989г. двух космических аппаратов к спутнику Марса Фобосу. Тем не менее, путем дистанционных измерений при помощи бортовых фотометров, были получены определенные сведения о свойствах поверхности (реголита) этого небесного тела [Ксанфомалити и др., 1997; Ksanfomalality, Mogozi, 1995]. Катастрофические последствия на отечественную программу планетных исследований оказал неудавшийся запуск к Марсу в 1996 г. КА "Марс-96", не вышедшего на расчетную орбиту из-за отказа разгонного блока ракеты-носителя. Не суждено было сбыться амбициозным планам, включавшим, помимо исследований спутника Марса, доставку на поверхность Марса посадочной станции и двух пенетраторов, оснащенных аппаратурой для прямых измерений на поверхности и в приповерхностном слое грунта. В результате отечественная планетная программа оказалась в глубочайшем кризисе, утратив на несколько лет поддержку со стороны как Совета по космосу Российской академии наук и руководства космической отрасли, так и международной научной общественности, потерявшей немалые средства, вложенные в создание научных приборов, установленных на этом аппарате.

Возродить российскую программу планетных исследований, имеющую замечательные традиции, призван проект ФОБОС-ГРУНТ. Для того чтобы начать работы по этому проекту, потребовались, однако, немалые усилия, предпринятые первоначально небольшой группой энтузиастов уже вскоре после гибели «Марса-96», на фоне глубокой депрессии в нашем научном (прежде всего, планетном) сообществе. Несмотря на то, что секция Совета РАН по космосу «Планеты и малые тела Солнечной системы» отметила в своем решении от 20.03.1998 г., что исследование Марса, Луны и Фобоса имеют ряд общих научных и технических проблем, и указала, что доставка образца вещества Фобоса на Землю является важнейшей научной задачей, финансирование лунно-планетной

программы осуществлялось в течение многих лет на минимальном уровне. История этого сложного периода в российской программе космических исследований и неэффективности руководства при выборе целевых направлений исследований, обстоятельно изложена в книге Э.М. Галимова [Галимов, 2010а]. Тем не менее, благодаря энергичной работе упомянутой выше группы специалистов - представителей ряда ведущих научных и промышленных организаций, в первую очередь НПО им. Лавочкина, НИИПМЭ МАИ, ИПМ им. Келдыша РАН, ЦНИИМАШ, при участии ГЕОХИ им. Вернадского РАН и ИКИ РАН, - удалось в сжатые сроки провести в полном объеме этап научно-исследовательских работ (НИР) по созданию базового аппарата нового поколения – универсального космического модуля, предназначенного для решения широкого круга задач планетных исследований [Авдудевский и др., 2000; Marov, 2004]. Это сделало возможным после завершения НИР в 1999 г. перейти с начала 2000 г. к этапу эскизного проектирования КА «Фобос-Грунт» и начать опытно-конструкторские работы (ОКР). К большому сожалению, из-за хронического недофинансирования этого проекта сроки его реализации трижды смещались от первоначально намеченного 2003 г. на 2005 г., а затем на 2009 г. и, наконец, на 2011 г.

В проекте ФОБОС-ГРУНТ используется первый КА на базе универсального космического модуля для планетных исследований, реализуемого в начале второй декады нового столетия. Одновременно он обеспечивает необходимый задел для осуществления комплексного плана космических исследований дальнего космоса на последующий период при резком сокращении финансовых затрат. Удешевление процесса создания и запуска аппаратов на носителях среднего класса («Союз-Фрегат», «Зенит»), наряду с использованием новейших технологий, прорывных технических решений, существующей технологической и производственной базы и, к счастью, пока еще сохранившегося богатого опыта в НПО им. Лавочкина и в ряде смежных организаций, служат необходимой основой такой принципиально новой долговременной стратегии.

Выбор в качестве актуальной научной задачи планетных исследований полета к Фобосу и доставки на Землю образцов пород с этого небесного тела не случаен. Детальное изучение в условиях земных лабораторий взвешенного вещества, «закапсулированного» в своем составе процессы химических и фазовых превращений на протяжении миллиардов лет, способно дать ответы на принципиально важные вопросы относительно происхождения и эволюции небесных тел и Солнечной системы в целом, и тем самым внести решающий вклад в решение ключевых проблем современного естествознания – космогонии, космохимии, астробиологии. Следует подчеркнуть, что проблемы космохимии выходят сейчас на передний край в исследованиях планет и малых тел, поскольку только детальное изучение взвешенного вещества способно дать ответы о генезисе Солнечной системы, реконструировать основные механизмы ее формирования. С этими проблемами непосредственно связаны также интригующие вопросы относительно эволюции в космосе и на небесных телах первичного органического вещества и зарождения жизни, в частности, возникновения ранней биосферы Земли [Галимов, 2010 г., Проблемы зарождения..., 2008].

Образцы пород с Фобоса представляют особый интерес еще и в силу остающейся до конца не решенной проблемы происхождения спутников Марса (Фобоса и Деймоса): являются ли они реликтовыми телами со времени аккреционной стадии или астероидами, позднее захваченными гравитационным полем планеты. Сценарий захвата в целом отвечает концепции, согласно которой постоянно происходит миграция комет и астероидов с периферии Солнечной системы (пояса Эджеворта-Койпера) в ее внутренние области - зону расположения планет земной группы [Marov, Ipatov, 2001]. Наиболее интенсивно миграция происходила на самых ранних этапах эволюции Солнечной системы, с чем связывается, в частности, доставка основной массы летучих на планеты земной группы в процессе

гетерогенной аккреции и формирования их атмосфер/гидросфер [Маров, 2005; Маров, Ипатов, 2005]. Согласно этим оценкам, количество воды, доставленной на Землю кометами и астероидами класса углистых хондритов, могло быть сопоставимо с массой земных океанов. Моделирование миграции малых тел непосредственно связано также с анализом роли столкновительных процессов и транспорта вещества в Солнечной системе и оценками эффективности переходов астероидов на орбиты, пересекающиеся с орбитами Земли, Венеры, Марса, в частности, с проблемой астероидной опасности. В свою очередь, миграция пылевых частиц могла внести существенный вклад в перенос биогенных форм материи [Маров, 2010].

Доставленные на Землю образцы вещества с Фобоса станут самыми первыми породами, слагающими астероидоподобное тело. Можно ожидать, что в слое реголита на поверхности Фобоса частично присутствуют также частицы вещества с Марса, покидавшие его вследствие импактных процессов. О такой возможности определенно свидетельствуют найденные на Земле метеориты класса SNC, происхождение которых с высокой степенью вероятности связывается с Марсом. Если аналогичные фрагменты будут найдены среди пород, доставленных с Фобоса, это значительно повысит надежность выводов относительно хронологии эволюционных процессов на Марсе, а возможно, и о совместном происхождении планеты и ее спутников (как это имеет место в системах планет-гигантов), что имеет неоценимое значение для сравнительной планетологии. Для понимания процессов эволюции вещества в пределах Солнечной системы первостепенный интерес представляет получение данных измерений элементного, минералогического и изотопного состава, в первую очередь, изотопных отношений кислорода и основных пороодообразующих элементов.

Одновременно с этим, предполагаются длительные исследования физико-химических свойств реголита на поверхности Фобоса и в его ближайшем космическом окружении при помощи комплекса разнообразных научных инструментов. Они дадут важные сведения о свойствах поверхности и природе этого тела, особенностях его внутреннего строения и собственного движения, физических условиях околопланетной среды в окрестностях Марса и Фобоса (пылевые частицы тора вдоль орбиты Фобоса, плазма и ее вариации и др.). Будут получены данные и о самом Марсе при его дистанционных наблюдениях как в процессе сближения КА с Фобосом, так и после старта возвращаемого аппарата при помощи оставленного на его поверхности модуля, оснащенного научной аппаратурой для прямых измерений на поверхности Фобоса и дистанционных измерений характеристик окружающей среды в системе Фобоса и Марса. Заметим, что естественный спутник впервые становится платформой для длительных исследований самой планеты. Научные задачи, решаемые с использованием комплекса научных приборов, вместе с описанием конструкции, технических характеристик КА «Фобос-Грунт» и сценария экспедиции, рассчитанной почти на три года, были ранее подробно изложены в работе [Зеленый и др., 2010], а описанию установленной на КА научной аппаратуры посвящен специальный номер журнала «Астрономический вестник» [2010]. О задачах, связанных с контролем радиационной и метеорной обстановки в окрестности Фобоса, говорится в упомянутой выше работе [Галимов, 2010б], а вопросы выбора и аттестации мест посадки аппарата на поверхность Фобоса подробно рассмотрены в работе [Базилевский, Шингарева, 2010].

Успех проекта зависит как от надежности космического аппарата, представляющего собой сложный комплекс современных компьютеризированных систем и автоматических исполнительных органов, работающих с высокой степенью автономии, так и от баллистико-навигационного обеспечения миссии в едином контуре функционирования бортового и наземного комплексов управления. Потребуется высокая точность и надежность их работы на всех многочисленных эта-

пах полета, обеспечивающая гибкость маневрирования, формирование промежуточной орбиты вокруг Марса и орбиты сближения с Фобосом, мягкую посадку на его поверхность, взлет с поверхности и выход на околомарсианскую орбиту, перевод возвращаемого аппарата на траекторию полета к Земле, вход в ее атмосферу и посадку капсулы с грунтом в заданном районе. Этим проблемам посвящена обстоятельная работа [Аким и др., 2010] и они более подробно освещаются в настоящем издании.

Как видим, проект ФОБОС-ГРУНТ находится на самых передовых рубежах современной науки о Вселенной и вносит весомый вклад в развитие космической техники. Он удачно вписывается в международную стратегию изучения Солнечной системы и призван дать ответы на ряд вопросов фундаментального научного значения, позволяя, вместе с тем, избежать дублирования с космическими проектами других стран, в частности, с амбициозной широкомасштабной марсианской программой НАСА. Мы здесь занимаем вполне определенную собственную нишу. В проведении ряда научных экспериментов участвуют европейские и американские ученые. Перспективы широкого международного сотрудничества открываются при изучении доставленных с Фобоса на Землю образцов реликтового вещества в лабораториях мира, которым, несомненно, будет предоставлена такая возможность. На КА «Фобос-Грунт» установлен спутник Марса массой 120 кг, созданный учеными и инженерами Китайской Народной Республики, который будет отделен от орбитального аппарата вскоре после его выхода на марсианскую орбиту. Это позволит ученым КНР, вслед за началом осуществления программы исследований Луны, реально включиться в программу исследований Марса. Планетное общество США, в сотрудничестве с российскими и немецкими биологами, устанавливает на возвращаемом аппарате специальную небольшую капсулу с микроорганизмами (эксперимент Биофобос-Лайф), с целью изучения после возвращения на Землю того, какое влияние окажут на них факторы космической среды за три года «путешествия» в открытом космосе.

Перспективные российские проекты исследования космоса на основе универсального базового модуля предусматривают полеты к кометам, астероидам главного пояса, астероидам, сближающимся с Землей (NEO), и в систему Юпитера (в первую очередь, к наиболее интересным из галилеевых спутников Европе и/или Ганимеду, предположительно обладающих глубоким водным океаном), обеспечивая решение актуальных задач изучения планет и малых тел на основе гибкой стратегии и широких технических возможностей многофункционального базового КА, включая оснащение его электрореактивными двигателями малой тяги. Естественно, что технические решения, положенные в основу проекта ФОБОС-ГРУНТ, подвергнутся при реализации этих перспективных проектов определенной модификациям в зависимости от решаемых конкретных задач. Важно, вместе с тем, еще раз подчеркнуть, что проект ФОБОС-ГРУНТ является первым необходимым этапом на данном стратегически важном направлении космических исследований Солнечной системы.

Литература

- Авдудевский В.С. и др. (2000) Космический проект «Фобос-Грунт»: Основные характеристики и стратегия развития // Космонавтика и ракетостроение. 2000. №2.
- Аким Э.Л. и др. (2010) Доставка на Землю реликтового вещества с Фобоса. Проект «Фобос-Грунт»: баллистика, навигация и управление полетом // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2010. Т. 44. № 1. С.29-40.
- Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. Специальный выпуск: проект «Фобос-Грунт» (2010). Приборы для научных исследований. 2010. Т. 44. № 5.
- Базилевский А.Т., Шингарева Т.В. Выбор и характеристика места посадки КА «Фобос-Грунт» // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы.

2010. Т. 44. № 1. С. 4-47.

Галимов Э.М. (2010a) Замыслы и просчеты: Фундаментальные космические исследования в России последнего двадцатилетия. Двадцать лет бесплодных усилий. М.: Едиториал УРСС, 2010. 304 с.

Галимов Э.М. (2010b) Научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*. 2010. Т. 44. № 1. С.7-16.

Зеленый Л.М., Захаров А.В., Полищук Г.М., Мартынов М.Б. (2010) Проект экспедиции к Фобосу // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*. 2010. Т. 44. № 1. С.17-28.

Ксанфомалити Л.В., Петрова Е.В., Хартманн У.К. (1997) Неоднородность реголита Фобоса по степени зрелости // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*. 1997. Т.31. № 5. С. 422-426.

Маров М.Я. (2005) Малые тела и некоторые проблемы космогонии // *УФН*. 2005. Т. 175. № 6. С. 668-678.

Маров М.Я., Ипатов С.И. (2005) Миграция пылевых частиц и доставка летучих на планеты земной группы // *Астрономический Вестник. Исследования Солнечной системы*. 2005. Т. 39. № 3.

Маров М.Я. (2010) Приток пыли и летучих на планеты земной группы // В кн: *Космическая пыль на Земле // Материалы рабочего совещания «Космическая (метеорная) пыль на поверхности Земли», 28-30 августа 2009 г. Миасс: ИГЗ УрО РАН, 2010. С. 54-70.*

Проблемы зарождения и эволюции биосферы / Под ред. Э.М. Галимова. М.: Книжный дом «Либроком», 2008. 552с.

Ksanfomality L.V., Moroz V.I. (1995) Spectral reflectivity of the Phobos regolith // *Icarus*. 1995. V.117. P.383-401.

Marov M.Ya., Ipatov S.I. (2001) Volatiles inventory and formation of planetary atmospheres. // In: *Collisions in the Solar System* (M.Ya. Marov and H. Rickman eds.). Kluwer Academic Publishers, 2001.

Marov M.Ya. et al. (2004) «Phobos-Grunt»: Russian sample return mission // *Advance Space Research*. 2004. 33. P. 2276 -2280.

М.Я. Маров
ГЕОХИ им. В.И. Вернадского РАН

БЕЗ КОСМИЧЕСКИЕ ПЛАТФОРМЫ АППАРАТА «ФОБОС-ГРУНТ» - ОСНОВА БУДУЩИХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ И ЛУННЫХ СТАНЦИЙ

Космические данные и результаты их обработки обеспечивают глубокий прорыв в новейших технологиях, направленных на решение актуальных научных, социально-экономических задач России. Эти исследования стимулируют разработку новейших технологий, элементной и приборной базы. В настоящее время принципиально новые знания могут быть получены только с использованием уникальной аппаратуры высокой эффективности и сложных космических систем.

Одним из таких немногих высокоамбициозных космических проектов является ФОБОС-ГРУНТ, который по своим задачам и исполнению соответствует мировому уровню (Зеленый Л.М. и др.,2009). Космический аппарат (КА) создается НПО им. С.А. Лавочкина в приоритетном порядке в соответствии с Федеральной космической программой 2006-2015 гг. (ФКП-2015). В основу разработки конструкции КА положены современные научно-технические решения, подтвержденные 20 патентами РФ. На рис. 1 представлен этот КА на стенде для испытаний.



Рис. 1. Космический аппарат «Фобос-Грунт» на вибродинамических испытаниях

Проект ФОБОС-ГРУНТ выполняется в двух приоритетных целях:

- проведение фундаментальных космических исследований Марса и его спутника Фобоса с доставкой на Землю грунта Фобоса;
- разработка основных служебных систем и агрегатов перспективной космической платформы для будущих планетных исследований.

Проведенный анализ возможностей создания универсальной космической платформы для различных межпланетных станций показал, что такая платформа не будет оптимальной в силу разнообразия решаемых научных задач, нередко противоречащих друг другу, и не будет иметь достаточную массогабаритную эффективность. Наиболее рациональным в этом случае является подход, основанный на модульном принципе, т.е. создание серии эффективных, надежных, хорошо отработанных служебных модулей (Полищук Г.М. и др.,2006). В результате проектно-конструкторских исследований сформированы основные критерии вы-

бора служебных платформ и модулей:

- энергопотребление научной аппаратуры;
- массогабаритные характеристики научной аппаратуры;
- запас топлива;
- точностные характеристики и др.

По нашему мнению, все межпланетные экспедиции, осуществляемые автоматами в настоящее время и в обозримом будущем, можно классифицировать так:

- экспедиции с проведением дистанционных исследований;
- экспедиции с проведением контактных исследований;
- экспедиции с доставкой на Землю образцов вещества;
- комплексные экспедиции.

Проведенный системный анализ возможных способов реализации указанных космических экспедиций позволяет сформировать следующий наиболее рациональный состав унифицированных служебных модулей (рис. 2):

- перелетный модуль, который является основным структурным элементом космического аппарата, обеспечивающим его перелет и управление на всех этапах функционирования;
- маршевая двигательная установка выведения, предназначенная для выведения КА после окончания работы ракеты космического назначения на отлетную от Земли траекторию;
- двигательная установка ПМ, предназначенная для создания импульсов скорости перелета, торможения, посадки, движения вокруг центра масс и др.;
- возвращаемый аппарат, предназначенный для старта с планеты или малого тела Солнечной системы и перелета к Земле с обеспечением посадки спускаемого аппарата с образцами вещества;
- спускаемый аппарат, предназначенный для торможения в атмосфере Земли и посадки контейнера с образцами вещества.

Следует отметить, что модульный принцип построения автоматических КА применялся и ранее, в частности на НПО им. С.А. Лавочкина, при создании научных космических аппаратов серии «Луна», «Марс», «Венера», «Вега» и др. Например, в лунном проекте был создан корректирующе-тормозной модуль (блок КТ), на который устанавливались «Луноход» или взлетная ракета со спускаемым аппаратом [Автоматические космические аппараты..., 2010].

В рамках проекта космического аппарата «Фобос-Грунт» созданы указанные выше космические служебные модули, основанные на инновационных, но уже отработанных на Земле проектно-конструкторских решениях.

В настоящее время в НПО им. С.А. Лавочкина широко развернуты проектно-конструкторские и проектно-поисковые работы по перспективным автоматическим КА для исследования планет и малых тел Солнечной системы [Полищук Г.М., 2009] – рис. 3.

Основой конструкции перспективных аппаратов являются созданные космические модули. Коротко приведем описание новых проектов космических комплексов.

«Луна-Глоб»:

- получение результатов мирового уровня о внутреннем строении Луны и кратера на южном ее полюсе;
 - исследование воздействий на Луну приходящих корпускулярных потоков и электромагнитного излучения.
- Запуск – 2013 год.

«Луна-Ресурс»:

- разведка природных ресурсов Луны;
 - доставка мобильной исследовательской станции – Лунохода.
- Запуск – 2013 год.

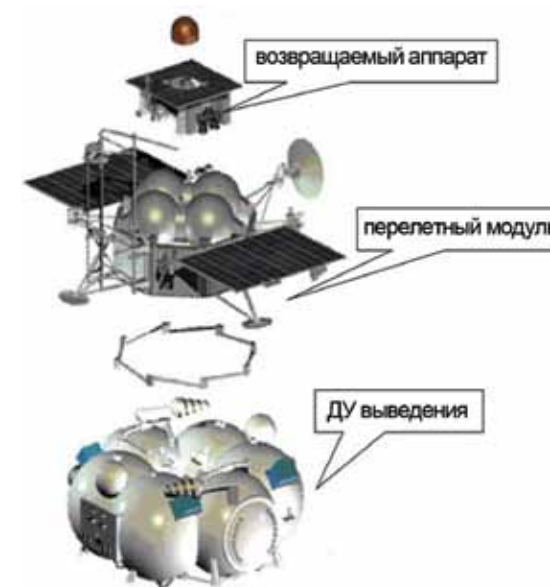


Рис. 2. Основные служебные модули космического аппарата «Фобос-Грунт»

«Венера-Д»:

- проведение измерений химического состава атмосферы Венеры;
- съемка поверхности на этапе спуска;
- панорамная съемка поверхности после посадки;
- определение минерального состава вещества поверхностного слоя;
- точные измерения температуры и давления, потоков излучения, характеристик аэрозольной среды;
- получение данных о сейсмической активности планеты.

Космический аппарат включает: орбитальный аппарат, спускаемый аппарат, атмосферные зонды с длительным сроком активного существования.
Запуск – 2016 год.

«Марс-НЭТ»:

- непрерывный и глобальный мониторинг климата и сейсмообстановки на Марсе;
 - навигационное обеспечение экспедиций на Марс.
- Космический аппарат включает: перелетный модуль, орбитальный аппарат, спускаемые аппараты.
Запуск – 2016 год.

«Астероид» (в частности «Апофис»):

- уточнение траектории угрожающего Земле астероида Апофис путем установления на нем радиомаяка и других маркеров для осуществления высокоточного сопровождения астероида;
 - исследование структурных и физических свойств астероида с целью изучения возможных вариантов воздействия на него.
- Запуск – 2020 год.



Рис. 3. Адаптация служебных модулей к перспективным космическим комплексам для фундаментальных планетных исследований

«Марс-Грунт»:

- доставка образцов вещества с Марса на Землю;
 - уточнение инженерно-технических моделей атмосферы и поверхности Марса;
 - детальный геохимический анализ вещества грунта на Марсе;
 - исследование процессов взаимодействия атмосферы, солнечного излучения и поверхности Марса.
- Запуск – 2020 год.

«Лаплас-Европа-П»:

- исследование Юпитера и его спутника Европы дистанционно со спутника «Европа-П» и контактными методами с помощью посадочного зонда;
 - взятие проб вещества поверхности для исследования состава и выявления признаков экзобиологической активности.
- Запуск – 2020 год.

«Меркурий-П»:

- исследование морфологии, околопланетной плазмы, геологии, кратерирования, структуры и поверхности Меркурия;
 - проведение картографии, химического анализа грунта, сейсмоки, гравиметрии.
- Запуск – 2024 год.

Предварительный проектно-конструкторский и технологический анализ проектов автоматических космических комплексов для реализации перспективной научной программы показывает целесообразность их создания на базе уже име-

ющихся служебных модулей «Фобос-Грунт», что обеспечит выполнение программы в достаточной полной мере с заданной надежностью и эффективностью в условиях реального финансирования.

Реализация (даже частичная) указанной научной программы обеспечит России лидирующее положение в области фундаментальных планетных исследований, а использование разработанных в рамках проекта ФОБОС-ГРУНТ новых технологий в народном хозяйстве будет способствовать инновационному социально-экономическому развитию страны.

Литература

- Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований (2010) / Под общ. ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010.
- Зеленый Л.М., Захаров А.В., Полищук Г.М., Аким Э.Л. (2009) Экспедиция к Фобосу. М.: Физматлит, 2009. С.239-250.
- Полищук Г.М. (2009) Перспективные российские работы для научных исследований // Пятьдесят лет космических исследований. М.:Физматлит, 2009 С.221-238.
- Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. и др. (2006) Космические аппараты для фундаментальных научных исследований// Полет, 2006. № 8. С.13-20.

**В.В. Хартов, К.М. Пичхадзе,
В.В. Ефанов, М.Б. Мартынов**
НПО им. С.А. Лавочкина

ЧАСТЬ 2

ПРОГРАММНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ - МАРС - ФОБОС - ЗЕМЛЯ

2.1 КОНЦЕПЦИЯ ЭКСПЕДИЦИИ

На рубеже нового тысячелетия возникла необходимость создания космических аппаратов нового поколения для исследования планет и малых тел Солнечной системы. Одновременно требовался вариант научно-значимой миссии, способной объединить усилия ученых и технических специалистов. Такой экспедицией стал проект ФОБОС-ГРУНТ.

Основной, «пионерской», научно-технической задачей проекта является доставка на Землю образцов вещества спутника Марса Фобоса с целью их комплексного изучения в наземных лабораториях. Кроме этого, предполагается исследование Марса и Фобоса дистанционными и контактными методами.

За время проектирования, в силу различных обстоятельств, научные и технические задачи проекта претерпевали изменения, что приводило к изменению состава космического комплекса и корректировке концепции экспедиции, которая в целом была окончательно завершена только в 2007 г.

Следует отметить, что менялись не только отдельные элементы космического комплекса и космического аппарата, но и их структура в целом. Так, например, по соглашению между Роскосмосом и Китайской национальной космической администрации в состав космического аппарата был включен китайский микро-спутник YH-1, при помощи которого российский КА «Фобос-Грунт» впервые в истории человечества осуществит «двухточечные» измерения параметров околомарсианской плазмы и проведет эксперименты по радиопросвечиванию марсианской ионосферы радиосигналами на двух частотах.

В проекте наиболее полно применяется принцип многодисциплинарности, т.е. получения значимой научной информации для максимально возможного количества различных научных дисциплин.

Например, в рамках экспедиции ФОБОС-ГРУНТ будет проведен попутный биологический эксперимент. Для его обеспечения в спускаемый аппарат помещаются капсулы с образцами биокультур, которые совершат «путешествие» до Марса и обратно на Землю. Таким образом предполагается проверить теорию панспермии - возможность переноса жизни во Вселенной с одного космического тела на другое при помощи метеоритов или под действием давления света.

Научная программа, выполняемая на борту космического аппарата «Фобос-Грунт», разработана при головной роли Института космических исследований РАН с участием Института геохимии и аналитической химии им. В.И.Вернадского РАН, Института радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН и ряда других научных организаций.

Космический аппарат «Фобос-Грунт» разрабатывается головным предприятием ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» при тесном содействии предприятий - соисполнителей, основными из которых являются: ОАО «РКС», ФГУП «НИИМаш», АНО «НТИЦ «Техком», ОАО «Сатурн», ОАО «Концерн «Вега», ОАО «НПЦ «Поллюс», ОАО «ТКС-Оптика», ФГУП «НПО ИТ», ЗАО Инженерная фирма «Орион-ХИТ», ГКБ «Южное», ИКИ РАН, ОАО «ИСС им. Решетнева», АНО «АКНИИПО», ОАО «НИАИ «Источник» и др.

Проект ФОБОС-ГРУНТ реализуется с широким международным участием. Кроме доставки к Марсу китайского микро-спутника, в соответствии с соглашением между Роскосмосом и ЕКА привлекаются наземные станции управления ЕКА; ученые Германии, Италии, Китая, Франции, Украины, Швеции, Швейцарии и Польши вносят большой вклад в создание научной аппаратуры.

Одной из особенностей проекта является высокая «массовая стоимость» доставки на Землю вещества Фобоса. Первоначальная масса заправленного космического аппарата с китайским микро-спутником на момент старта с опорной орбиты ИСЗ составляет порядка 13,5 т, масса спускаемого аппарата, который

обеспечит торможение в атмосфере Земли капсулы с грунтом - не более 7 кг, а масса доставляемых на Землю образцов вещества - всего порядка 200 г.

Концепция миссии и ее основные элементы показаны на рис. 1, основные характеристики проекта приведены в таблице.

Основные параметры проекта ФОБОС-ГРУНТ

Дата запуска	Ноябрь 2011 г.
Ракета-носитель	“Зенит-2”
Прилет к Марсу	Сентябрь 2012 г.
Время межпланетного перелета Земля – Марс	10 – 11 месяцев
Старт с Фобоса	Февраль – март 2013
Время межпланетного перелета Марс – Земля	10 – 11 месяцев
Дата подлета к Земле	Август 2014 г.
Общее время миссии	~ 33 – 34 месяца
Масса, кг:	
КА (заправленного)	13 500
научной аппаратуры	50
образцов грунта Фобоса	0,2

На этапах проектных проработок рассматривались различные схемы экспедиции, в том числе и с применением электрореактивных двигателей. В результате была выбрана схема прямого полета с возвращением к Земле.

Выведение космического аппарата на низкую орбиту искусственного спутника Земли осуществляется ракетой-носителем «Зенит» с космодрома Байконур. После отделения от ракеты-носителя космический аппарат при помощи трех включений маршевой двигательной установки переходит на траекторию полета к Марсу.

Особенностью схемы выведения является то, что первые два импульса осуществляются по программе, заложенной на Земле еще до старта, а параметры третьего маневра до старта в бортовой комплекс управления не заносятся. После выполнения второго включения маршевой двигательной установки и перехода космического аппарата на вторую промежуточную орбиту предусматривается полет КА по этой орбите примерно в течение семи суток. За это время уточняются фактические параметры орбиты, определяются время проведения и параметры третьего маневра, которые передаются на борт КА в виде командно-программной информации.

На перелете проводятся три коррекции траектории, что (по сравнению с двумя) позволяет минимизировать значение суммарного корректирующего импульса и повысить точность подлета к Марсу.

Подлет к Марсу происходит по пролетной траектории с высотой перицентра около 700...1000 км.

Следующий этап экспедиции – формирование орбиты для сближения с Фобосом. Идеология этого этапа уже была отработана в предыдущей экспедиции к Фобосу и осуществляется по трехимпульсной схеме.

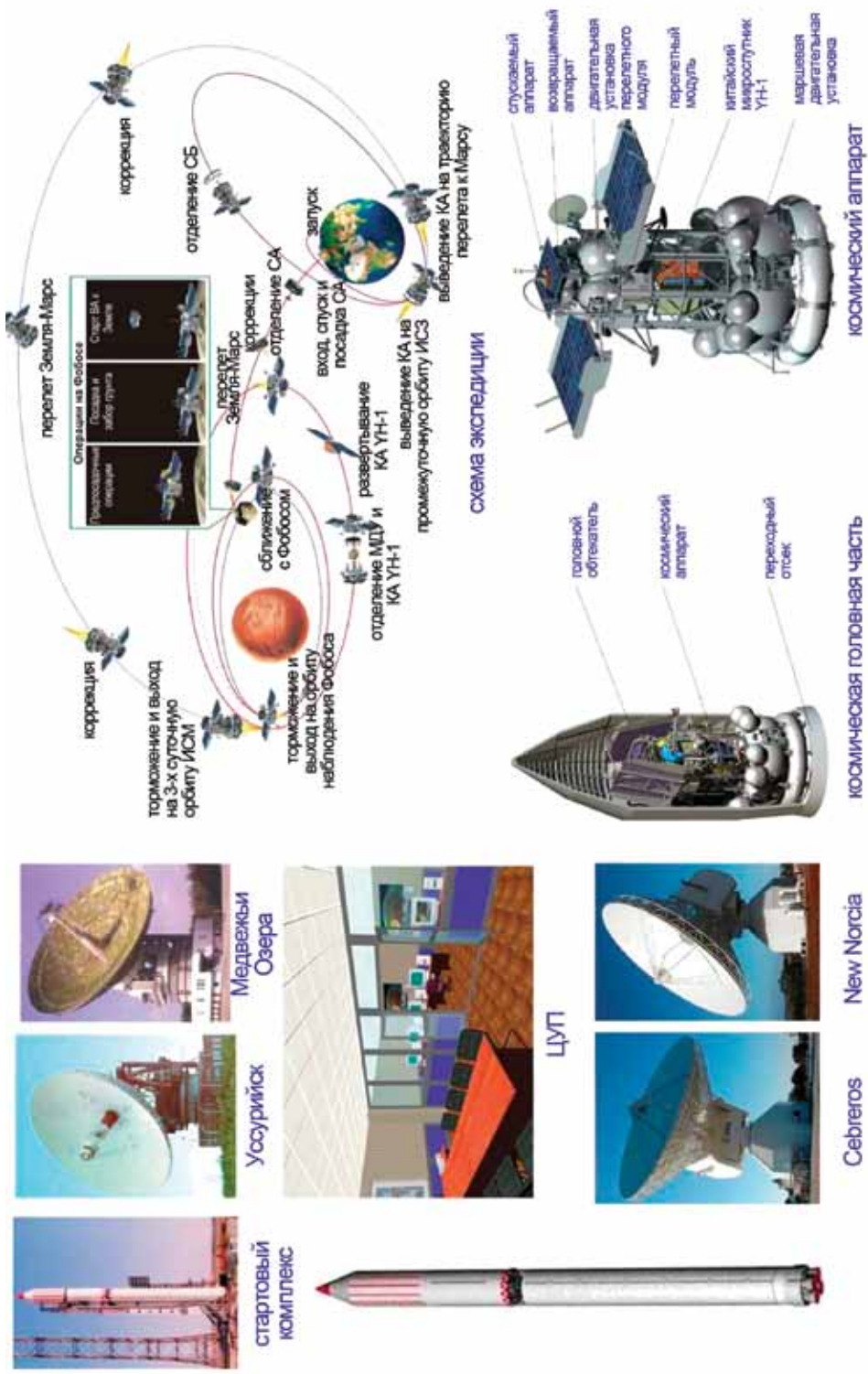


Рис. 1. Концепция экспедиции ФОБОС-ГРУНТ

В соответствии с этой схемой при помощи маршевой двигательной установки выдается первый импульс, и космический аппарат выводится на начальную эллиптическую орбиту вокруг Марса с высотой перицентра ~700 км, апоцентра ~ 77 000 км и периодом обращения порядка трех суток. На этой орбите осуществляется отделение китайского микроспутника.

Далее вторым импульсом, который выполняется в апоцентре, КА увеличивает перицентр орбиты до высоты, несколько превышающей высоту орбиты Фобоса.

Третий импульс в перицентре формирует круговую орбиту с радиусом приблизительно 9900 км (на ~500 км выше орбиты Фобоса) в плоскости орбиты Фобоса.

Период обращения КА на этой круговой орбите 8,3 ч. Находясь на этой орбите, космический аппарат один раз в четверо суток будет сближаться с Фобосом на расстояния в несколько сот километров.

Функционирование на орбите наблюдения необходимо для проведения точных навигационных измерений взаимного движения космического аппарата и Фобоса, что требуется для перехода на еще более близкую к Фобосу квазиспутниковую орбиту.

Квазиспутниковая орбита космического аппарата имеет равный с орбитой Фобоса период обращения, но отличается от нее по высоте на несколько десятков километров в меньшую и в большую стороны на разных частях орбиты.

Двигаясь по такой орбите, космический аппарат постоянно находится вблизи Фобоса на расстоянии 50...130 км. Более того, особенность квазиспутниковой орбиты состоит в том, что в системе координат Фобоса космический аппарат совершает оборот вокруг этого спутника Марса за 7,36 ч.

Функционирование на этой орбите необходимо для уточнения взаимного положения двух тел и изучения места посадки на поверхности Фобоса.

Посадка запланирована в экваториальной области Фобоса, не видимой с Марса. Такое положение космического аппарата на поверхности Фобоса позволяет избежать попадания космического аппарата в тень Марса и обеспечивает требуемую энергетику.

Посадка космического аппарата на поверхность Фобоса сводится, по сути, к стыковке двух тел. Выполнение операций по стыковке осуществляется на значительных дальностях от Земли, при которых наземная поддержка этих операций ограничена (время распространения сигнала в одном направлении – около 20 мин). Кроме того, Фобос – тело неправильной формы, гравитационное поле которого недостаточно изучено.

Все эти особенности диктуют необходимость автономного, автоматического проведения заключительного этапа сближения с поверхностью Фобоса и посадки.

Для выполнения автономной посадки космического аппарата будут задействованы несколько приборов: телевизионные камеры для получения изображений предполагаемой зоны посадки, лазерный высотометр-вертикант и доплеровский измеритель скорости и дальности.

Ввиду незначительной силы тяготения на Фобосе, в момент контакта космического аппарата с поверхностью будут включены двигатели малой тяги, обеспечивающие прижим и устойчивость КА на поверхности.

Разработано несколько алгоритмов забора грунта. В случае нештатной посадки или проблем с энергетикой выполняется короткий алгоритм «вслепую», без осуществления связи с Землей. Забор будет произведен грунтозаборным устройством пенетрационного типа, а питание осуществляться от специального химического источника тока.

В случае, если системы космического аппарата функционируют нормально, будут осуществлены предварительные исследования грунта Фобоса научными приборами, выбор предпочтительных образцов, после чего произведен забор образцов грунта.

Образцы грунта укладываются в герметичную капсулу, которая впоследствии

перегружается в спускаемый аппарат. После этого возвращаемый аппарат готов к старту с Фобоса.

При помощи механических толкателей возвращаемый аппарат отделяется с относительной скоростью около 1 м/с от перелетного модуля, который остается на поверхности Фобоса.

После отхода возвращаемого аппарата от поверхности Фобоса на безопасное расстояние включается его двигательная установка, и аппарат выходит на орбиту вокруг Марса с высотой, несколько меньшей высоты орбиты Фобоса.

Далее, откорректировав орбиту, удобную для старта к Земле, выполняются операции по переводу возвращаемого аппарата на межпланетную траекторию Марс – Земля. Этот перевод производится по трехимпульсной схеме, подобной той, которая использовалась для перевода КА с межпланетной траектории на круговую орбиту вокруг Марса, но в обратной последовательности.

Траектория полета возвращаемого аппарата обеспечивает прямой вход его в атмосферу и посадку в заданном районе на поверхности Земли. С этой целью при подлете аппарата выполняются несколько коррекций траектории.

За несколько суток перед подлетом к Земле от возвращаемого аппарата отделяется спускаемый аппарат. В результате аэродинамического торможения спускаемого аппарата при спуске в атмосфере происходит снижение скорости аппарата приблизительно с 12 до 30 м/с, с которой и осуществляется посадка на Землю.

Разброс места падения представляет собой эллипс с характерными размерами до тридцати километров. Поиск спускаемого аппарата на поверхности Земли осуществляется с помощью наземных стационарных и мобильных средств.

Завершающей задачей спускаемого аппарата является доставка капсулы с образцами грунта Фобоса на Землю для лабораторных исследований при обязательном выполнении международных требований обеспечения карантина для внеземного вещества.

Доставкой образцов грунта с Фобоса на Землю экспедиция не заканчивается. Перелетный модуль остается на поверхности Фобоса для продолжения выполнения научной программы экспедиции в течение одного года.

Для реализации научно-технических задач проекта космический аппарат спроектирован по модульному принципу, при этом параметры модулей превосходят существующие российские и зарубежные аналоги (рис. 2).

Основным структурным элементом космического аппарата является перелетный модуль, обеспечивающий управление работой КА «Фобос-Грунт» на всех этапах его автономного функционирования, кроме этапа полета от Марса к Земле.

Для забора образцов грунта Фобоса в составе перелетного модуля предусмотрены два манипулятора с различными типами грунтозаборных устройств.

Грунтозаборное устройство цангового типа предназначено для многократного забора грунта, а пенетрационное грунтозаборное устройство - для внедрения керна в грунт и перекладки его вместе с грунтом в возвращаемую капсулу. Оно является одноразовым, но впоследствии может быть использовано для рыхления грунта.

Кроме того, после выполнения целевой задачи – забора грунта - манипулятор будет обеспечивать доставку образцов вещества Фобоса к аналитическим приборам на корпусе аппарата.

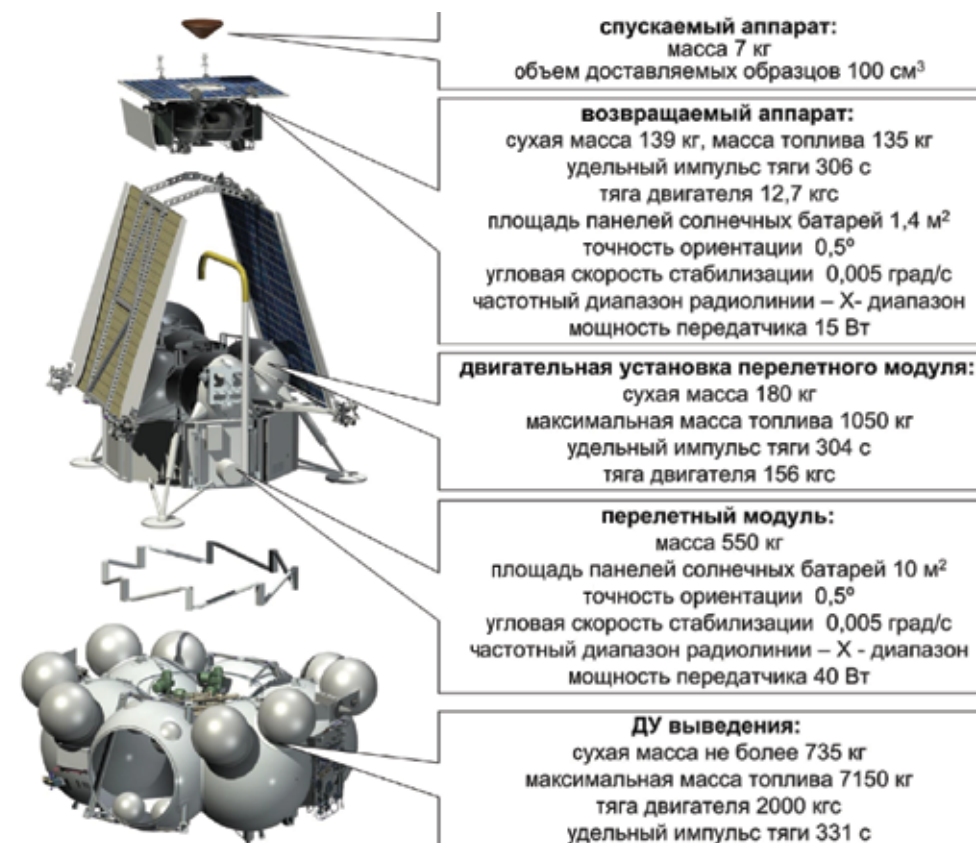


Рис. 2. Модули космического аппарата «Фобос-Грунт»

В проекте реализована усовершенствованная схема выведения – «самовыводящийся» космический аппарат. Отличительной особенностью схемы является отсутствие разгонного блока как автономной составной части ракетно-космического комплекса; выведение осуществляется при помощи маршевой двигательной установки космического аппарата, а управление - при помощи системы управления и исполнительных органов КА.

Двигательная установка перелетного модуля предназначена для создания импульсов скорости движения центра масс космического аппарата на этапе полета, торможения, посадки на поверхность Фобоса, а также обеспечения движения вокруг центра масс на всех вышеперечисленных этапах и во время работы маршевой двигательной установки.

Основным конструктивным элементом возвращаемого аппарата является двигательная установка, к которой крепятся панели сотовой конструкции с установленными на них служебными приборами, панель солнечной батареи, а также спускаемый аппарат.

Двигательная установка возвращаемого аппарата предназначена для создания импульсов скорости движения центра масс и вокруг центра масс на этапе взлета с поверхности Фобоса, перелета Марс – Земля и формирования траекто-

рии входа спускаемого аппарата в атмосферу Земли.

Спускаемый аппарат предназначен для торможения в атмосфере Земли и посадки на Землю герметичной капсулы с образцами грунта Фобоса.

Одним из основных этапов экспедиции ФОБОС-ГРУНТ является посадка спускаемого аппарата с образцами вещества Фобоса на Землю, его поиск и эвакуация, что накладывает повышенные требования по надежности как на системы спускаемого аппарата, так и на систему его поиска. В связи с этим принято решение, что торможение СА в атмосфере Земли осуществляется только за счёт аэродинамического сопротивления, без использования парашютной системы, которая, как показал мировой опыт, может и не сработать.

Посадка спускаемого аппарата осуществляется на полигон Сары-Шаган, который оснащён необходимыми измерительными средствами для определения точки приземления СА, не имеющего активных средств типа радиомаяка, с погрешностью не более 100 м, а на завершающем этапе поиска СА используются поисковые группы, оснащённые вертолётами и беспилотными летательными аппаратами.

Требования к установке приборов научной аппаратуры настолько противоречивы, что не позволили сформировать научную аппаратуру автономным модулем. В соответствии с этим приборы научной аппаратуры размещены на различных элементах конструкции перелетного модуля.

Литература

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований (2010) / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.

Зеленый Л.М., Захаров А.В., Ксанфомалити Л.В. (2009) Исследования Солнечной системы, состояние и перспективы // Успехи физических наук. 2009. Т. 179. №10. С. 1118-1140.

Мартынов М.Б. (2010), Модульное построение космических аппаратов: анализ эффективности, перспектива применения // Полет. 2010. №7. С. 72-78.

Мартынов М.Б., Куликов С.Д., Горошков И.Н. Проект Фобос-Грунт // Земля и Вселенная. 2002. №6. С. 25-36.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. (2009) Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина». 2009. №2. С. 3-7.

Патент на промышленный образец RU 61281 S. Аппарат космический для доставки инопланетного грунта (2005) / Горошков И.Н., Мартынов Б.Н., Мартынов М.Б. и др. (Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»). №2005502554; заявлено 06.09.2005 // «Промышленные образцы» ФГУ ФИПС. 2005.

Zelenyi L., Zakharov A., Martynov M., Polischuk G. (2010) Project of the mission to Phobos // Solar System Research. 2010. V. 44. N. 1. P. 15-25.

Мартынов М.Б.
НПО им. С.А. Лавочкина

2-2 СОСТАВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Космический аппарат (КА) «Фобос-Грунт» создается на базе вновь разрабатываемого унифицированного многоцелевого модуля, предназначенного для решения ряда фундаментальных и прикладных задач планетных исследований.

Космический аппарат состоит из следующих компонентов:

- маршевая двигательная установка (МДУ) выведения со сбрасываемым блоком баков, предназначенная для создания импульсов скорости движения центра масс на этапе выведения космического аппарата с орбиты ИСЗ, сформированной ракетой-носителем, на орбитальную траекторию;
- перелетный модуль (ПМ), который является основным структурным элементом, обеспечивающим управление работой КА на всех этапах его функционирования, кроме этапа полета возвращаемого аппарата от Марса к Земле;
- возвращаемый аппарат (ВА), обеспечивающий управление на этапах взлета с поверхности Фобоса и перелета Марс - Земля, формирование траектории входа спускаемого аппарата в атмосферу Земли;
- спускаемый модуль или спускаемый аппарат, предназначенный для торможения в атмосфере Земли и посадки на Землю герметичного контейнера с образцами грунта Фобоса.

Основные характеристики КА «Фобос-Грунт» представлены в табл. 1.

Структурная схема автоматического космического комплекса (АКК) приведена на рис. 1.

На рис. 2 показано размещение КА «Фобос-Грунт» на ракете-носителе; на рис. 3 – схема членения КА; на рис. 4 – общий вид КА «Фобос-Грунт» в транспортном положении, на рис. 5 – в рабочем положении.

Перелетный модуль

Перелетный модуль является основным структурным элементом космического аппарата, обеспечивающим управление работой КА на всех этапах его функционирования, кроме возвращения.

В состав ПМ входят следующие основные системы:

- бортовой комплекс управления;
- бортовой радиокомплекс;
- антенно-фидерная система;
- система электроснабжения;
- система терморегулирования.

В концепцию построения перелетного модуля заложен многоуровневый модульный принцип. Непосредственно ПМ сформирован в виде конструктивно законченного автономного агрегата, приспособленного к независимой наземной экспериментальной отработке и автономному штатному функционированию.

Силовым элементом является корпус-адаптер между ДУ выведения и ДУ перелетного модуля.

Модулями второго уровня являются унифицированные панели сотовой конструкции (8 шт), с установленными на них приборами. Выбор такого количества панелей обусловлен максимальным использованием площади адаптера, но при этом размер панели достаточен для установки единичных приборов. Панели являются адаптивными модулями, позволяющими при помощи закладных элементов устанавливать приборы различного типа.

Модульная схема членения перелетного модуля приведена на рис. 6.

Основные характеристики перелетного модуля представлены в табл. 2.

Общий вид перелетного модуля показан на рис. 7.

Таблица 1. Основные характеристики КА "Фобос-Грунт"

Масса, кг: КА при старте комплекса научной аппаратуры	13 500 50
Ракета-носитель + разгонный блок	Зенит-2 + МДУФ
Космодром	Байконур
Год запуска	2011 г. (ноябрь)
Срок активного существования	3 года
Вероятность безотказной работы КА	$\geq 0,93$
Гарантийный ресурс	4 года 9 мес.
Электрическая мощность, кВт: – перелетный модуль – возвращаемый аппарат	1 0,3
Тип и площадь солнечной батареи, м ² : – перелетный модуль – возвращаемый аппарат	Арсенид–галлиевая, 8,9 Арсенид–галлиевая, 1,64
Тип аккумуляторной батареи и емкость, Ач: – перелетный модуль – возвращаемый аппарат	Никель–водородная, 50 Никель–металлгидридная, 10
Скорость передачи служебного канала, кбит/с	До 16
Частотный диапазон бортового радиокомплекса	X- диапазон

Таблица 2. Основные характеристики перелетного модуля КА "Фобос-Грунт"

Масса КА, кг: На начальной орбите ИСМ При посадке на Фобос	1750 1250
Точность наведения, угл. мин	0,5
Скорость стабилизации, град/с	0,005
Диапазон системы связи	X-диапазон
Тяга двигателей, кгс	160
Удельный импульс, с	307
Количество двигателей: – двигатели малой тяги – двигатели коррекции	20 4

**рис. 1.** Структурная схема АКК "Фобос-Грунт"

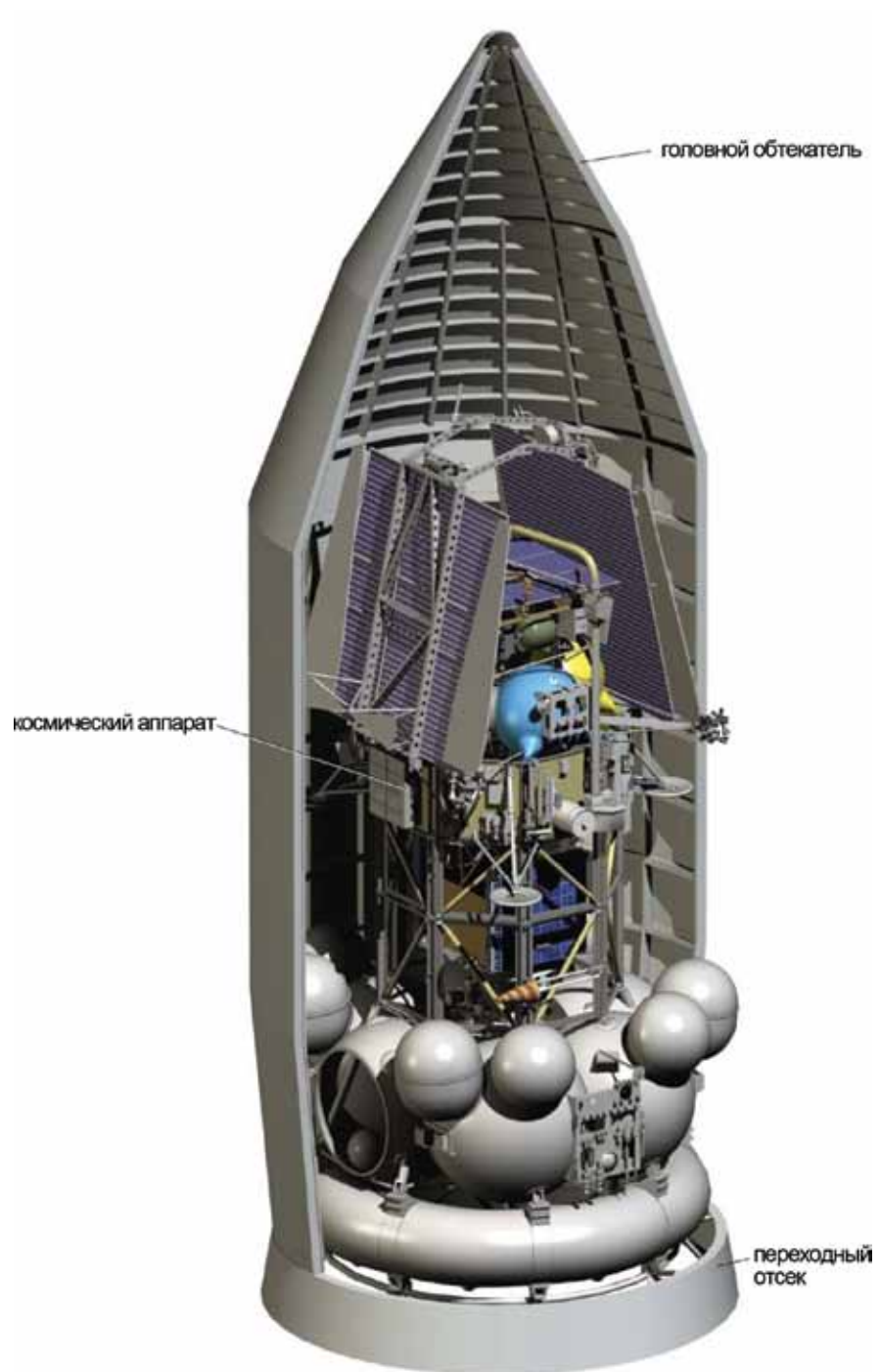


Рис. 2. Размещение КА "Фобос-Грунт" на РН

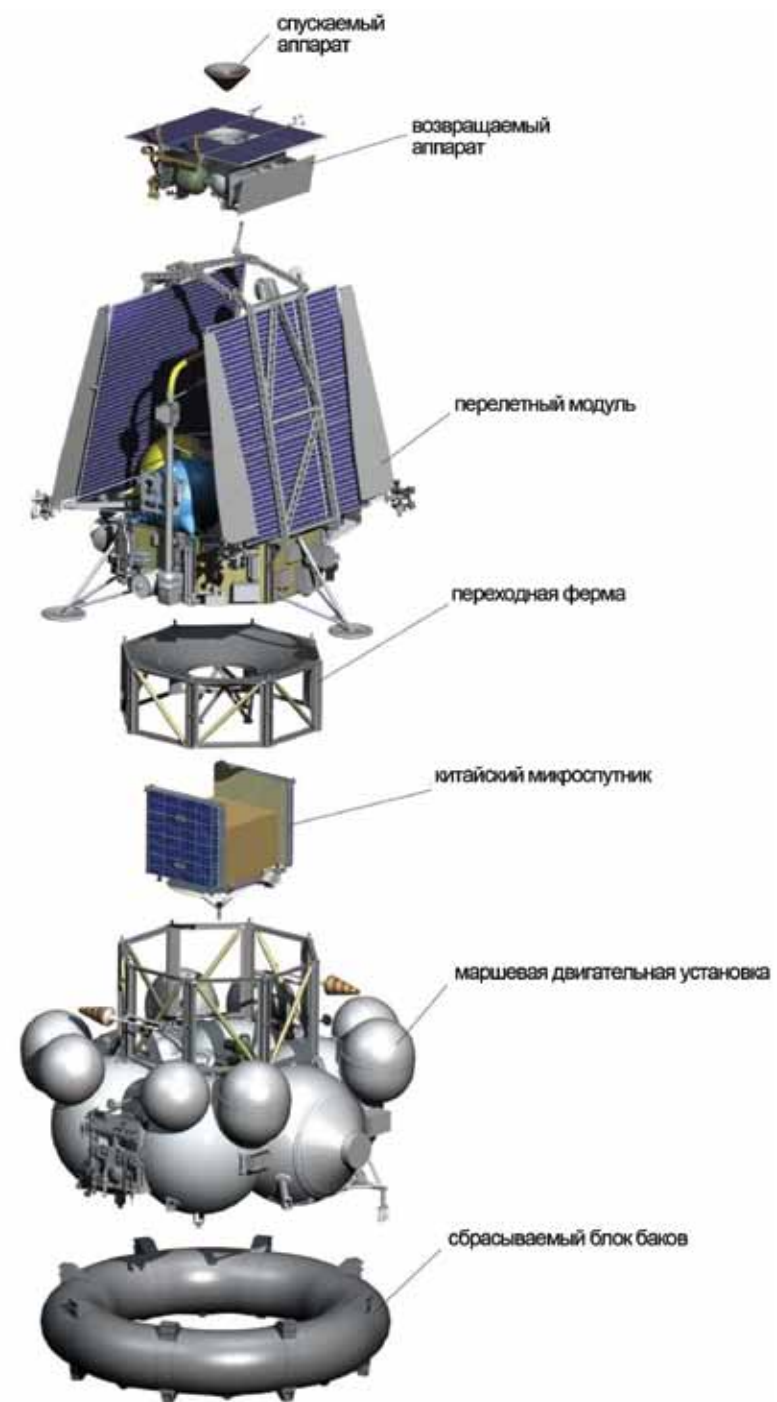


Рис. 3. Схема членения КА "Фобос-Грунт"

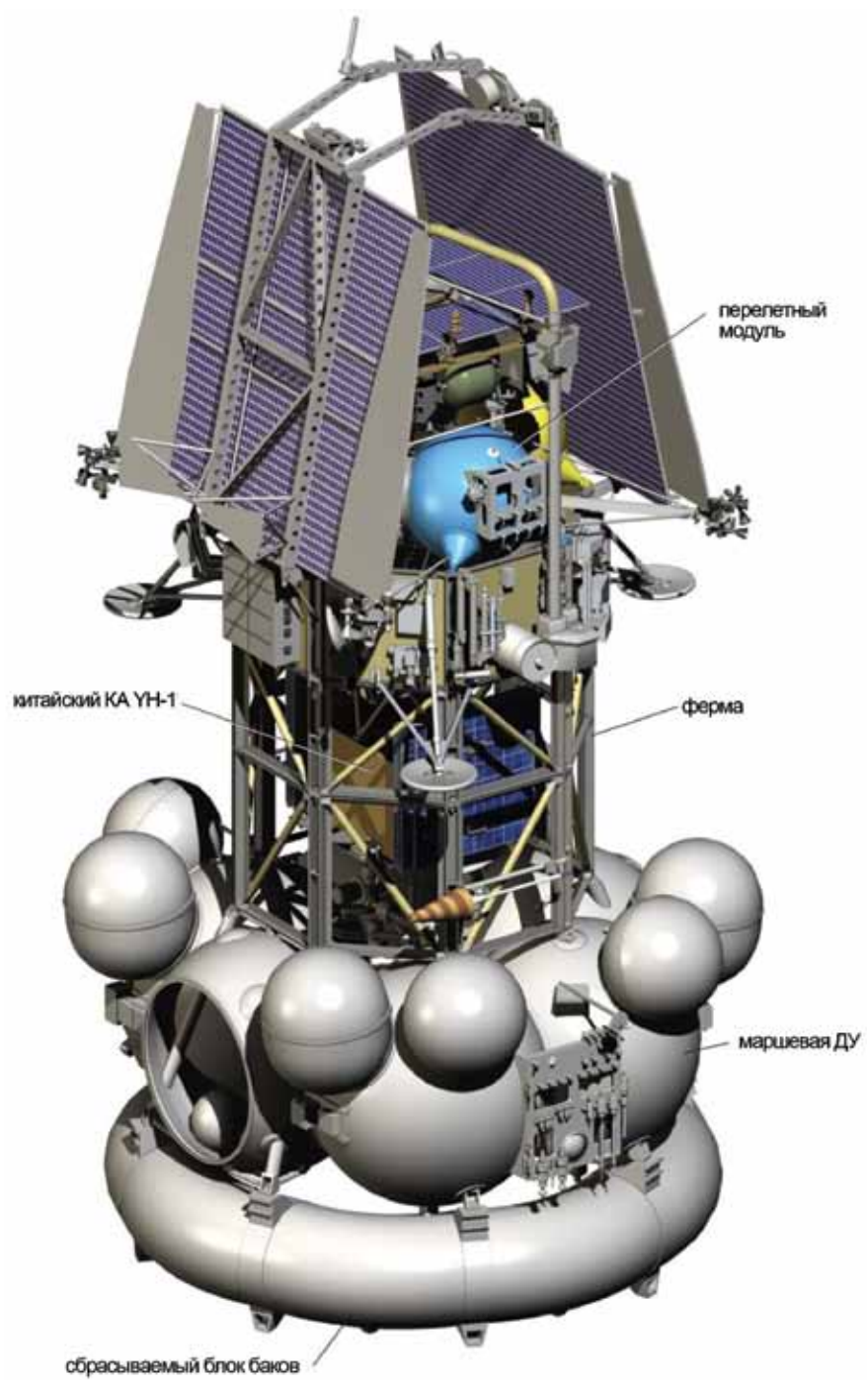


Рис. 4. КА "Фобос-Грунт" в транспортном положении

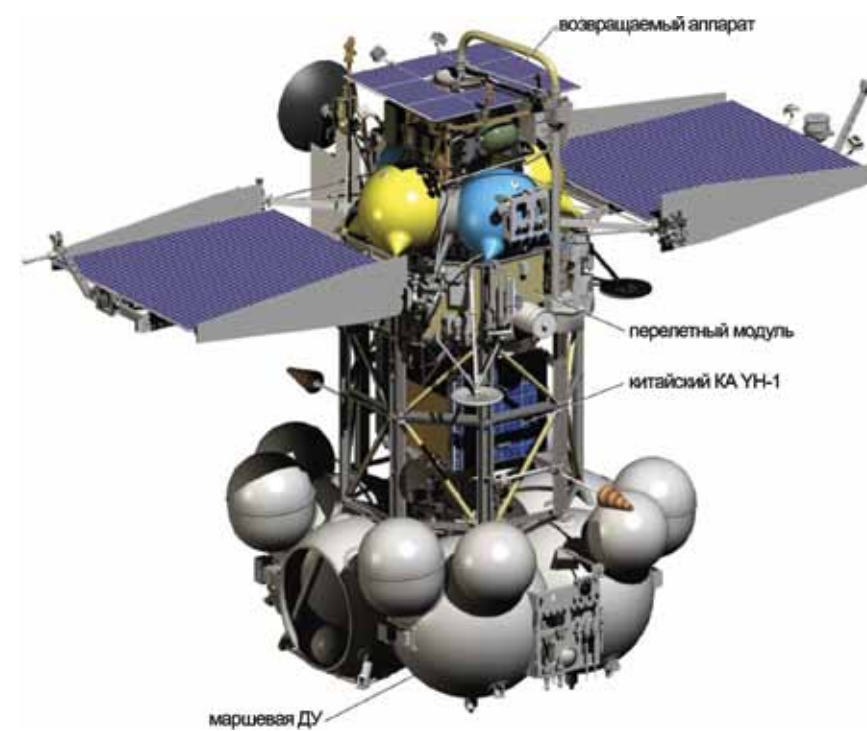


Рис. 5. КА "Фобос-Грунт" в рабочем положении

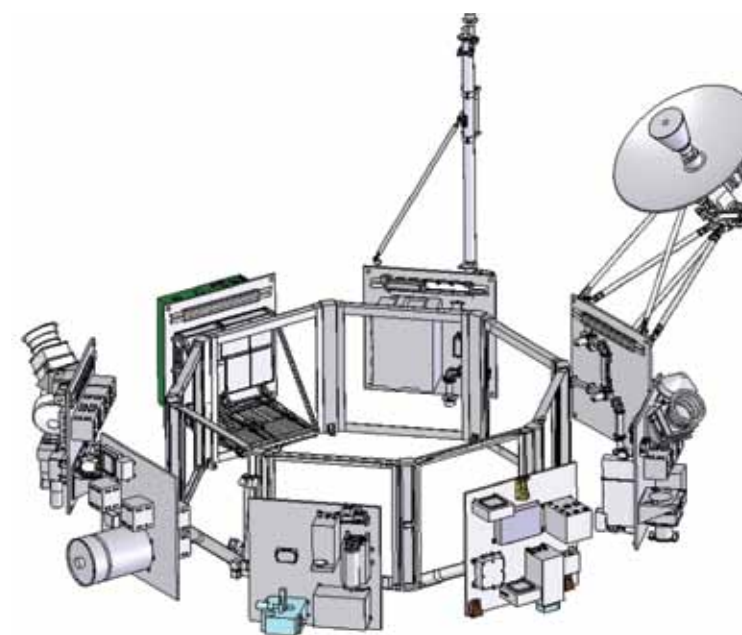
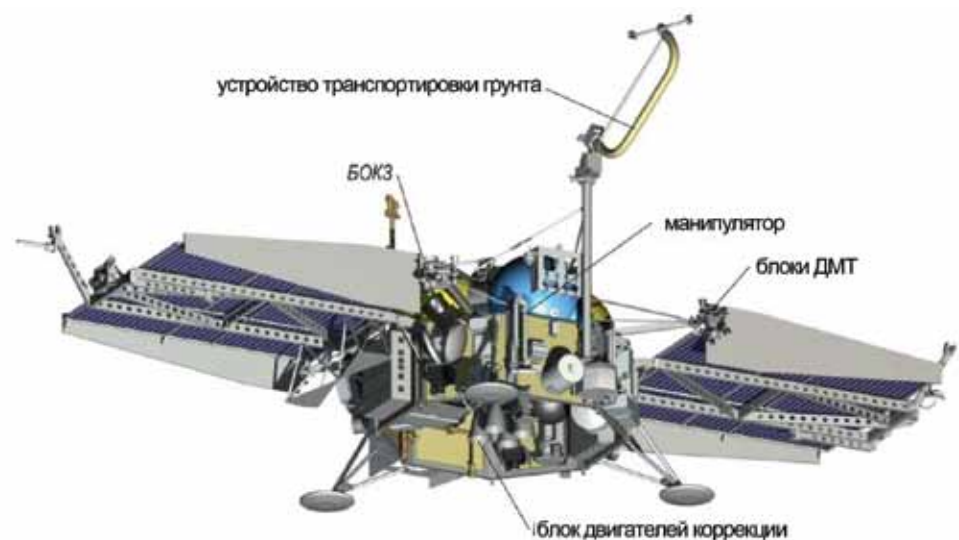


Рис. 6. Схема членения перелетного модуля КА "Фобос-Грунт"



СБ – солнечные батареи; ОСД – оптический солнечный датчик;
 БОКЗ – блок определения координат звезд; ДМТ – двигатели малой тяги

Рис. 7. Общий вид перелетного модуля

Возвращаемый аппарат

Возвращаемый аппарат предназначен для старта к Земле и перелета Марс - Земля с обеспечением посадки на Землю спускаемого аппарата с образцами грунта Фобоса.

Для минимизации массы, которая наиболее критична для этого модуля, ВА вы-

полнен в виде моноблока, где основным конструктивным элементом является двигательная установка, обеспечивающая старт с поверхности Фобоса и выведение ВА на траекторию перелета к Земле, проведение коррекций межпланетной траектории Марс - Земля, формирование условий входа спускаемого аппарата в атмосферу Земли. В состав возвращаемого аппарата входят следующие основные системы:

- бортовой комплекс управления;
- бортовой радиокomплекс;
- антенно-фидерная система;
- система электроснабжения;
- двигательная установка;
- система терморегулирования.

Основные характеристики возвращаемого аппарата КА «Фобос-Грунт» представлены в табл. 3.

Общий вид возвращаемого аппарата показан на рис. 8.

Таблица 3. Основные характеристики возвращаемого аппарата КА «Фобос-Грунт»

Масса ВА, кг: при старте с Марса на перелете к Земле	287,5 146
Точность наведения, угл. мин	0,5
Скорость стабилизации, угл. град/с	0,005
Диапазон системы связи	X-диапазон
Тяга двигателей, кгс	10
Удельный импульс, с	297

Спускаемый аппарат

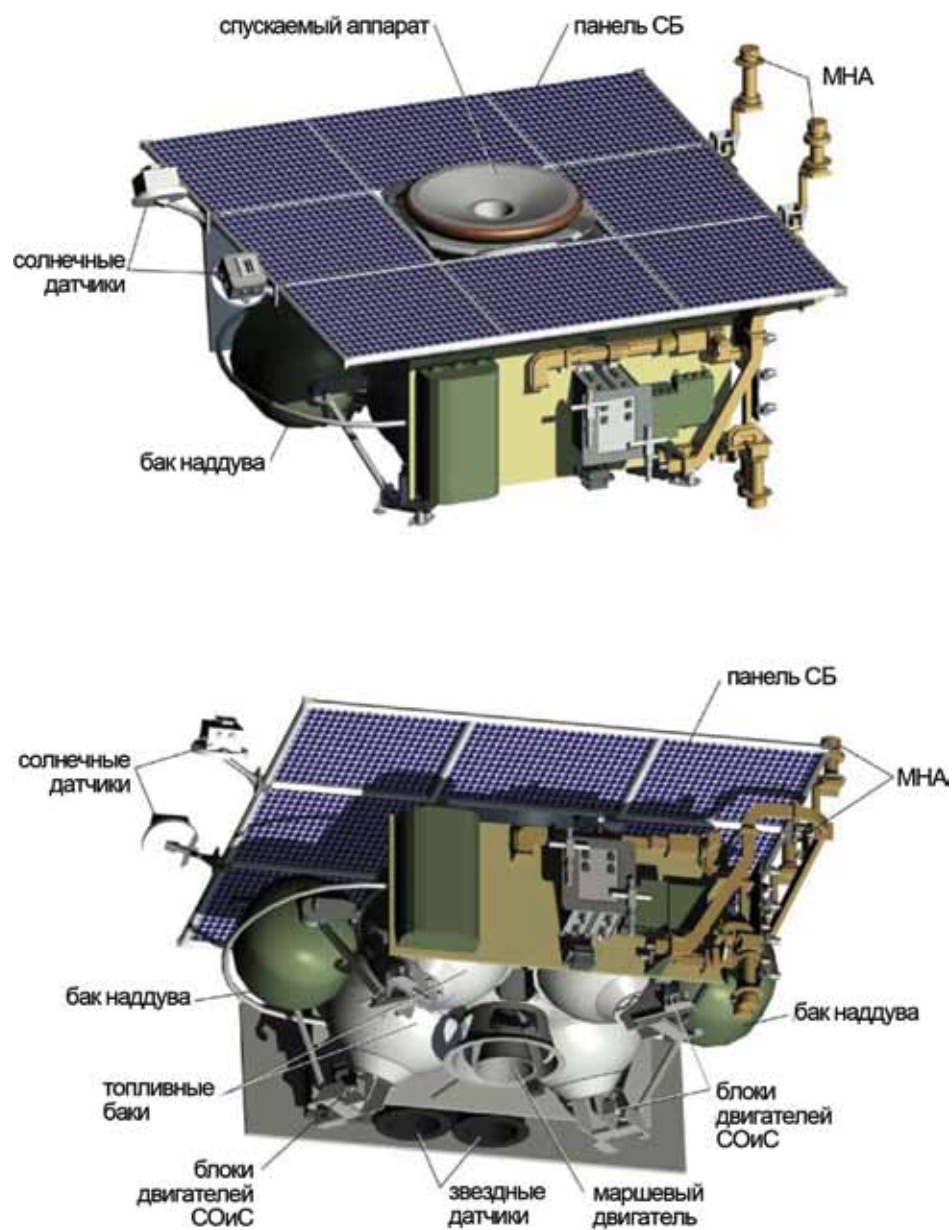
Спускаемый аппарат (рис. 9) предназначен для торможения в атмосфере Земли и посадки на Землю герметичного контейнера с образцами грунта.

Одним из основных этапов экспедиции «Фобос-Грунт» является посадка спускаемого аппарата с образцами вещества Фобоса на Землю, его поиск и эвакуация, что накладывает повышенные требования по надежности как на систему спускаемого аппарата, так и на систему его поиска. Для спускаемого аппарата применена форма, аэродинамические характеристики которой достаточно хорошо изучены.

Торможение спускаемого аппарата в атмосфере Земли осуществляется только за счёт аэродинамического сопротивления без использования парашютной системы.

Масса спускаемого аппарата при входе в атмосферу Земли составляет 7,5 кг.

Объем образцов грунта Фобоса, доставляемых на Землю, – 100 см³.



СБ – солнечная батарея; МНА – малонаправленная антенна; СОИС – система ориентации и стабилизации

Рис. 8. Общий вид возвращаемого аппарата

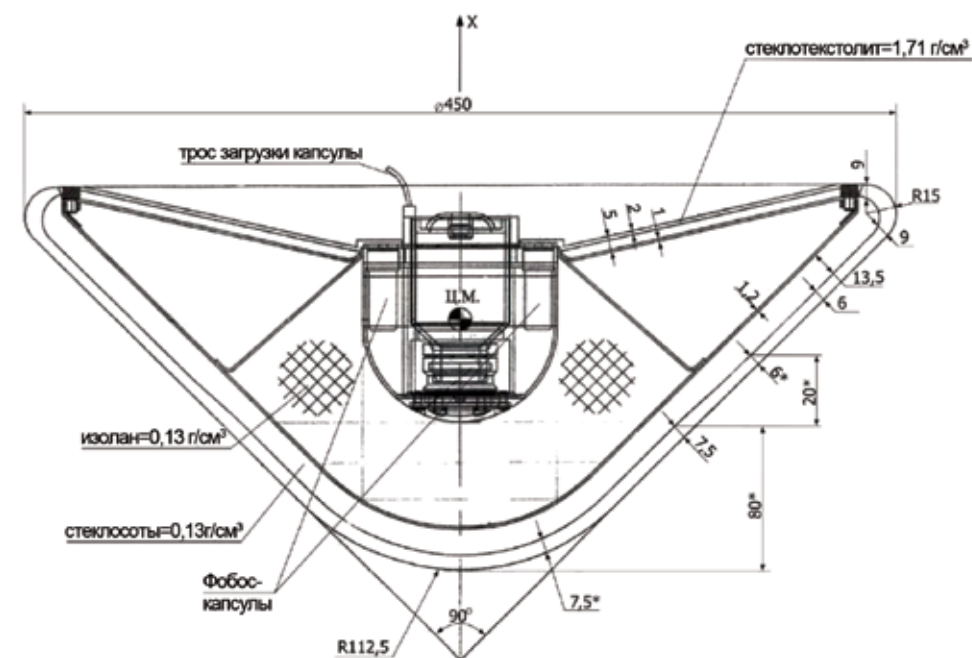


Рис. 9. Спускаемый аппарат

Литература

Материалы ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина».
 Мартынов М.Б. (2008) Системный подход к реализации программы научных космических исследований // Доклад на 59-м конгрессе Международной астронавтической федерации. IAC-08-A3.1.6.2008 г.

**К.М. Пичхадзе, М.Б. Мартынов,
 А.В. Лукьянчиков, О.Н. Зайцева, С.Н. Алексашкин**
 НПО им. С.А.Лавочкина

СХЕМА ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Баллистическая схема экспедиции включает следующие этапы:

- старт и выведение космического аппарата (КА) на отлетную от Земли траекторию;
- перелет Земля – Марс с проведением коррекций межпланетной траектории;
- торможение и выход на начальную трехсуточную орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ), проведение одной-двух малых коррекций, отделение блока маршевой двигательной установки (МДУ) и переходной фермы, отделение китайского спутника ҮН-1;
- поэтапное сближение орбиты КА с орбитой Фобоса до расстояний, позволяющих осуществить посадку;
- посадка на поверхность Фобоса, взятие проб грунта;
- взлет возвращаемого аппарата (ВА) вместе со спускаемым аппаратом с Фобоса и полет по круговой базовой орбите ИСМ;
- переход ВА на высокоапогейную стартовую орбиту ИСМ;
- разгон со стартовой орбиты к Земле;
- перелет Марс – Земля с проведением до пяти коррекций;
- разделение спускаемого аппарата (СА) и ВА примерно за 2 ч до входа в атмосферу Земли;
- вход в атмосферу Земли и посадка;
- поиск и эвакуация СА с образцами грунта Фобоса.

Выведение на отлетную траекторию

Запуск КА «Фобос-Грунт» производится с космодрома Байконур по трассе, соответствующей наклонению $51,4^\circ$. Выведение на отлетную от Земли траекторию осуществляется с помощью ракеты-носителя «Зенит-2SLБ» и МДУ КА. Предварительно выбранный пусковой период, обусловленный астрономическими условиями и массово-энергетическими характеристиками КА, длится около трех недель – с 28 октября по 21 ноября 2011 г.

Выведение включает следующие этапы:

- старт и выведение КА при помощи двух ступеней РН «Зенит-2SLБ» на опорную орбиту искусственного спутника Земли с высотами перигея и апогея 207 и 347 км соответственно и наклонением $51,4^\circ$;
- пассивный полет в течение $\sim 2,5$ ч по опорной орбите ($\sim 1,7$ витка) в режиме постоянной солнечной ориентации;
- первое включение МДУ и отработка в течение $\sim 8,4$ мин характеристической скорости [Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г., 1990] $\sim 0,83$ км/с для перехода на промежуточную орбиту с периодом обращения 2,1 ч, высотой апогея 4250 км и перигея 237 км, отделение сбрасываемого блока баков;
- пассивный полет по промежуточной орбите в течение $\sim 2,0...2,5$ ч (около 1 витка) в режиме постоянной солнечной ориентации (ПСО), проведение сеансов связи с Землей с передачей телеметрической информации и траекторными измерениями;
- второе включение МДУ и отработка в течение ~ 16 мин характеристической скорости $\sim 2,90$ км/с для выхода на гиперболическую траекторию отлета от Земли с асимптотической скоростью $\sim 3,1$ км/с, проведение траекторных измерений для определения параметров сформированной траектории отлета.

Схема выведения КА на отлетную траекторию (Эльясберг П.Е., 1965) показана на рис. 1.

Старт РН производится в темное время суток. Выход КА на освещенную сторону происходит через 14...16 мин после запуска. На каждом витке опорной орбиты имеются заходы в тень Земли длительностью 30...35 мин. На промежуточной орбите заходы в районе перигея составляют по 20 мин на витке. Далее КА выходит на освещенную сторону и более в тень Земли не заходит.

С территории России КА виден до 21-й минуты полета, а затем - во время полета

по опорной орбите - по несколько минут на витке с каждого наземного измерительного пункта.

После первого включения МДУ КА виден в течение 70 мин полета по промежуточной орбите. После второго включения видимость длится не менее 10 ч после начала полета по отлетной траектории.

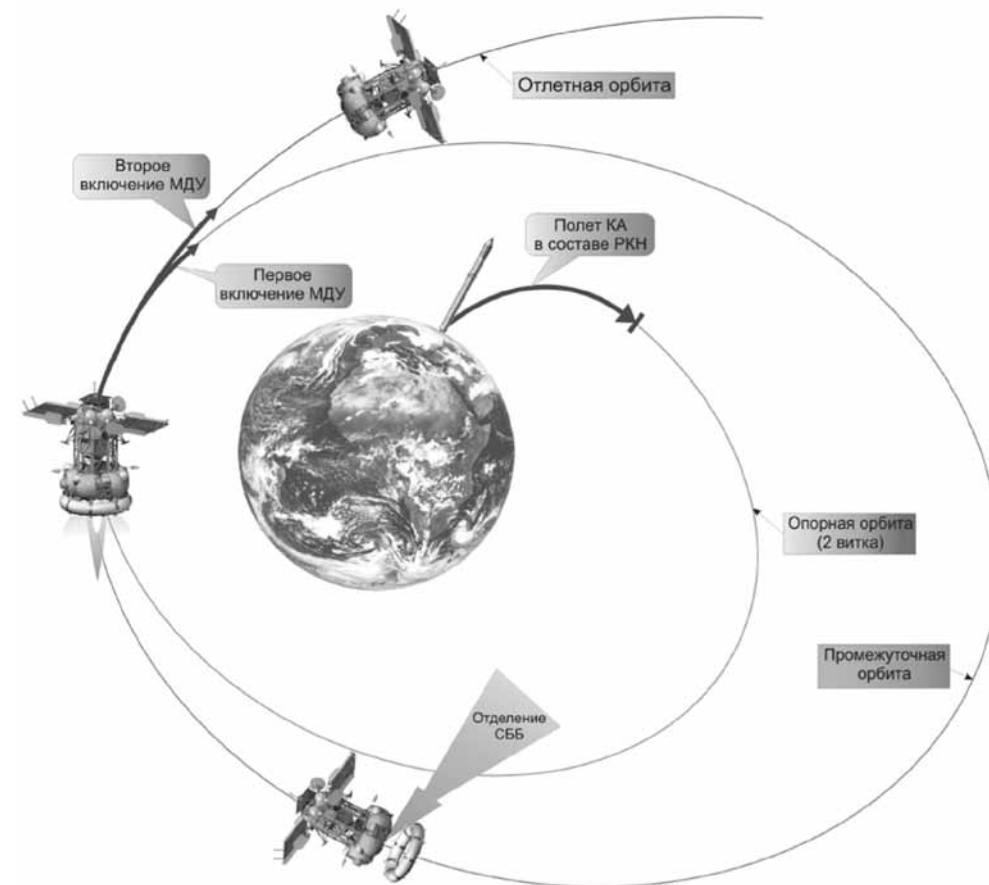


Рис. 1. Схема выведения КА на отлетную траекторию

Перелет Земля – Марс

Перелет Земля – Марс начинается с момента выхода КА на отлетную от Земли траекторию и завершается подлетом к Марсу на минимальное расстояние (Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В., 1973). Длительность перелета составляет 302 – 310 дней. Пример гелиоцентрической траектории перелета Земля – Марс при старте в 2011 г. в проекции на плоскость эклиптики представлен на рис. 2.

Вследствие ошибок выведения на отлетную траекторию, складывающихся из погрешностей выполнения разгона с опорной и промежуточной орбит и ошибок определения ее параметров, отклонения координат КА от расчетных при подлете к Марсу могут достигать нескольких сотен тысяч километров. Поэтому на межпланетной траектории необходимо проведение коррекций.

Разработка схемы проведения коррекций произведена исходя из следующих условий:

- коррекции проводятся по результатам наземных радиотехнических измерений, измерения производятся совместно двумя пунктами дальней космической радиосвязи (Уссурийск и Медвежье Озера), при этом измеряются запросным методом наклонная дальность и радиальная (доплеровская) скорость с предельными аппаратными ошибками (без учета влияния среды распространения сигнала) ± 20 м и $\pm 0,2$ мм/с соответственно;
- коррекции проводятся с помощью МДУКА с предельными ошибками $\pm 0,25$ м/с по модулю и $\pm 0,7^\circ$ по направлению вектора сообщаемой КА скорости.

С учетом приведенных характеристик траекторных измерений и исполнения маневров на трассе перелета планируется провести три коррекции.

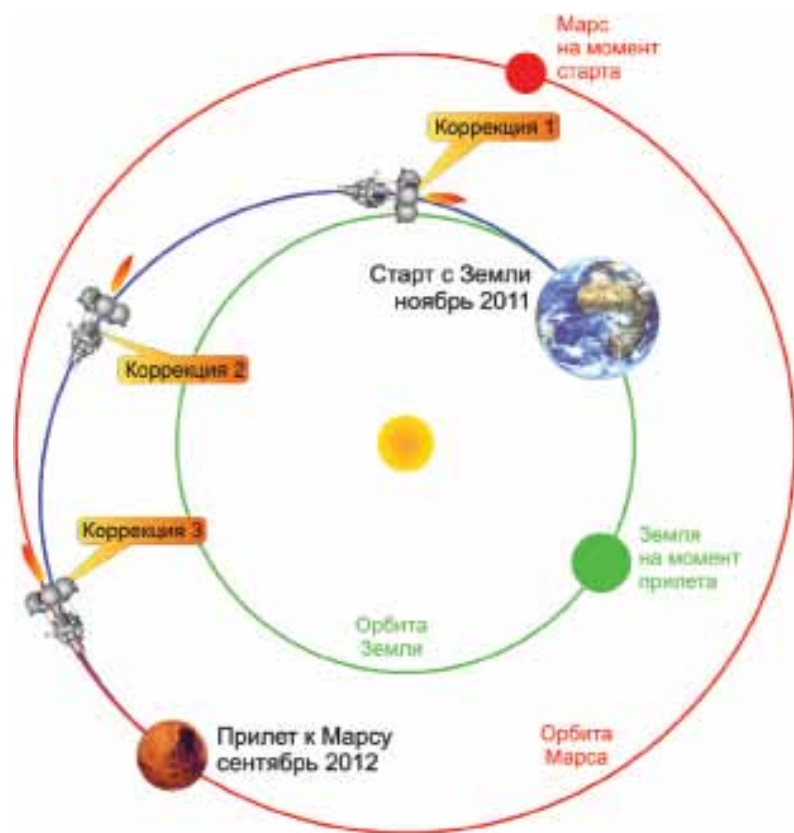


Рис. 2. Гелиоцентрическая траектория перелета Земля – Марс при старте в 2011 г.

Первая коррекция проводится на 5 – 10-е сутки полета, величина ее импульса может достигать 85 м/с. При более позднем проведении первой коррекции ее импульс возрастает, более раннему проведению коррекции препятствует недостаточная точность определения параметров отлетной траектории.

Вторая коррекция проводится примерно на 65-е сутки полета, величина ее импульса не превысит 10 м/с. Двухмесячный интервал между коррекциями обусловлен необходимостью накопления измерительной информации для расчета уста-

вок на вторую коррекцию.

Третья коррекция проводится за 4 – 2 недели до подлета к Марсу, величина ее импульса может достигать 35 м/с. При более позднем проведении этой коррекции ее импульс существенно возрастает и уменьшается интервал измерений, по которому определяются окончательные параметры подлетной траектории и рассчитываются уставки на торможение для выхода на начальную орбиту ИСМ.

Ошибки в координатах КА при подлете к Марсу после третьей коррекции могут достигать ± 500 км. Этому соответствует погрешность в высоте перицентра ± 400 км.

Подлет к Марсу происходит по пролетной гиперболической траектории с высотой перицентра (800 ± 400) км и наклоном к плоскости марсианского экватора $20...36^\circ$ в зависимости от даты прилета. Минимальная высота перицентра выбрана из условия непопадания КА в верхние слои атмосферы Марса.

Выбранные для экспедиции перелетные траектории Земля – Марс характеризуются основными параметрами, представленными в табл. 1.

Таблица 1. Основные параметры траекторий перелета Земля – Марс

Стартовое окно	28 октября - 21 ноября 2011 г.
Длительность полета до Марса	Около 10 месяцев
Прилет к Марсу	25 августа - 26 сентября 2012 г.
Асимптотическая скорость отлета от Земли	$\leq 3,1$ км/с
Склонение вектора асимптотической скорости отлета к экватору Земли	$\leq 40^\circ$
Асимптотическая скорость подлета к Марсу	$\leq 2,8$ км/с
Склонение вектора асимптотической скорости подлета к экватору Марса	$\leq 30^\circ$
Суммарная скорость разгона с опорной орбиты ИСЗ	$\leq 3,73$ км/с
Суммарная скорость трех коррекций перелетной траектории	≤ 130 м/с
Суммарная скорость трехимпульсного перехода на орбиту ИСМ наблюдений Фобоса без учета коррекций орбит ИСМ	1865 м/с
На дату прилета к Марсу:	
– расстояние Земля – Марс	270 млн км.
– угол Солнце – КА – Земля (СОЗ)	$30...35^\circ$

Полет в сфере действия Марса, сближение с Фобосом.

Околomarсианская часть экспедиции состоит из этапов, перечисленных в табл. 2. Там же приведены предварительные данные по их временным рамкам и продолжительности.

Через 4-2 недели после проведения последней коррекции межпланетной траектории КА входит в сферу действия Марса, т.е. в область космического пространства, в которой движение определяется в основном притяжением планеты. Относительно Марса КА движется по гиперболической траектории. Полет по ней от входа в сферу действия до достижения перицентра длится $\sim 2,5$ суток. В это время продолжают траекторные измерения и уточняются фактические параметры движения центра масс КА. По предварительным оценкам, точность определения координат КА перед торможением будет не хуже ± 100 км [3s].

Таблица 2. Основные околомарсианские этапы полета

Этап полета	Начало и окончание этапа
Полет по начальной и промежуточной орбите	Октябрь – декабрь 2012 г.
Полет по орбите наблюдения	Декабрь 2012 г. – январь 2013 г.
Полет по квазиспутниковой орбите вблизи Фобоса (на дальности 40...130 км)	Январь 2013 г.
Посадка на Фобос (длительность нахождения на поверхности 8...16 ч)	Конец января – начало апреля 2013 г.
Полет по базовой орбите	Апрель – начало августа 2013 г.
Полет по переходной орбите	Начало – середина августа 2013 г.
Полет по предстартовой орбите	Середина августа – сентябрь 2013 г.
Переход на отлетную траекторию возврата к Земле	3-23 сентября 2013 г.

Как отмечалось выше, переход с подлетной траектории на орбиту наблюдения производится по трехимпульсной схеме, позволяющей снизить затраты характеристической скорости и повысить точность выведения. Кроме того, такая схема выведения позволяет несколько облегчить условия пребывания КА в сфере действия Марса. Поскольку прилет к Марсу происходит в конце августа – сентябре 2012 г. (табл. 3), а благоприятные условия для полета по орбите наблюдения, квазиспутниковой орбите и посадки на Фобос (отсутствие тени и радиозаходов от Марса) создаются только в феврале 2013 г., то наличие промежуточных высокоапогейных орбит с периодом обращения около трех суток позволяет использовать их в качестве орбит ожидания. Близость периферического участка таких орбит к поверхности Марса создает также возможность для попутных дистанционных исследований планеты или десантирования на ее поверхность малых зондов.

Следует также отметить, что в середине апреля 2013 г. происходит заход Марса за Солнце, а примерно за 5 месяцев до этого видимость Марса с российских станций слежения является наихудшей (длительность видимости Марса из Медвежьих Озер не превышает 4,5 ч, а из Евпатории или Уссурийска – 7 ч). В мае и июне 2013 г. дальность от Марса до Земли является наибольшей – до 370 млн. км.

В районе перигея подлетной траектории включается МДУ, и КА переходит на начальную трехсуточную орбиту ИСМ. Высота перигея этой орбиты составит $\sim 800 \pm 400$ км, а высота апогея – 79 тыс. км. Отклонение периода обращения от расчетного может достигать ± 6 ч. Длительность пребывания на начальной орбите ИСМ будет определена позднее, но она не может быть менее 10 – 15 сут., необходимых для уточнения орбитальных параметров и, возможно, для проведения малых коррекций (до 5...10 м/с). Величина тормозного импульса составит 945 м/с, а длительность работы МДУ при его выдаче – около 2,2 мин.

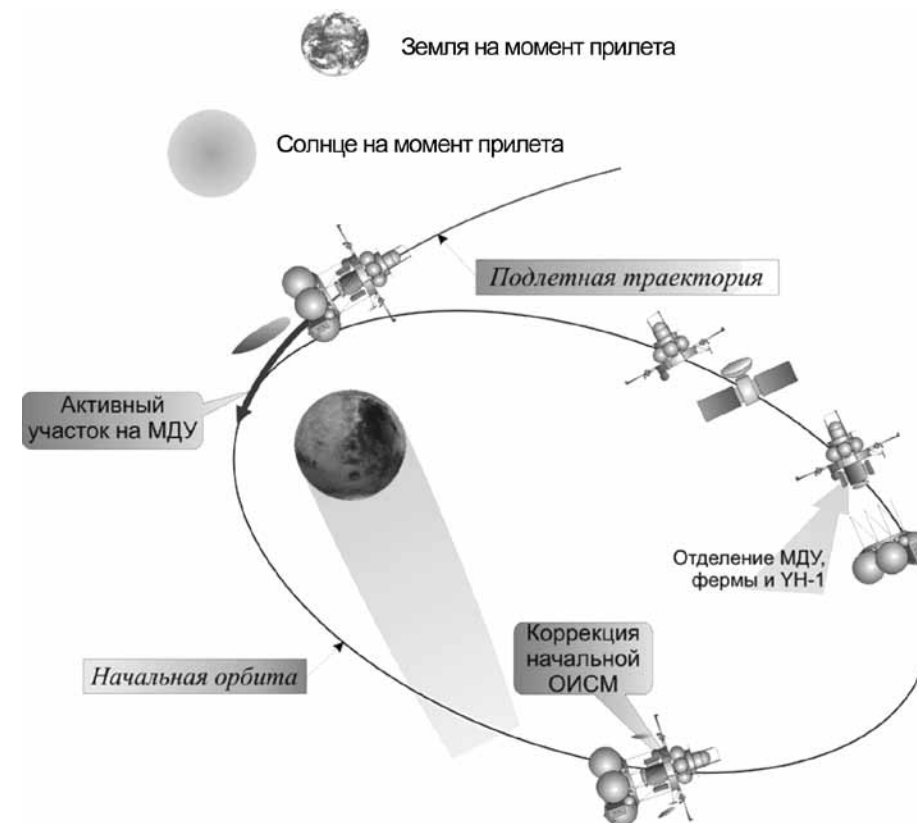
После выхода на начальную орбиту ИСМ МДУ может быть отделена от КА, что создаст условия для последующего отделения спутника УН-1. Спутник предполагается отделить в удобное для этой операции время после проведения одной-двух малых коррекций начальной орбиты ИСМ (через 10 – 15 сут. после выхода на орбиту), чтобы орбита, на которой будет отделяться спутник УН-1, имела высоту перигея не более 1000 км, а его отделение от КА "Фобос-Грунт" происходило бы в наиболее благоприятных условиях видимости с Земли. Поскольку, по соображениям обеспечения теплового режима спутника, время между отделением МДУ и спутника не должно превышать 20...30 мин, то их отделение

от перелетного модуля (ПМ) предполагается проводить в одном сеансе.

После отделения МДУ и КА все последующие маневры проводятся с помощью двигательной установки (ДУ) перелетного модуля.

Схема подлетного участка и начального этапа пребывания на орбите ИСМ показана на рис. 3.

Вариант номинальных параметров начальной орбиты в ареоэкваториальной системе координат с осью X, направленной в точку весеннего равноденствия Марса, и баллистические условия на дату прилета к планете приведены в табл. 3.

**Рис. 3.** Схема начального этапа полета по орбите ИСМ

На начальной орбите при прилете к Марсу в конце августа 2012 г. (см. табл. 3) будут присутствовать теневые участки до ~4-6 сентября; при дальнейшем полете по этой орбите тени начнутся не ранее конца декабря 2012 г. (для поздних дат прилета, возможно, более 3 ч) или начала февраля 2013 г. (для ранних дат прилета – до ~1,5 ч). Также на этом этапе полета будут иметься участки радиозаходов Земли за Марс до конца сентября (при позднем прилете) или конца октября (при раннем прилете). Непосредственно после маневра торможения (или даже на его финальной фазе) будет присутствовать радиотеневая участок длительностью 45...60 мин. На этом этапе также возможен и заход КА в тень Марса при прилете в ранние даты.

Таблица 3. Номинальные параметры начальной орбиты ИСМ

Прилет к Марсу	25.08.2012	26.09.12
Радиус перигея, км	4194	
Радиус апогея, км	79349	
Период обращения, ч	72	
Наклонение, град	21,79	35,98
Долгота восходящего узла, град	35,50	27,03
Аргумент перигея, град	180	
Расстояние Марс - Солнце, млн км	226,1	219,9
Долгота Солнца, град	162,44	178,35
Склонение Солнца, град	8,08	0,78
Расстояние Земля - Марс, млн км	264,6	287,5
Долгота Земли, град	129,01	150,13
Склонение Земли, град	21,15	13,93
Угол CO ₂ , град	35	31

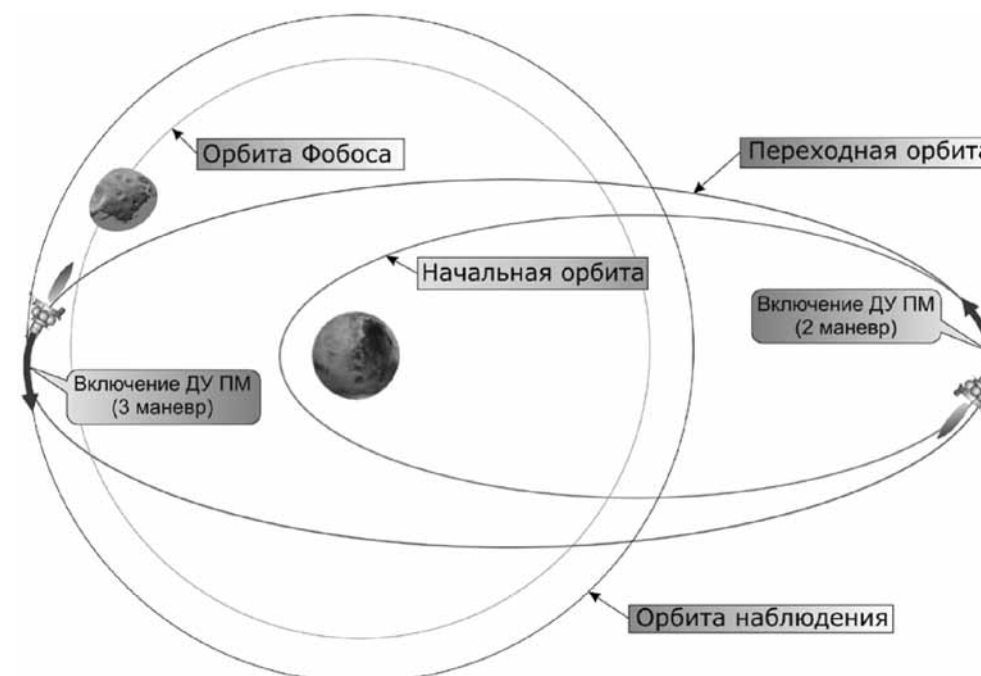
Схема выхода на орбиту наблюдения показана на рис. 4.

После принятия решения о переводе КА на переходную орбиту в апоцентре начальной орбиты производится второй маневр на двигательной установке (ДУ) ПМ, которым плоскость орбиты КА совмещается с плоскостью орбиты Фобоса, а радиус перигея поднимается до радиуса орбиты наблюдения (~9,91 тыс. км). Характеристическая скорость маневра составляет 220 м/с, а длительность работы ДУ 4,8 мин. Период обращения полученной орбиты составит 3,3 сут. Время пребывания на этой орбите также будет определено позднее, но оно может быть меньше 7 – 15 суток. В декабре 2012 г. (при прилете к Марсу в конце августа) на такой эллиптической орбите могут начаться заходы КА в тень от Марса. Потому полет по двум первым орбитам ИСМ целесообразно закончить к январю 2013 г., т.е. не позднее середины декабря 2012 г. КА необходимо начать переводить на орбиту наблюдения.

Третьим маневром в перигее переходной орбиты КА переводится на орбиту наблюдения (почти круговая орбита со средним радиусом 9,91 тыс. км, что примерно на 535 км выше орбиты Фобоса). Импульс маневра равен 705 м/с, длительность работы ДУ – 12,3 мин. Период обращения орбиты наблюдения составляет 8,3 ч.

Полет по орбите наблюдения

По предварительным оценкам, точность формирования орбиты наблюдения будет не хуже ± 60 км по высоте, $\pm 1,8^\circ$ по наклонению и ± 4 мин по периоду обращения. Поэтому после выхода на орбиту наблюдения (ОН) примерно в течение 10 сут. проводятся две-три коррекции ее параметров. Для обеспечения благоприятных условий проведения бортовых навигационных измерений корректируются ее радиусы перигея и апогея, а при необходимости – и наклонение. Затем начинаются автономные навигационные наблюдения Фобоса, поскольку априорная точность знания его эфемерид (3σ составляет почти 20 км) недостаточна для дальнейшего сближения орбиты КА с орбитой Фобоса и тем более для посадки на его поверхность. Навигационные измерения проводятся с помощью бортовой ТВ-камеры на тех участках ОН, где позволяют условия освещенности и расстояние от КА до Фобоса не превышает 1500 км.

**Рис. 4.** Схема проведения маневров для выхода на орбиту наблюдения

При выбранных параметрах ОН такие сближения происходят примерно один раз в четверо суток и длятся ~4,5 ч, из которых 40 мин в области максимального сближения (до 600...500 км) Фобос находится на фоне диска Марса. В процессе сближения линия визирования КА – Фобос меняет свое положение в инерциальном пространстве на $60...70^\circ$, а между двумя последовательными сближениями (через четверо суток) угловое положение этой линии меняется примерно на 200° . Поэтому, по крайней мере, одно из двух последовательных сближений будет происходить в условиях, благоприятных для наблюдения с точки зрения освещенности. Для уточнения эфемерид Фобоса и его гравитационной постоянной необходимо провести навигационные измерения не менее чем в трех сближениях, на что, с учетом сделанного выше замечания, может потребоваться 24 сут.

После завершения наблюдений может возникнуть необходимость проведения еще двух-трех коррекций ОН перед переходом на квазиспутниковую орбиту (КСО) для обеспечения ее требуемой конфигурации относительно Солнца и выбранной точки посадки, для чего должно быть предусмотрено еще 10 суток пребывания на ОН. Поэтому минимально необходимое время полета КА по ОН составляет 1,5 месяца. Проведение навигационных наблюдений с борта КА дополняется высокоточными траекторными измерениями орбиты КА (дальность, радиальная скорость и трехпутевые доплеровские измерения) с Земли. В результате совместной обработки всей навигационной информации взаимное движение КА и Фобоса перед переходом на более близкую к Фобосу квазиспутниковую орбиту будет прогнозироваться с предельными ошибками ± 3 км. Суммарный импульс скорости коррекций на орбите наблюдения составляет 85 м/с: 20 м/с на коррекцию плоскостных параметров и 65 м/с на подправку наклонения. Под трехпутевыми доплеровскими измерениями подразумеваются когерентные измерения радиальной скорости одним наземным измерительным пунктом (НИП) (два пути – туда

и обратно) и одновременный прием ответного сигнала с КА другим НИП (третий путь) с последующей обработкой данных полученных измерений.

Формирование предпосадочной квазиспутниковой орбиты

Следующим шагом в сближении орбит КА и Фобоса перед заходом на посадку является переход на квазиспутниковую орбиту, имеющую равный с орбитой Фобоса период обращения, но отличающуюся от нее по высоте на одной части витка примерно до +50, а на другой – до -50 км. Двигаясь по такой орбите, КА будет постоянно находиться вблизи Фобоса на расстоянии от 50 до 130 км. При этом за каждый виток орбитального движения вокруг Марса (~7,66 ч) КА будет совершать полный оборот и вокруг Фобоса, проходя по часовой стрелке над всеми его долготами (глядя с севера). При этом линия визирования КА – Фобос будет сохранять примерно постоянное положение в инерциальном пространстве, отклоняясь за виток от ее среднего направления на $\pm 20...30^\circ$.

Переход на КСО осуществляется двумя импульсами – 45 и 20 м/с, – после каждого из которых проводятся траекторные измерения с Земли и уточняются параметры получившейся орбиты. Время перехода на КСО составляет 2 сут. Проведение коррекций и маневров ухудшает достигнутую точность знания орбитальных параметров, поэтому после перехода на КСО вновь проводится цикл бортовых наблюдений Фобоса и наземных траекторных измерений, по результатам которых выбирается время начала сеанса посадки на Фобос и прогнозируются параметры относительного движения КА на заданное время внутри этого сеанса. Во время полета по КСО возможно проведение нескольких малых (до 1...2 м/с каждая) коррекций.

Посадка на Фобос осуществляется с помощью координатных двигателей малой тяги (ДМТ) ПМ. Она возможна примерно через 5 сут после перехода на КСО. Рекомендованные ГЕОХИ РАН точки посадки имеют координаты:

- 1) 5° ю.ш. и 235° з.д.;
- 2) 5° с.ш. и 230° з.д.

Указанные долготы находятся на тыльной стороне Фобоса (сторона, противоположная вектору орбитальной скорости Фобоса, долготы в диапазоне $180...360^\circ$) и на внешнем по отношению к Марсу полушарии (долготы $90...180...270^\circ$). Точка на поверхности Фобоса, постоянно обращенная к Марсу, имеет координаты 0° широты и 0° долготы, отсчет долгот ведется на запад.

Посадку на Фобос желательно осуществлять при следующих условиях:

- на Фобосе отсутствуют тени и радиозаходы от Марса;
- угол СОЗ больше 3° .

Благоприятные условия для работы на близких к Фобосу орбитах и для посадки на него складываются в феврале-марте 2013 года. Учитывая, что взлет ВА с поверхности Фобоса возможен примерно через двое суток после посадки, в это же время может начаться самостоятельная активная работа ВА.

Сближение и посадка на Фобос

Сближение и посадка на Фобос производятся после завершения операций по синхронизации и фазированию орбиты КА с орбитой Фобоса. Должна обеспечиваться также требуемая ориентация КА относительно Фобоса, Солнца, звезд и Земли. На начальный момент непосредственного сближения максимальные отклонения относительных координат КА от расчетных значений составляют в трансверсальном направлении 10 км, в радиальном и бинормальном направлениях – 2 км; компоненты вектора относительной скорости определяются с точностью не хуже 2 м/с.

В процессе подготовки и проведения сближения и посадки используются оптические, гироинерциальные и вычислительные средства бортового

комплекса управления и следующие измерительные средства посадки: высотомер-вертиконт больших высот (ВВ-БВ), доплеровский измеритель вектора относительной скорости и дальности по четырем лучам, телевизионная система ТСНН – для оценки неровности поверхности и параметров движения КА вблизи Фобоса.

Управление сближением и посадкой производится на основе уставочной информации по прогнозу с Земли и информации бортовых измерительных средств посадки.

Перед сближением, по данным астроориентации КА и уставкам с Земли, строится бортовая гироинерциальная система координат. В соответствии с уставками производится разворот связанной осью «минус X» КА на расчетный центр Фобоса. ВВ-БВ и ТВ-система выдают информацию в бортовой комплекс управления (БКУ) о положении КА относительно Фобоса. Решается бортовая навигационная задача и задача фильтрации измерений. По навигационной информации БКУ с помощью алгоритма управления определяет импульс сближения и ориентацию КА.

До схода с орбиты ожидания на борту проводится диагностика исправности аппаратуры, участвующей в сближении и посадке, а также анализ наличия «захвата» поверхности Фобоса телевизионной камерой и ВВ-БВ. По результатам диагностики, анализа захвата и величины вычисленного на борту импульса сближения в соответствии с наложенными критериями происходит переход к дальнейшим операциям по сходу, сближению и посадке или отмена сеанса.

По временному сигналу на начало схода с орбиты ожидания дается разрешение на включение координатных двигателей. Оси КА ориентированы в пространстве относительно Фобоса в соответствии с алгоритмом управления. Вычисленный импульс скорости сближения с Фобосом пересчитывается на направления осей КА. В соответствии с алгоритмом управления включаются соответствующие группы координатных двигателей. После отработки импульсов двигатели отключаются.

На основе решения бортовой навигационной задачи предусматривается возможность проведения коррекций движения КА с целью более точного выведения КА в точку над поверхностью Фобоса в конце заданного интервала сближения. Координаты заданной точки посадки уточняются по данным телевизионной съемки Фобоса до сеанса сближения.

Управление угловым движением КА на активных и пассивных участках полета производится с помощью тех же координатных двигателей в обратной или прямой логике.

Участок сближения завершается переводом КА с орбиты ожидания радиусом 40...60 км в заданную в номинале «точку» с фобосоцентрическими долготой, широтой и радиусом, равным 25 км. В этой точке скорость КА относительно Фобоса по модулю может достигать значений 10...15 м/с. Продольная ось КА направлена по расчетному радиусу-вектору КА относительно центра Фобоса или по измеренной ВВ-БВ нормали к поверхности. Время сближения не превышает 60 мин.

Далее следуют участки посадки. На первом участке посадки, от окончания сближения до высоты 0,2...0,05 км над поверхностью, производится гашение боковых скоростей, регулирование и торможение продольной скорости в функции измеряемой высоты. Управление движением центра масс и вокруг центра масс производится с помощью координатных двигателей на основе информации о параметрах движения, вычисляемых навигационным алгоритмом и бескарданной инерциальной системой. Продольная ось КА ориентируется по измеряемой местной нормали к поверхности.

На участке сближения и начальном участке посадки точность используемой в управлении навигационной информации определяется главным образом точностью прогноза с Земли и недостаточна для обеспечения мягкой посадки. В дальнейшем, после включения в работу с высоты не менее 2 км доплеровского измерителя скорости и дальности, точность навигационной информации существен-

но повышается. На высоте не менее 500...300 м начинаются измерения ТСНН для оценки неровности поверхности и параметров движения КА вблизи Фобоса. По ее информации может производиться перевод КА на более ровный участок подстилающей поверхности.

В конце первого участка на высоте 0,2...0,05 км вертикальная скорость может достигать минус 1,5 м/с, а боковые ± 1 м/с по каждой составляющей. Продольная ось ориентирована по измеренной местной нормали к поверхности.

На втором участке посадки, с высоты 0,2...0,05 км и до касания поверхности, производится снижение КА без включения продольных тормозных двигателей (нижних) с целью ослабления взаимодействия с поверхностью струй газа, истекающих из сопел двигателей. Снижение происходит с остаточной от предыдущего участка скоростью и ускорением притяжения Фобоса. Боковые скорости контролируются и удерживаются в допустимых пределах с помощью боковых двигателей. Продольная ось КА ориентируется по запомненной нормали к поверхности. Управление угловым движением осуществляется также с помощью соответствующих координатных двигателей, за исключением двигателей, сопла которых направлены к поверхности Фобоса.

На расстоянии 2...1 м от поверхности Фобоса включаются продольные двигатели (верхние), сообщающие КА ускорение в сторону поверхности, а после касания - усилие прижатия к поверхности порядка 200 Н, через 2..5 с после касания двигатели отключаются.

При касании опор посадочного устройства КА поверхности Фобоса с концевых датчиков касания должен выдаваться сигнал «Касание».

Параметры движения КА на момент касания поверхности Фобоса приведены в табл. 4.

Таблица 4. Параметры движения КА при посадке

Продольная минимальная по модулю скорость	-1 м/с
Продольная максимальная по модулю скорость	-2,5 м/с
Боковые составляющие скорости по каждой из осей	± 1 м/с
Максимальное отклонение продольной оси от запомненного направления местной вертикали к поверхности (ошибка управления по каждому из каналов без учета рельефа)	+5°
Угловая скорость относительно поперечных осей	± 2 град/с
Характеристическая скорость на сближение и посадку (без учета бокового маневра вблизи поверхности)	100 \pm 22 м/с
Время сближения и посадки	Не более 2 ч

На участках сближения и посадки должна обеспечиваться передача на Землю телеметрической информации о параметрах движения КА и работе бортовых систем. Эти данные будут передаваться через остроуправленную (ОНА) и малонаправленную антенны. Наведение ОНА на Землю производится БКУ с помощью привода ОНА. В процессе подготовки и проведения сближения и посадки проводится телевизионная съемка поверхности Фобоса.

ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ.

Старт с Фобоса

Космический комплекс рассчитывается на длительное пребывание на поверхности Фобоса. Такой подход позволяет КА в случае благоприятного стечения обстоятельств осуществить посадку на Фобос в любое время и, находясь на его поверхности, дожидаться начала интервала проведения необходимых маневров

для возврата к Земле.

Однако в случае посадки на недостаточно освещаемый Солнцем район поверхности Фобоса или неудачной ориентации КА относительно Солнца может потребоваться более ранний уход с естественного спутника Марса до начала стартового окна. Быстрый и автономный взлет с Фобоса может потребоваться и тогда, когда после посадки на поверхность будет потеряна связь КА с Землей и за определенное время ее не удастся восстановить. Поэтому в схему полета включается взлет с Фобоса и выход на некоторую орбиту, именуемую базовой. Такой взлет производится согласно командно-программной информации, заложенной еще до посадки и не отмененной по командам с Земли после установления радиосвязи с КА.

На базовой орбите ВА должен безопасно существовать до начала маневров для отлета к Земле, а выведение на эту орбиту должно производиться минимально необходимыми импульсами для уменьшения начальных ошибок и облегчения вхождения в связь с ВА после взлета.

С учетом места посадки КА (на тыльную сторону Фобоса) в качестве базовой орбиты выбрана круговая, высота которой на 300...350 км ниже высоты орбиты Фобоса, а период обращения составляет 7,23 ч, т.е. примерно на 26 мин меньше периода орбиты Фобоса.

Для того чтобы не повредить остающийся на поверхности и продолжающий работать ПМ, на начальной стадии взлета ДУ ВА не используется.

Взлет и выход ВА на базовую орбиту ИСМ осуществляется по следующей схеме.

1. В период нахождения ВА на поверхности Фобоса уточняются ориентация его продольной оси и, по возможности, координаты точки посадки. Соответствующие данные передаются на Землю.

2. В заданное время ВА отделяется от ПМ в направлении своей продольной оси со скоростью ~ 1 м/с и начинает пассивный полет с сохранением начальной ориентации продольной оси, стабилизируясь с помощью двигателей стабилизации.

3. Через 50...60 с пассивного стабилизированного полета включается ДУ ВА, с помощью которой в течение ~ 16 с производится доразгон в том же направлении до скорости ~ 10 м/с.

4. Пассивный полет (стабилизированный в том же направлении) – в течение 1000 с до удаления от поверхности Фобоса на расстояние ~ 10 км.

5. Выполняется поиск Солнца и осуществляется приведение продольной оси на него (предположительно, данная операция будет длиться не более 360 с).

6. В течение ~ 32 с строго в направлении на Солнце выдается импульс скорости на ДУ ВА величиной 20 м/с, после которого ВА оказывается на промежуточной орбите, именуемой далее взлетной, которая касается орбиты Фобоса в точке взлета, а в противоположной точке отстоит от нее на 300...350 км. Начиная с выхода на эту орбиту и далее, за исключением кратковременных периодов, когда проводятся активные маневры и коррекции, ВА совершает полет, ориентируясь продольной осью +X на Солнце. На взлетной орбите ВА может находиться до 10 сут, по истечении которых появляется большая вероятность столкновения с Фобосом, поэтому до этого времени он должен быть переведен на базовую орбиту.

7. Пассивный полет – в течение ~ 3 с, в процессе которого устанавливается связь Земли с ВА, производятся траекторные измерения, уточняются параметры полученной орбиты ИСМ, рассчитываются и закладываются уставки на проведение следующего маневра для завершения выведения на базовую орбиту.

8. В расчетное время ВА разворачивается в требуемом направлении, и выдается импульс величиной ~ 20 м/с, после которого ВА оказывается на базовой орбите и вновь переходит в солнечную ориентацию.

Время старта с Фобоса выбирается таким образом, чтобы в момент выдачи импульса для выхода на взлетную орбиту (первые 20 м/с) проекция вектора КА – Солнце на плоскость орбиты Фобоса имела направление, противоположное век-

тору его орбитальной скорости. Кроме того, выведение на взлетную орбиту должно находиться в зоне видимости НИП.

Полученная базовая орбита является исходной для последующих маневров, обеспечивающих полет к Земле. Минимальная длительность пребывания на базовой орбите, обусловленная необходимостью уточнения ее элементов, составляет ~4 сут (Lemoine et al., 2001).

Теневые интервалы большой продолжительности (более 6 ч) на переходной и предстартовой орбитах ВА заканчиваются в августе 2013 года, поэтому до этого времени представляется целесообразным находиться на базовой орбите, где длительности теневых участков в это время составляют менее одного часа на витке (~3 захода в сутки).

Переход на возвратную траекторию и перелет Марс - Земля

Ближайшее после прилета к Марсу стартовое окно для возврата на Землю приходится на сентябрь 2013 года. Время перелета Марс - Земля составляет 11 - 11,5 месяцев, прилет к Земле происходит с 15 по 18 августа 2014 года. Указанные перелетные траектории относятся к траекториям второго полувитка, являются оптимальными по энергетике для принятых сроков экспедиции и требуют минимальной характеристической скорости отлета.

В табл. 5 приведены основные характеристики возвратных траекторий.

Таблица 5. Основные параметры траекторий перелета Марс - Земля

Стартовое окно	3 - 23 сентября 2013 г.
Длительность перелета	Около 11 месяцев
Прилет к Земле	15 - 18 августа 2014 г.
Асимптотическая скорость отлета от Марса	$\leq 2,5$ км/с
Склонение вектора асимптотической скорости отлета к экватору Марса	$-3 \dots -6^\circ$
Асимптотическая скорость подлета к Земле	$\leq 4,5$ км/с
Склонение вектора асимптотической скорости подлета к экватору Земли	$\leq 27^\circ$
Абсолютная скорость входа в атмосферу Земли	$\leq 12,0$ км/с

Переход ВА с базовой орбиты на траекторию полета к Земле, как и выход на орбиту наблюдения, производится по трехимпульсной схеме, но только в обратной последовательности. Он включает следующие элементы:

- разгон с помощью ДУ ВА на переходную трехсуточную орбиту с радиусом перицентра, равным радиусу базовой орбиты, линией апсид, лежащей в плоскости орбиты Фобоса, и наклоном к этой плоскости примерно 1° ;
- пассивный полет по переходной орбите (не менее ~5 витков или ~15 сут) с проведением траекторных измерений с Земли и уточнением ее параметров;
- апогейный маневр с помощью ДУ ВА для понижения высоты перицентра до 1000...500 км и изменение наклона до значения, требуемого для последующего разгона к Земле (эта орбита именуется предстартовой);
- пассивный полет по предстартовой орбите (также не менее ~5 витков или ~15 сут) с проведением траекторных измерений с Земли и уточнением ее параметров;
- разгон в выбранную дату на траекторию отлета к Земле, начало полета возвращаемого аппарата к Земле.

Схема отлетного участка показана на рис. 5.

Суммарная характеристическая скорость перехода с базовой орбиты на траекторию возврата к Земле для всего стартового окна составляет 1655 м/с, в том числе: 1-й импульс 740 м/с, 2-й импульс - 125 м/с, 3-й импульс - 790 м/с.

Кроме того, для проведения маневров в условиях видимости с НИПов на переходной и предстартовой орбитах может потребоваться проведение по одной коррекции с импульсами до 5...10 м/с каждая.

Предварительно предполагается, что большие импульсы скорости (1-й и 3-й) будут выдаваться в режиме «закрутка» с предельной точностью по направлению $\pm 2^\circ$, а меньшие - в трехосной ориентации с точностью $\pm 0,7^\circ$.

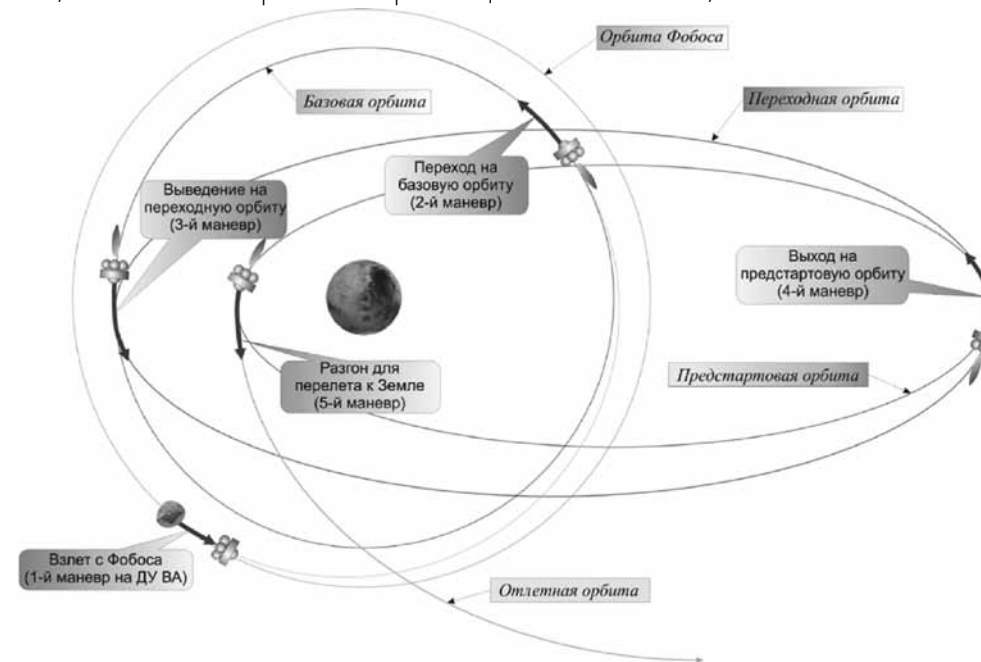


Рис. 5. Схема выхода на траекторию полета к Земле

Времена пребывания на каждой орбите не могут быть меньше минимальных, указанных выше, и они выбираются в ходе полета таким образом, чтобы в назначенное время разгона к Земле ВА проходил перицентр предстартовой орбиты и был виден с Земли.

Период, когда на Фобосе отсутствуют заходы в тень Марса и радиозаходы Земли, и при этом таких заходов нет на базовой орбите, длится примерно с середины января по середину апреля 2013 года. Также весь апрель значение угла CO_3 будет менее 3° . Это усложняет работу КА, и поэтому старт с Фобоса желательно осуществить до 30 марта, а посадку на него - до 27 марта. Если принять, что достаточно надежная связь с КА возможна при угле CO_3 более 5° , то переход на КСО, где такая связь особенно необходима, рекомендуется производить до конца февраля, а посадку на Фобос - примерно через неделю после этой даты. Таким образом, предпочтительный период для посадки на Фобос - между 20.01.13 и 20.03.13. Поскольку взлет с Фобоса возможен через 2...3 сут после посадки, то практически в этот же период может начаться функционирование ВА на орбите ИСМ, поэтому максимальная дальность радиосвязи с ним может составить 340...360 млн км.

Предельные (3σ) ошибки исполнения маневров перехода на траекторию полета

к Земле, проводимых с помощью ДУ ВА, не будут превышать по модулю $\pm 0,5\%$ от величины сообщаемой скорости и $\pm 2^\circ$ по ее направлению в инерциальном пространстве. Такие отклонения по направлению обусловлены тем, что большие активные маневры (длительностью несколько сотен секунд) ВА будут проводиться в закрутке вокруг продольной оси.

Определение параметров возвратной траектории осуществляется по радиотехническим измерениям дальности и доплеровской скорости с НИП с предельными точностями не хуже 20 м по дальности и 0,2 мм/с по доплеровской скорости. Предполагается, что измерения будут проводиться минимум с двух пунктов – Усурийска и Медвежьих Озер.

Навигация на возвратной траектории должна обеспечить прямой вход в атмосферу Земли и посадку в заданном районе с последующим поиском и эвакуацией СА. С учетом указанных выше погрешностей исполнения маневров и точностей траекторных измерений для решения этой задачи на трассе перелета потребуются провести пять пространственных коррекций. Суммарный импульс коррекций не превысит 140 м/с. При этом результирующая точность наведения ВА к Земле (радиус трубки подлетных траекторий после проведения последней, пятой, коррекции) будет не хуже ± 30 км.

Предполагается реализовать следующую схему проведения коррекций воз-

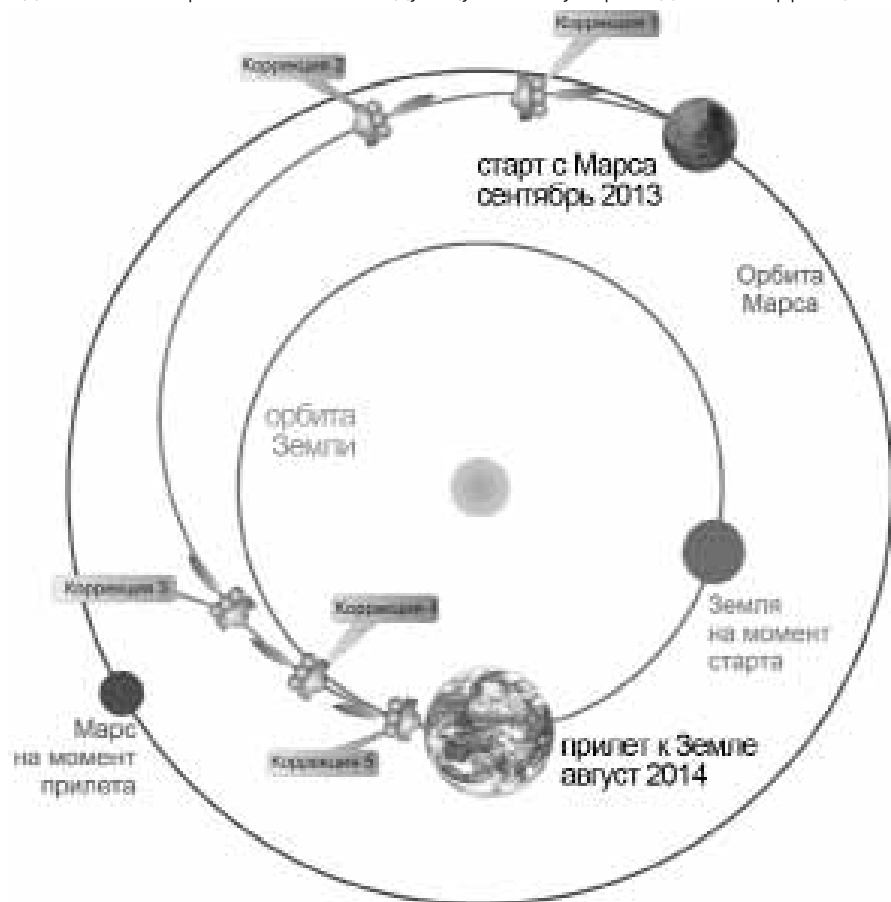


Рис. 6. Схема перелета Марс-Земля

вратной траектории:

- первая коррекция с импульсом до 50 м/с – через 2 – 3 недели после выведения КА на траекторию перелета к Земле;
- вторая коррекция с импульсом до 10 м/с – через ~ 3 месяца после первой;
- третья коррекция с импульсом до 10 м/с – за ~ 2 месяца до встречи КА с Землей;
- четвертая коррекция с импульсом до 7 м/с – за ~20...10 сут до встречи КА с Землей;
- заключительная, пятая, коррекция с импульсом до 8 м/с – за 72...12 ч до встречи КА с Землей.

Схема полета по траектории Марс – Земля приведена на рис. 6.

Полет в сфере действия Земли. Условия посадки СА

Полет в сфере действия Земли длится около трех суток и происходит по гиперболической траектории. С учетом поджата трубки траекторий радиус пятна возможных точек посадки на поверхности Земли для всех приведенных выше углов входа по предварительной оценке не превысит 30 км, а отклонения углов входа от расчетных могут достигать $\pm 0,2^\circ$.

Посадка СА будет производиться на 10-й испытательный полигон «Сары-Шаган». В качестве расчетной точки посадки предварительно принята точка в середине участка этого полигона с координатами: $46^\circ 1'$ с.ш. и $72^\circ 10'$ в.д. В соответствии с проведенными ранее проработками конструкции СА угол его входа в атмосферу Земли на высоте 120 км может выбираться в пределах $33...45^\circ$. При этих углах входа скорость входа не будет превышать 12,0 км/с.

Поскольку траекторные измерения проводятся с помощью аппаратуры, установленной на ВА, отделение от него СА целесообразно осуществить как можно ближе к входу в атмосферу, но так, чтобы это произошло до начала воздействия атмосферы на конструкцию. С учетом точности знания параметров движения ВА после проведения последней коррекции отделение СА предполагается произвести по временной уставке за 2 ч до расчетного времени входа в атмосферу.

Литература

- Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. (1990) Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990.
- Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. (1973) Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973.
- Эльясберг П. Е. (1965) Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.
- Lemoine F. G., Smith D. E., Rowlands D. D., Zuber M. T., Neumann G. A., Chinn D. S. (2001) An improved solution of the gravity field of Mars (GMM-2B) from Mars Global Surveyor // J. Geophys. Res. October 25, 2001. V. 106(E10). P. 23359-23376.

И. М. Морской, А. В. Симонов
 НПО им. С. А. Лавочкина,
В. А. Степаньянц, А. Г. Тучин
 ИПМ им. М. В. Келдыша РАН

РЕШЕНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО КВАЗИСПУТНИКОВОЙ ОРБИТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СНИМКОВ ФОБОСА

Предполагается, что в течение всего времени пребывания на квазиспутниковой орбите управление движением космического аппарата (КА) базируется на решении навигационной задачи по данным автономных измерений относительного движения КА и Фобоса. При этом уточняются параметры относительного движения, гравитационного поля Фобоса и положение центра фигуры Фобоса относительно его центра масс. Обработка данных измерений и решение навигационной задачи производится на Земле.

В качестве источников измерительной информации рассматриваются:

- данные измерений дальности до поверхности Фобоса, полученные с помощью лазерного высотомера-вертиканта;
- телевизионные изображения Фобоса, полученные с помощью различных камер телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН);
- показания блока определения координат звезд, относящиеся к интервалу получения данных первого и второго типа.

СХЕМА НАВИГАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

В работе (Коган, Хейфиц, 1988) было показано, что при навигации по телевизионному изображению небесного тела оцениваются в общем случае по меньшей мере шесть величин:

- смещение (по двум координатам) центра изображения по отношению к центру фигуры небесного тела;
- масштаб изображения (по сути, расстояние до небесного тела);
- три угла малых разворотов небесного тела относительно расчетного положения (вариации ракурса наблюдения).

При решении навигационной задачи полета на квазиспутниковой орбите с использованием снимков Фобоса предлагается изменить схему обработки телевизионного изображения исходя из специфики управления движением КА на этапе подготовки к посадке на Фобос, а именно из требований высокой оперативности и надежности решения навигационной задачи.

Предполагается за счет некоторого (весьма незначительного) закругления перейти к упрощенной, но более надежной схеме обработки телевизионных изображений Фобоса, а именно:

- сократить число оцениваемых величин, зафиксировав масштаб изображения и ракурс наблюдения по расчетным данным;
- вместо полностью автоматической обработки изображения и выделения границ и контрастов использовать интерактивную обработку, при которой оператор осуществляет наилучшее с его точки зрения совмещение полученного изображения с расчетным образом, содержащим изображения «реперных» кратеров и лимба Фобоса.

Первое упрощение представляется оправданным вследствие того, что, во-первых, расстояние до Фобоса с высокой точностью определяется по данным измерений лазерного высотомера, а во-вторых, используется модель углового положения Фобоса в инерциальном пространстве.

Итак, предполагается, что наземный программный комплекс обрабатывает в интерактивном режиме получение телевизионного изображения Фобоса. По результатам этой обработки и с учетом данных блока определения координат звезд (БОКЗ) формируются так называемые «приведенные» угловые измерения, которые в дальнейшем используются как входные данные при решении навигационной задачи.

ФОРМИРОВАНИЕ «ПРИВЕДЕННЫХ» УГЛОВЫХ АВТОНОМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПО ДАННЫМ БОКЗ и ТВ-ИЗОБРАЖЕНИЙ ФОБОСА

Опишем процедуру формирования «приведенных» угловых измерений. Обра-

ботка кадров - телевизионных изображений Фобоса, переданных на Землю, - производится последовательно. Для каждого кадра, отвечающего очередному наблюдению, на экран компьютера выводится изображение Фобоса, полученное в приборной системе координат используемой камеры ТСНН. Параллельно на этом же экране программно формируется прозрачная поверхность А, на которой представлен «расчетный образ» Фобоса, содержащий реперные кратеры и точки лимба. Наиболее упрощенная схема обработки заключается в следующем. Оператор с помощью мыши или клавиатуры (стрелки ←, ↑, →, ↓) перемещает поверхность А с расчетным образом Фобоса относительного реального изображения, добиваясь максимального совпадения этих изображений. После этого оператор нажатием соответствующей клавиши подтверждает завершение процедуры, и программа определяет результирующие угловые отклонения «образа» Фобоса по отношению к его расчетному положению. Именно эти отклонения и трактуются как «приведенные» угловые измерения, используемые в дальнейшем при решении навигационной задачи.

Очевидно, что наиболее важным моментом при решении данной задачи является формирование «расчетного образа» Фобоса. Для создания этого образа необходима информация, позволяющая:

- 1) создать пространственную модель характерных точек на поверхности Фобоса;
- 2) определить расчетный радиус-вектор с КА на центр Фобоса в инерциальном пространстве на момент середины экспонирования;
- 3) определить ориентацию связанных осей КА в инерциальном пространстве на момент середины экспонирования;
- 4) определить ориентацию Фобоса в инерциальном пространстве на момент середины экспонирования.

Данные по пунктам «2» и «4» получаем на основе текущего прогноза движения КА и Фобоса, а данные по пункту «3» определяем по данным БОКЗ путем интерполяции (см. ниже). Очевидно, что помимо указанных данных требуется и информация об угловом положении системы координат используемой камеры ТСНН относительно связанной системы КА (точнее, относительно осей БОКЗ). Эти данные известны заранее (с некоторой точностью), но в полете уточняются в результате проведения специальных калибровочных сеансов.

Собрав всю эту информацию, можно спроецировать контрольные точки на поверхности Фобоса на приборные оси камеры ТСНН и получить таким образом «расчетный образ».

Приведем исходные данные, необходимые для создания расчетного образа Фобоса, процедуру отрисовки реперных кратеров, а также интерполяцию данных БОКЗ.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ, НЕОБХОДИМЫЕ ДЛЯ СОЗДАНИЯ РАСЧЕТНОГО ОБРАЗА ФОБОСА.

Для создания расчетного образа Фобоса с изображениями «реперных» кратеров необходимы данные двух типов:

- 1) цифровая модель фигуры Фобоса;
- 2) описание совокупности так называемых контрольных точек на поверхности Фобоса.

Данные первого типа содержатся в работах (Базилевский, Шингарева, 2010; Willner et al., 2009; Wahlisch et al., 2009), второго типа - в работе (Базилевский, Шингарева, 2010; Wahlisch et al., 2009). Приведем схему переработки этих данных для решения конкретной навигационной задачи.

КАТАЛОГ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК НА ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА

Материал по контрольным точкам на поверхности Фобоса любезно предоставлен немецкими специалистами и базируется на последних результатах, изло-

женных в работе (Wahlisch et al., 2009).

Данный каталог содержит 665 точек, для которых в фобосографической системе координат представлены прямоугольные координаты вместе с их среднеквадратическими отклонениями.

На рис. 1 представлена схема, иллюстрирующая распределение контрольных точек на поверхности Фобоса, точности их координат и разрешение снимков, по которым определялись контрольные точки [как по снимкам станций «Викинг», так и по снимкам, выполненным станцией «Марс-Экспресс»].

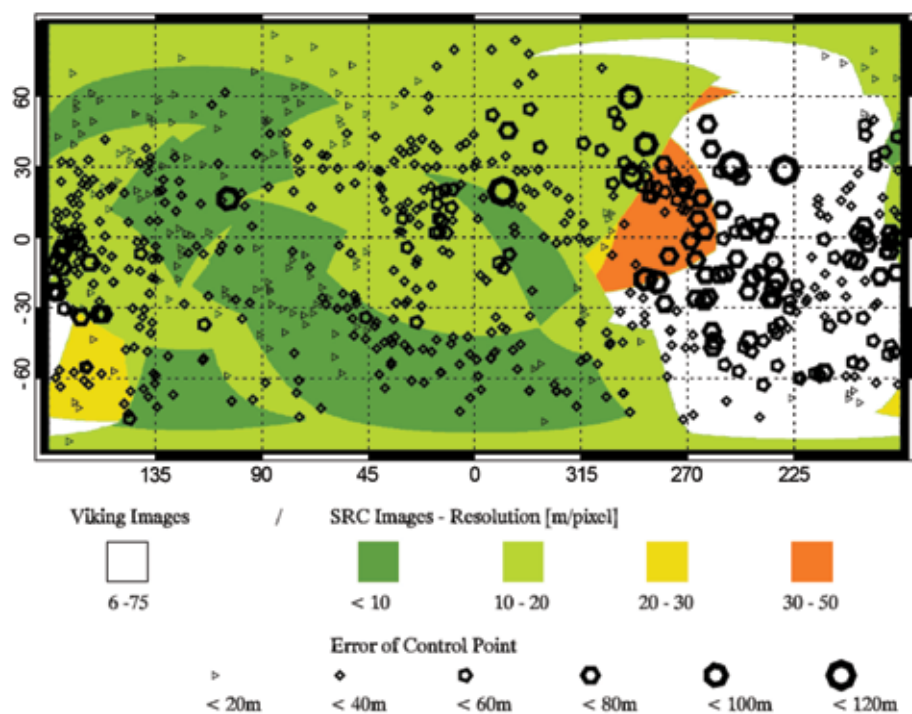


Рис. 1. Распределение контрольных точек на поверхности Фобоса, точности их координат и разрешение снимков

На рис. 2 и 3 приведены примеры, демонстрирующие положение серий контрольных точек на двух изображениях Фобоса, полученных станцией «Марс-Экспресс».

Для того чтобы надежным образом применить к решению навигационной задачи информацию, содержащуюся в каталоге контрольных точек, его следует дополнить радиусами «реперных» кратеров. Эти параметры относятся, естественно, только к тем контрольным точкам, которые соответствуют центрам заметных кратеров.

Данный этап работы требует дополнительной обработки всех снимков с контрольными точками и привлечения информации о дальностях и ракурсе съемки в каждом отдельном случае, а также об угловых размерах каждого из снимков.

В результате будет сформирован еще один каталог – каталог «реперных» кратеров, который представляет собой подмножество каталога контрольных точек, дополненный радиусами выбранных кратеров.

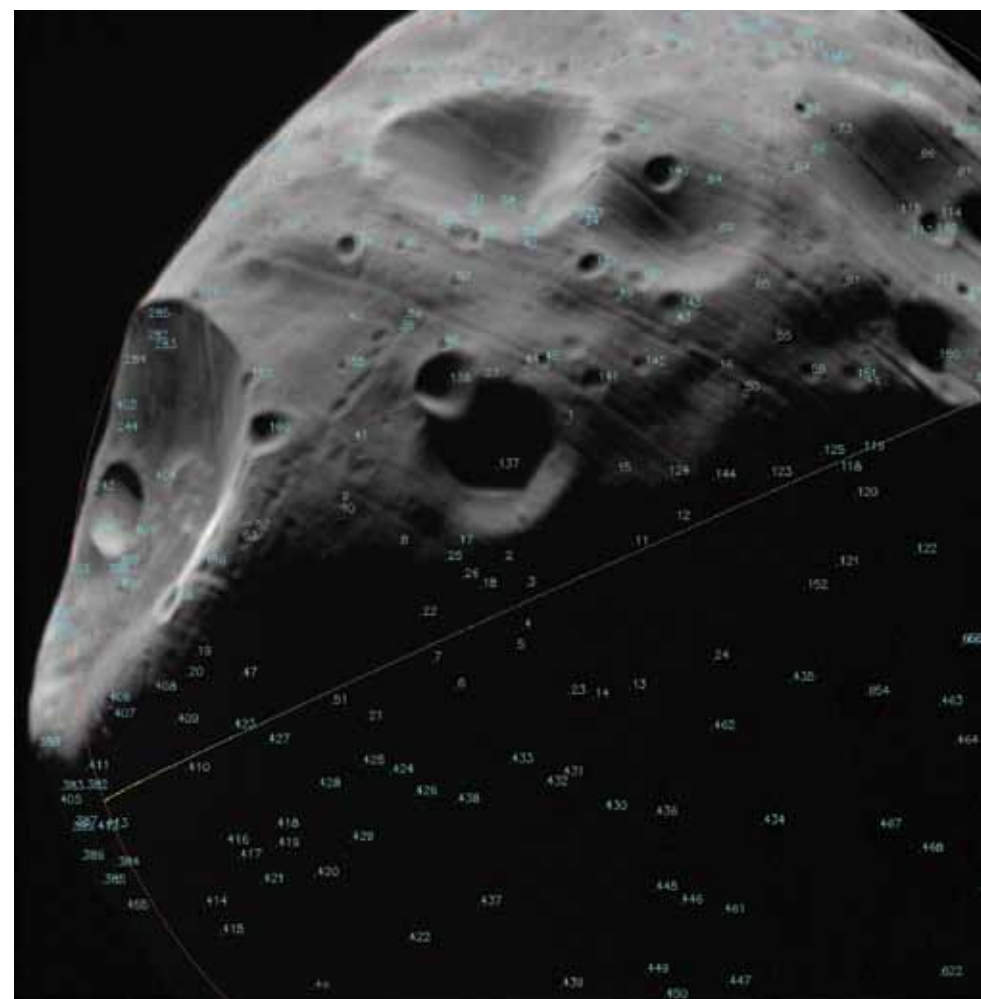


Рис. 2. Изображение, полученное КА «Марс-Экспресс» 2006-02-10

ОТРИСОВКА РЕПЕРНЫХ КРАТЕРОВ

При построении расчетного образа Фобоса будем использовать две системы координат: фобосографическую и приборную, отвечающую приборным осям камеры ТСНН, с помощью которой было получено обрабатываемое изображение.

Пусть t_{exp} – момент середины экспонирования данного изображения; R_{in} – радиус-вектор с КА на центр Фобоса в инерциальной системе отсчета на момент t_{exp} ; t_i и t_{i+1} – последовательные моменты опроса БОКЗ, такие что $t_i \leq t_{exp} \leq t_{i+1}$; M_i и M_{i+1} – матрицы перехода от инерциальной системы к приборной системе БОКЗ, соответствующие моментам t_i и t_{i+1} ; $M_{БОКЗ2cam}$ – матрица перехода от приборной системы БОКЗ к приборной системе телевизионной камеры, сформировавшей данное изображение; M_{in2ph} – матрица перехода от инерциальной системы к фобосографической системе координат на момент t_{exp} .

Сформируем по формулам матрицу M_{exp} , отвечающую переходу от инерциальной



Рис. 3. Изображение, полученное КА «Марс-Express» 2006-03-19

системы координат к приборной системе БОКЗ на момент t_{exp} . Теперь матрица перехода от фобосграфической системы координат к приборной системе телевизионной камеры на момент t_{exp} запишется как

$$M_{ph2cam} = M_{БОКЗ2cam} M_{exp} M_{in2ph}$$

Получим радиус-вектор с КА на центр Фобоса в фобосграфической системе отсчета на момент t_{exp} :

$$\bar{R}_{ph} = M_{in2ph} \bar{R}_{in}$$

Теперь произведем отбор «реперных» кратеров, которые могут быть опознаны на данном изображении. Такой отбор эквивалентен проверке условия

на величину скалярного произведения векторов \bar{R}_{ph}^0 и \bar{r}_k^0 :

$$\bar{R}_{ph}^0 \cdot \bar{r}_k^0 \leq -\sin \alpha,$$

где \bar{R}_{ph}^0 – орт радиус-вектора R_{ph} ; \bar{r}_k^0 – орт радиус-вектора центра k -го «реперного» кратера r_k ; угол α отвечает предельно допустимому положению кратера на снимке (например, 10°).

Пусть для очередного «реперного» кратера с индексом k данное условие выполняется. Сформируем точки, отвечающие расчетному образу данного кратера на изображении. Центр этого кратера в фобосграфической системе координат определяется радиус-вектором r_k ,

$$\bar{r}_k = R \begin{bmatrix} \cos \lambda \cos \varphi \\ \sin \lambda \cos \varphi \\ \sin \varphi \end{bmatrix}, \quad R = \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n (A_{nm} \cos m \lambda + B_{nm} \sin m \lambda) P_{nm}(\sin \varphi),$$

где A_{nm} , B_{nm} – коэффициенты разложения по сферическим функциям для описания фигуры Фобоса; P_{nm} – присоединенные функции Лежандра; j и l – широта и восточная долгота соответствующей контрольной точки.

Определим нормаль \bar{n}^0 к кольцу искомого кратера. Для этого сформируем два вспомогательных вектора r_1 и r_2 , каждый из которых будем определять по тем же формулам, что и r_{cen} , но для вектора r_1 будем использовать угловые координаты Lat_1 и $Lon_1 - D1$, а для вектора r_2 – координаты $Lat_1 + D1$ и Lon_1 .

Тогда внешнюю нормаль к поверхности Фобоса можно приближенно записать как:

$$\bar{n} = ((\bar{r}_1 - \bar{r}_{cen}) \times (\bar{r}_2 - \bar{r}_{cen}))^0.$$

Теперь последовательность точек, образующих кольцо кратера в фобосграфической системе, можно представить набором радиус-векторов r_i ,

$$\bar{r}_i = \bar{r}_k + \rho_i (\bar{u} \cos i \Delta \alpha + \bar{w} \sin i \Delta \alpha), \quad \Delta \alpha = 2\pi/N, \quad \bar{u} = (\bar{r}_1 - \bar{r}_k)^0, \quad \bar{w} = (\bar{r}_2 - \bar{r}_k)^0,$$

где N – количество точек, равномерно расставленных вдоль кольца кратера.

В системе координат ТВ-камеры эти точки будут иметь координаты $r_{TV_i} = M_{ph2cam} r_i$. Пусть имеем для ТВ-камеры угловые размеры пиксела dX вдоль оси X и dY вдоль оси Y . Тогда целочисленные (в пикселах) координаты точки r_k на изображении будут определяться выражениями

$$nx_{TV_i} = \frac{x_{TV_i}}{z_{TV_i} \delta X}, \quad ny_{TV_i} = \frac{y_{TV_i}}{z_{TV_i} \delta Y}, \quad \bar{r}_{TV_k} = \begin{pmatrix} x_{TV_i} \\ y_{TV_i} \\ z_{TV_i} \end{pmatrix}.$$

ИНТЕРПОЛЯЦИЯ ДАННЫХ БЛОКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ЗВЕЗД (БОКЗ)

Пусть имеем ТВ-изображение Фобоса, отвечающее моменту t_{exp} (момент середины экспонирования). В общем случае, естественно, этот момент не совпадает с моментом опроса БОКЗ, так что необходимо проводить интерполяцию данных об инерциальной ориентации. Рассмотрим последовательные моменты опроса БОКЗ t_i и t_{i+1} , такие что

$$t_i \leq t_{exp} \leq t_{i+1}.$$

Пусть при этом на момент t_i БОКЗ выдал матрицу перехода от инерциальной системы к приборной M_i , а на момент t_{i+1} – матрицу M_{i+1} .

Обозначим через q_i , q_{i+1} и q_{exp} кватернионы ориентации, соответствующие матрицам M_i , M_{i+1} и M_{exp} . Будем исходить из малости поворота осей КА из положения в момент t_i в положение на момент t_{i+1} и считать этот поворот совершающимся равномерно во времени относительно оси, неподвижной в инерциальном пространстве. Этот разворот описывается кватернионом $q_e = q_{i+1} q_i^*$.

Представим искомым кватернион в виде $q_{exp} = q_d q_i$. Пространственный угол поворота a_d , отвечающий кватерниону q_d , определится как

$$\alpha_{\delta} = \alpha_{\varepsilon} \frac{t_{\text{exp}} - t_i}{t_{i+1} - t_i},$$

где α_{δ} – пространственный угол поворота, отвечающий кватерниону \mathbf{q}_{δ} . Следовательно, если кватернион \mathbf{q}_{δ} имеет компоненты (p_0, p_1, p_2, p_3) , то для компонент (r_0, r_1, r_2, r_3) кватерниона \mathbf{q}_{δ} имеем

$$r_0 = \cos(\text{carccos } p_0), \quad \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} \frac{\sin(\text{carcsin } p_0)}{p_0}, \quad c = \frac{t_{\text{exp}} - t_i}{t_{i+1} - t_i}, \quad p = \sqrt{p_1^2 + p_2^2 + p_3^2}.$$

Таким образом, искомым кватернион \mathbf{q}_{exp} сформирован. Соответствующая ему матрица M_{exp} и есть матрица перехода от инерциальной системы координат к приборной системе БОКЗ на момент середины экспонирования t_{exp} .

Литература

Базилевский А.Т., Шингарева Т.В. (2010) Выбор и характеристика места посадки КА "Фобос-Грунт" // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*. 2010. Т. 44. № 1. С. 4-47.

Коган А.Ю., Хейфец В.Н. (1988) Навигация в окрестности небесного тела по его телевизионным изображениям: Препринт ИКИ АН СССР. Пр-1443. М.: ИКИ РАН, 1988.

Wählich M., Willner K., Oberst J., Matz K.-D., Scholten F., Roatsch T., Hoffmann H., Semm S., Neukum G. (2009) A new topographic image atlas of Phobos. *EPSL*. 2009. Willner K., Oberst J., Hussmann H., Giese B., Hoffmann H., Matz K.-D., Roatsch T., Duxbury T. (2009) Phobos Control Point Network, Rotation and Shape// *EPSL*. 2009.

Ю.К. Зайко, В.Н. Хейфец
НПО им. С.А. Лавочкина

2.5 ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ

Краеугольным камнем политики планетарной защиты в межпланетных экспедициях является требование предохранения исследуемых планет и Земли от биологического загрязнения (статья IX Договора по дальнему космосу, Лондон/Вашингтон, 27.01.67 г.). Комитет по космическим исследованиям (КОСПАР) разработал классификацию экспедиций, определенные рекомендации и ряд мероприятий по выполнению требований планетарной защиты [COSPAR New Policy, 2002], см. табл. 1. Основной целью всех мероприятий является защита планет от земного микробиологического загрязнения, а также защита Земли от возможного биологического загрязнения, исходящего от внеземных образцов грунта и/или от возвращаемых зондов (систем, подсистем КА и т.п.).

Таблица 1. Классификация КОСПАР (2002 г.) межпланетных экспедиций

Категории для тел Солнечной системы и типов экспедиций					
	категория I	категория II	категория III	категория IV	категория V
Тип и цель экспедиции	Пролетные, орбитальные КА, посадочные аппараты (ПА): Венера, Луна, некоторые астероиды, др. тела (TBD - пер. с англ.: в дальнейшем будет уточнено)	Пролетные, орбитальные КА, ПА: кометы, углеродно-хондритные астероиды, Юпитер, Сатурн, Уран, Нептун, Плутон, Харон, др. тела (TBD)	Пролетные, орбитальные КА: Марс, Европа, др. тела (TBD)	Миссии с ПА: Марс, Европа, др. тела (TBD). Подкатегории IVa, IVb и IVc	Любые миссии с возвратом на Землю. Подкатегории: 1. Ограниченное возвращение на Землю (возможная опасность при возвращении на Землю): с Марса, Европы, др. тел (TBD) 2. Неограниченное возвращение на Землю (отсутствие опасности при возвращении): с Луны, др. тел (TBD)
Требования к обеспечению планетарной защиты	Нет	Протокол (отчет) о планируемой вероятности столкновения и, возможно, некоторые меры по контролю микро-	Ограничение вероятности нештатного столкновения КА или пассивный контроль бионагрузки	Ограничение вероятности нештатного столкновения КА. Ограничение бионагрузки (стерилизация и деконтаминация) ПА	В случае возможной опасности при возвращении на Землю: <ul style="list-style-type: none"> • предотвращение столкновения с Землей или Луной; • стерилизация возвращенного оборудования; • изоляция в контейнере любых образцов

В настоящей работе приведены принципы планетарной защиты экспедиции ФОБОС-ГРУНТ [Мартынов и др., 2009; Aleksashkin et al., 2009], основной целью которой является доставка образцов грунта спутника Марса Фобоса на Землю, и подробно изложены предпринятые меры по обеспечению защиты Марса и Земли.

Помимо выполнения основной задачи миссии и проведения широкого кру-

га научных экспериментов, в программу полета включены биологические эксперименты «Биофобос» [Российская академия наук, МГУ им. М.В.Ломоносова] и «Биофобос-Лайф» [Планетарное общество, США] по исследованию влияния дальнего космоса на земные микроорганизмы и их выживаемости в условиях открытого космического пространства, что также может дать определенную информацию об экологической безопасности космической техники.

Кроме того, первоначально в составе экспедиции предполагалась посадка на поверхность Марса спускаемого аппарата - метеорологической мини-станции (СА ММС), передающей данные о марсианской атмосфере на Землю. Однако, в соответствии с Решением от 23.04.2009 г. «О прекращении проработки варианта размещения малой метеорологической станции на КА «Фобос-Грунт», работы, связанные с СА ММС, были остановлены, и в настоящее время решается вопрос о его включении в другой проект полета к Марсу. Тем не менее, в 2008 – 2009 гг. были проведены работы по отработке режимов стерилизации посадочных на Марс аппаратов путем их облучения на ускорителе электронов [Khamidullina et al., 2009; Парамонов и др., 2010], что представляет ценность для предполагаемых будущих контактных исследований Марса.

В соответствии с решением, подписанным в 2002 г., научно-методическое обеспечение программы планетарной защиты экспедиции ФОБОС-ГРУНТ осуществляет Государственный научный центр – Институт медико-биологических проблем РАН (ГНЦ РФ – ИМБП РАН), а меры по ее реализации, вплоть до доставки грунта в специальную лабораторию, - ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина».

Запуск КА «Фобос-Грунт» предполагается в ноябре 2011 г. Схема межпланетной экспедиции ФОБОС-ГРУНТ включает следующие этапы:

- выведение на отлетную от Земли траекторию;
- перелет Земля - Марс с проведением трех коррекций траектории;
- торможение и выход на начальную трехсуточную орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ), отделение маршевой двигательной установки (МДУ) и переходной фермы, проведение одной-двух малых коррекций, отделение китайского спутника ҮН-1;
- поэтапное сближение орбиты КА с орбитой Фобоса до расстояний, позволяющих осуществить посадку;
- посадка на поверхность Фобоса, взятие проб грунта;
- взлет с Фобоса и полет по круговой базовой орбите ИСМ;
- переход на высокоапогейную предстартовую орбиту ИСМ;
- разгон с предстартовой орбиты к Земле;
- перелет Марс - Земля с проведением до пяти коррекций;
- вход в атмосферу Земли и посадка;
- поиск и эвакуация спускаемого аппарата (СА) с образцами грунта Фобоса.

Перелетный модуль (ПМ) КА «Фобос-Грунт» представляет собой открытую платформу, на которой под негерметичной теплозащитной оболочкой установлены служебные бортовые системы, научные приборы, возвращаемая ракета со спускаемым на Землю аппаратом. Под перелетным модулем расположен китайский КА ҮН-1.

Таким образом, в экспедиции ФОБОС-ГРУНТ необходимо решать две важные задачи: защита марсианской среды от возможного попадания земных микроорганизмов и защита Земли от потенциальной угрозы при доставке инопланетного грунта.

Рассмотрим более подробно основные стадии полета КА «Фобос-Грунт» и пути решения основных проблем планетарной защиты.

ПЛАНЕТАРНАЯ ЗАЩИТА МАРСА

Политика КОСПАР по защите Марса установлена для того, чтобы в будущем астробиологам, изучающим Марс, не пришлось столкнуться с проблемой, когда возможные естественные формы жизни Марса могут быть подвержены воздей-

ствию случайно занесенных земных микроорганизмов.

Согласно классификации КОСПАР [COSPAR New Policy, 2002] полет орбитального аппарата экспедиции ФОБОС-ГРУНТ (перелетный модуль) относится к категории III, для которой с целью защиты марсианской среды от земных микроорганизмов лимитируется вероятность разрушения (выхода из строя) КА и его падения на Марс.

Согласно критериям, установленным политикой КОСПАР по планетарной защите, должны выполняться следующие требования к вероятности попадания КА на Марс:

- $\leq 0,01$ для первых 20 лет существования аппарата;
- $\leq 0,05$ для последующих 30 лет.

Если КА не может удовлетворять заданным выше условиям, то лимитируется уровень микробиологической контаминации (загрязнения) КА, а именно: микробиологическое загрязнение свободных поверхностей орбитального аппарата на момент окончания сборки должно составлять не более 500 бактериальных спор на квадратный метр, а его полная биоагрузка не должна превышать $5 \cdot 10^5$ бактериальных спор.

Такой уровень микробиологической чистоты достигается стерилизацией одних элементов аппарата и очисткой тех элементов, для которых невозможно подобрать режим стерилизации без ухудшения их качества, с последующей сборкой в чистовом помещении с уровнем чистоты не хуже класса 100 000 по федеральному стандарту США - FS 209B [Federal Standard No. 209a, 1966] (класс 8 в соответствии с ГОСТ ИСО 14644-1-2002 [ГОСТ ИСО, 2002]). В применении к КА «Фобос-Грунт» принят первый подход - лимитируется вероятность разрушения КА и его падения (или его составных частей) в атмосферу Марса.

Таким образом, для решения задачи планетарного карантина Марса требуется тщательный расчет вероятности попадания КА в атмосферу Марса, основанный на сочетании расчета характеристик надежности КА на различных этапах экспедиции [Хамидулина, Колобов, 2011] и баллистического анализа траектории полета [Симонов и др., 2011].

Оценка надежности КА «Фобос-Грунт» на различных этапах полета

Как указывалось выше, для расчета вероятности попадания КА в атмосферу Марса необходимо знать надежность КА «Фобос-Грунт» на различных этапах миссии. Для расчета этой величины используются значения вероятности безотказной работы (ВБР) составных частей (СЧ) и бортовых систем (БС), приведенные в соответствующих технических заданиях и представленные в табл. 2.

Таблица 2. Значения ВБР БС КА «Фобос-Грунт» за время полета

Бортовая система	ВБР (по ТЗ)
БКУ (бортовой комплекс управления)	0,994
БРК (бортовой радиокомплекс)	0,994
АФС (антенно-фидерная система)	0,9999
Привод ОНА (остронаправленная антенна)	0,999
СЭС (система электроснабжения):	
- комплекс автоматики и стабилизации (КАС)	0,998
- химический источник тока (ХИТ)	0,9995
- аккумуляторная батарея (АБ)	0,9992
- батарея фотоэлектрическая (БФ)	0,9998
ДУ (двигательная установка)	0,995
Конструкция	0,9999
БКС (бортовая кабельная сеть)	0,9999

Бортовая система	ВБР (по ТЗ)
СОТР (система обеспечения теплового режима)	0,9999
ТДУ	0,999
МДУ (маршевая двигательная установка)	0,999

Значения ВБР радиоэлектронных БС на различных этапах миссии получаем путем пересчета значений ВБР, заданных в ТЗ, с учетом продолжительности этапа.

В соответствии с экспоненциальным законом распределения ВБР электронных систем определяется следующей формулой [Волков, Шишкевич, 1975]:

$$P(t) = e^{-\lambda \cdot t} \quad (1)$$

Путем несложных преобразований для этапа миссии длительностью T_2 получаем формулу для пересчета ВБР:

$$P_{T_2} = e^{\frac{T_2 \ln P_{T_1}}{T_1}} \quad (2)$$

где P_{T_1} и T_1 – ВБР и время работы БС по ТЗ (как правило, это длительность миссии), соответственно.

Методика расчета ВБР КА на различных этапах полета подробно продемонстрирована на примере первого этапа – выведения КА на опорную орбиту искусственного спутника Земли (ОО ИСЗ), структурная схема надежности которого



представлена на рис. 1.

Рис. 1. Схема надежности выведения КА на опорную орбиту ИСЗ: РН – ракета-носитель, СЗБ – сборно-защитный блок, ПФ – переходная ферма, СО – система отделения

В соответствии со структурной схемой на рис. 1 ВБР КА «Фобос-Грунт» на этапе выведения на опорную орбиту (ОО) ИСЗ определяется по формуле

$$P_{\text{выведения ОО}} = P_{\text{РН}} \times P_{\text{СЗБ}} \times P_{\text{ПФ}} \times P_{\text{СО}} \times P_{\text{МДУ}} \times P_{\text{ПМ}} \quad (3)$$

где $P_{\text{РН}}$ – ВБР ракеты-носителя; $P_{\text{СЗБ}}$ – ВБР головного обтекателя (СЗБ); $P_{\text{ПФ}}$ – ВБР переходной фермы; $P_{\text{СО}}$ – ВБР системы отделения; $P_{\text{МДУ}}$ – ВБР маршевой двигательной установки; $P_{\text{ПМ}}$ – ВБР перелетного модуля за время выведения на опорную орбиту.

В свою очередь, $P_{\text{ПМ}}$ определяется через ВБР БС по формуле

$$P_{\text{ПМ}} = P_{\text{БКУ}} \times P_{\text{БРК}} \times P_{\text{АБ}} \times P_{\text{ДУ}} \times P_{\text{КАС}} \quad (4)$$

где $P_{\text{БКУ}}$ – ВБР бортового комплекса управления ПМ; $P_{\text{БРК}}$ – ВБР бортового радиокомплекса ПМ; $P_{\text{АБ}}$ – ВБР аккумуляторной батареи системы электроснабжения (СЭС) ПМ; $P_{\text{ДУ}}$ – ВБР двигательной установки; $P_{\text{КАС}}$ – ВБР комплекса автоматики и стабилизации СЭС ПМ.

В сводной табл. 3 представлены значения ВБР составных частей, БС и КА в целом на различных этапах полета КА «Фобос-Грунт» вплоть до выхода на орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ).

Таблица 3. Значения ВБР КА ФОБОС-ГРУНТ на различных этапах полета

НАИМЕНОВАНИЕ СЧ И БС КА	ВБР
1. Выведение на опорную орбиту (ОО), длительность 2,5 ч	
СЧ	
ракета- носитель (РН)	0,804
головной обтекатель (сборочно-защитный блок), СЗБ	0,999
переходная ферма (ПФ)	0,999985
система отделения (СО)	0,9(5)86
МДУ	0,999
ПМ за время выведения на ОО	0,999569
БС за время выведения на ОО	
БКУ ПМ	0,9(6)5
БРК ПМ	0,9(6)325
АБ ПМ	0,9(7)
КАС ПМ	0,9(7)88
ДУ ПМ	0,99957
$P_{\text{выведения ОО}}$	0,978
2. Выведение на промежуточную орбиту, ПО (510 с)	
БС	
БКУ	0,9(7)7
БРК	0,9(7)61
АБ	0,9(8)4
КАС	»1
ДУ ПМ	0,999
$P_{\text{ПМ}}$	0,9989997
$P_{\text{выведения ПО}}$	0,978
3. Разгон на межпланетную траекторию (3,5 ч + 967 с)	
БКУ	0,9(6)25
БРК	0,9(5)89
АБ	0,9(6)85
КАС	0,9(7)82
ДУ ПМ	0,999

$P_{\text{ПМ}}$	0,998998
$P_{\text{разгона МТ}}$	0,997998
4. Выполнение 1-й коррекции	
БС до 1-ой коррекции (10 сут.)	
БКУ	0,9(4)52
антенно-фидерная система (АФС)	0,9999
БРК	0,9(5)7
СОТР	0,9(5)7
БФ	0,9(6)4
АБ	0,9(4)897
КАС	0,9(5)7
ДУ ПМ	0,999
РПМ	0,99884
БС во время 1-й коррекции (17 с)	
БКУ	≈ 1
АФС	0,9(8)8
БРК	≈ 1
СОТР	≈ 1
БФ	≈ 1
АБ	0,9(9)
КАС	≈ 1
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
$P_{\text{зк}} = 0,999 \times 0,99884$	0,99784
5. Выполнение 2-й коррекции	
БС от момента завершения 1-й коррекции до 2-й коррекции (55 сут.)	
БКУ	0,999736
АФС	0,99945
БРК	0,9999835
СОТР	0,9999835
БФ	0,9(5)67
АБ	0,9(4)43
КАС	0,9999835
ДУ ПМ	0,999
$P_{\text{ПМ}}$	0,99813
БС во время 2-й коррекции (2 с)	

БКУ	≈ 1
АФС	0,9(8)8
БРК	≈ 1
СОТР	≈ 1
БФ	≈ 1
КАС	≈ 1
АБ	≈ 1
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
$P_{\text{зк}} = 0,999 \times 0,99813$	0,99713
6. Выполнение 3-й коррекции	
БС от момента завершения 2-й коррекции до 3-й коррекции (240 сут.)	
БКУ	0,998848
АФС	0,9976
БРК	0,999928
СОТР	0,999928
БФ	0,9(4)856
АБ	0,99975
КАС	0,999928
ДУ ПМ	0,999
$P_{\text{ПМ}}$	0,99497
БС во время 3-й коррекции (10 с)	
БКУ	≈ 1
АФС	0,9(8)8
БРК	≈ 1
СОТР	≈ 1
БФ	≈ 1
АБ	≈ 1
КАС	≈ 1
МДУ	0,999
$P_{\text{зк}} = 0,999 \times 0,99497$	0,99397
7. Выход на начальную орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ)	
БС от завершения 3-й коррекции до отделения МДУ (15 сут.)	
БКУ	0,9999279
АФС	0,999849
БРК	0,9(5)5499
СОТР	0,9(5)5499
БФ	0,9(6)1
АБ	0,9999845
КАС	0,9(5)5499

ДУ ПМ	0,999
$P_{\text{ПМ}}$	0,99872
$P_{\text{ОИСМ}}$	0,998723
8. ВБР КА от старта с Земли до выхода на ОИСМ (310 сут.)	
БКУ	0,998512
АФС	0,9969
БРК	0,999907
СОТР	0,999907
БФ	0,9(4)814
АБ	0,99968
КАС	0,999907
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
СО сбрасываемого бака (СББ)	0,9(5)86
СО МДУ	0,9(5)86
$P_{\text{этапа}}$	0,99278

Примечание: цифра в скобках соответствует количеству цифр «9» после запятой.

Таким образом, ВБР КА, т.е. вероятность успешного выполнения этапа от старта с Земли до выхода на ОИСМ, составляет $P = 0,99278$.

РАСЧЕТ ВЕРОЯТНОСТИ ПОПАДАНИЯ КА «ФОБОС-ГРУНТ» НА МАРС

Настоящий раздел содержит результат расчета вероятности входа (попадания) КА «Фобос-Грунт» и/или его составных частей в атмосферу Марса, полученный путем тщательного траекторного анализа КА и соединения этих данных с результатами оценки ВБР КА на различных этапах экспедиции, представленной выше. Для запуска КА в 2011 г. выбраны стратегия наведения КА, минимизирующая риск его попадания на Марс, а также состав, конструкция, аппаратура и двигательные установки КА, обеспечивающие должную вероятность безотказной работы всех подсистем и аппарата в целом. Нижеприведенный анализ и расчеты подтверждают этот выбор.

Основные предположения для расчета вероятности входа КА и его частей в атмосферу Марса

Вход КА и его СЧ в атмосферу Марса при изложенной выше схеме экспедиции возможен при отказе КА и дальнейшем пассивном полете на следующих этапах:

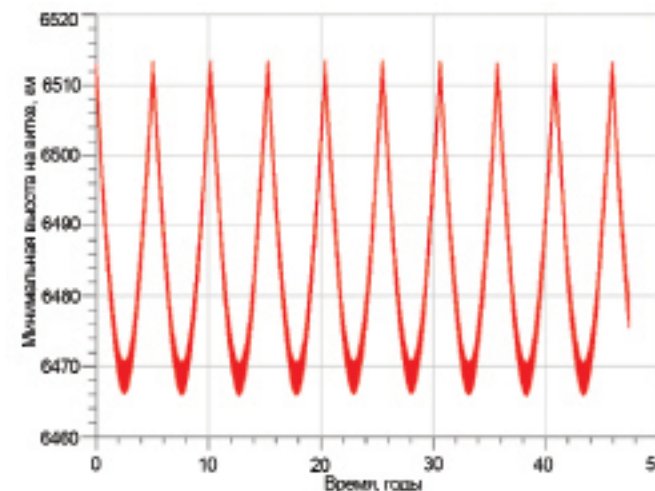
- 1) с межпланетной траектории;
- 2) в результате эволюции начальной орбиты ИСМ;
- 3) в случае ошибочного исполнения маневра перехода с начальной орбиты на переходную;
- 4) в случае ошибочного исполнения маневра перехода возвращаемого аппарата с переходной орбиты на предстартовую.

На остальных этапах вход в атмосферу Марса невозможен по следующим причинам:

- отказ в работе КА на этапе выведения на межпланетную траекторию может привести только ко входу в атмосферу Земли;
- отказ в работе КА после проведения маневра выхода на орбиту наблюдения не приводит ко входу в атмосферу Марса, так как эволюция круговой орбиты

радиусом порядка 10 тыс. км под влиянием гравитационных возмущений от Солнца, планет (в основном Юпитера), нецентрального поля Марса и солнечного давления не приводит к понижению высоты перицентра до высот, хотя бы сравнимых с высотой плотных слоев атмосферы;

- попадание КА в атмосферу Марса при отказе в работе КА на околофобосных орбитах и при нахождении на поверхности Фобоса возможно только вместе с Фобосом;
- попадание КА в атмосферу при отказе во время маневров, переводящих КА на переходную орбиту и траекторию перелета к Земле, невозможно, так как маневры проводятся в перицентрах орбит.



Эволюция минимальной высоты орбиты наблюдения за 50 лет приведена на рис. 2.

Рис. 2. Изменение высоты орбиты наблюдения за 50 лет

Вероятность входа КА в атмосферу с подлетной траекторией

Вероятность входа КА в атмосферу Марса с подлетной траекторией P_1 рассчитывалась по следующей формуле:

$$P_1 = (q_{\text{MT}} p_{\text{AO}}) + (q_{\text{K1}} p_{\text{A1}}) + (q_{\text{K2}} p_{\text{A2}}) + (q_{\text{K3}} p_{\text{A3}}),$$

где q_{MT} — вероятность отказа КА на этапе между выведением на траекторию перелета к Марсу и проведением коррекции, т.е. вероятность дальнейшего чисто пассивного полета; p_{AO} — вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса (с учетом атмосферы) при отсутствии коррекций; q_{K1} — вероятность отказа КА на этапе между проведением первой и второй коррекции, т.е. вероятность дальнейшего чисто пассивного полета; p_{A1} — вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса при проведении только первой коррекции; q_{K2} — вероятность отказа КА на этапе между проведением второй и третьей коррекции; p_{A2} — вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса (с учетом атмосферы) при проведении первой и второй коррекции; q_{K3} — вероятность отказа КА на этапе после проведения третьей коррекции и маневром выхода на начальную орбиту ИСМ; p_{A3} — вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса после проведения третьей коррекции.

Вероятность отказа КА на i -м этапе представляет собой разность единицы и вероятности безотказной работы на этом этапе:

$$q_i = 1 - P_i, i = MT, 1K, 2K, 3K$$

Значения P_{MT} , P_{1K} , P_{2K} и P_{3K} получены из данных по надежности функционирования КА на каждом из этапов полета (см. табл. 3).

Вероятность попадания КА на Марс на каждом из этапов полета по межпланетной траектории оценивалась как интеграл по плотности вероятности пересечения диска Марса в картинной плоскости:

$$P_{Ai} \in (\xi_M, \eta_M) = \int_{XY} f_{\xi, \eta}(xy) dx dy, i = 0, 1, 2, 3.$$

где $f_{\xi, \eta}$ – плотность вероятности эллипса рассеивания межпланетной траектории; – модули координат границ атмосферы Марса в картинной плоскости.

Плотность вероятности эллипса рассеивания межпланетной траектории на i -м этапе определяется методом Монте-Карло – по ковариационной матрице на $i-1$ -м этапе и статистической обработкой 100 000 вариантов траектории на данном этапе полета.

В результате расчетов было определено, что $P_1 \approx 0,01\%$.

Также существует вероятность попадания КА в атмосферу Марса на последующих витках гелиоцентрической траектории, в результате отсутствия маневра перехода на орбиту ИСМ и наступающего вследствие этого близкого пролета с эффектом гравитационного маневра. Но вероятность такого события на три порядка ниже P_1 для 20 лет и на четыре – для 50 лет. Поэтому в дальнейших оценках возможность такого развития событий не учитывается.

Вероятность попадания КА в атмосферу в результате эволюции начальной орбиты ИСМ

Шанс попадания или непопадания КА или его частей в атмосферу в основном определяется высотой перицентра орбиты и его дальнейшей эволюцией в результате гравитационного влияния третьих тел (Солнца, Юпитера и др.).

Номинальная высота начальной орбиты равна 800 км с максимальной ошибкой (3σ) в ± 400 км.

В результате анализа различных вариантов эволюции начальной орбиты при различных комбинациях параметров было определено, что вход в атмосферу Марса (понижение минимальной высоты до 100 км) возможен примерно через 4 года при величине начальной высоты перицентра, равной 400 км. График эволюции орбиты при $h_{\text{по}} = 400$ км представлен на рис. 3.

Было определено пороговое значение высоты перицентра, при которой происходит снижение минимальной высоты до 100 км. Такое событие наступает при $h_{\text{по}} = 430$ км.

Вход КА в атмосферу при условии его дальнейшего пассивного полета по начальной орбите произойдет с вероятностью

$$P_2 = q_{\text{ОИСМ}} \cdot p_{\text{ОИСМ}}(h_0 < h_0^*),$$

где $q_{\text{ОИСМ}} = 1 - p_{\text{ОИСМ}}$ – вероятность потери КА после выхода на начальную орбиту ИСМ; $p_{\text{ОИСМ}}$ – вероятность безотказной работы КА; $p_{\text{ОИСМ}}(h_0 < h_0^*)$ – вероятность формирования начальной орбиты с высотой перицентра менее $h_0^* = 430$ км.

В результате расчетов было получено, что $P_2 \approx 0,03\%$.

Вероятность попадания КА в атмосферу Марса в случае ошибки исполнения маневра перехода между орбитами

Вход в атмосферу Марса возможен при наступлении следующих двух событий:

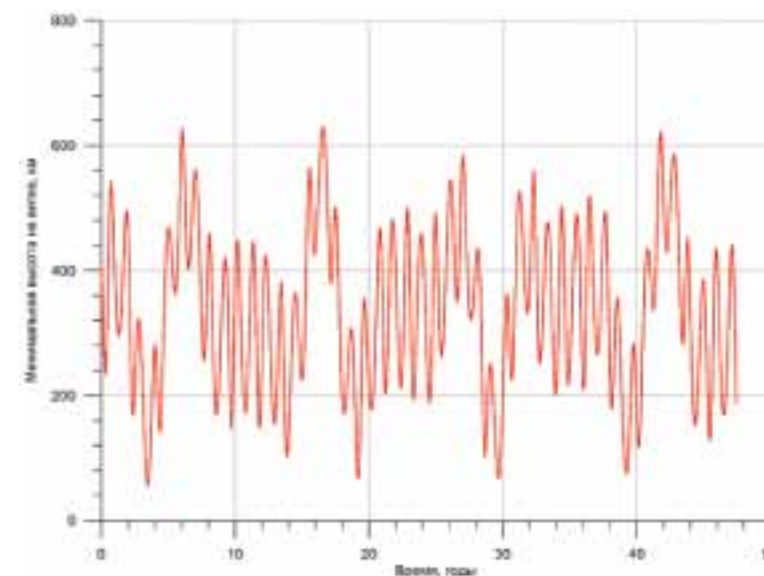


Рис. 3. Изменение минимальной высоты орбиты с высотой перицентра 400 км

- выдача импульса скорости в неверном направлении (наихудшим вариантом является направление, обратное заданному);
- отказ в работе системы управления КА, приводящий к отсутствию выдачи команды на выключение ДУ, т.е. все топливо, находящееся в баках на этот момент, будет потрачено на изменение орбиты.

Вероятность первого события оценивается как 0,05%, второго – 0,001%.

Суммарная вероятность попадания КА в атмосферу Марса

Вероятность входа КА в атмосферу Марса на различных этапах приведена в итоговой табл. 4.

Таблица 4. Суммарная вероятность входа КА в атмосферу Марса (%)

Этап полета, на котором возможен вход в атмосферу	Значение вероятности для 20 лет	Значение вероятности для 50 лет
С подлетной траектории	0,01	0,01
В результате эволюции начальной орбиты	0,03	0,1
При формировании переходной орбиты	0,05	0,05
При формировании предстартовой орбиты	0,05	0,05
Общая вероятность попадания КА в атмосферу Марса	0,14	0,21
Вероятность того, что КА не попадет в атмосферу Марса	99,86	99,79

Таким образом, в результате количественной оценки всех выявленных рисков, траекторного и надежностного анализа этапов полета КА были получены следующие значения вероятности существования КА и непопадания его в марсианскую среду:

- для первых 20 лет полета КА

99,86 > 99%,

**- для 50 лет полета КА
(соответственно для последних 30 лет**

**99,79 > 95%,
≥ 99,79 > 95%).**

Полученные результаты позволяют сделать важный вывод о том, что требования КОСПАР по защите Марса от загрязнения земными микроорганизмами, которые могут быть занесены КА или его составными частями, в экспедиции ФОБОС-ГРУНТ выполняются.

ПЛАНЕТАРНАЯ ЗАЩИТА ЗЕМЛИ

Согласно классификации КОСПАР этап экспедиции по доставке грунта Фобоса на Землю в контейнере, расположенном на спускаемом аппарате (СА), подпадает под категорию V, к которой относятся любые экспедиции возврата на Землю.

В свою очередь, категория V делится на две подкатегории [COSPAR New Policy, 2002] (см. также табл. 1), отражающие степень опасности для Земли возвращаемых с других планет космических аппаратов (или их составных частей), а именно:

1. Для аппаратов, возвращающихся с тел Солнечной системы, на которых (с точки зрения современного уровня знаний) отсутствуют местные формы жизни, определена подкатегория «Неограниченное возвращение на Землю» (“unrestricted Earth return”), т.е. фактически это безопасные для Земли экспедиции возвращения. К таким экспедициям относится возврат грунта или КА с Луны, малых космических тел и др. (TBD).

К космическим аппаратам экспедиций этой подкатегории предъявляются требования по планетарной защите только в соответствии с категорией этапа отлета (в случае КА «Фобос-Грунт» - категория III).

2. Миссии возврата с Марса, Европы и др. (TBD) относятся к подкатегории «Ограниченное возвращение на Землю» (“restricted Earth return”), т.е. считаются представляющими потенциальную опасность для Земли экспедициями возвращения.

К таким экспедициям предъявляется самый высокий уровень требований, который выражается:

- в абсолютном запрете разрушения (разгерметизации) капсул с инопланетными образцами при столкновении с Землей во время возвращения;
- в необходимости на стадии возвращения изоляции оборудования или нестерилизованных конструкций и материалов, которые контактировали с исследуемым небесным телом (так называемый «разрыв цепи контактов»);
- в необходимости изоляции любых собранных и возвращаемых на Землю образцов.

По окончании миссии необходимо провести своевременные анализы любых доставленных на Землю (собранных и возвращенных) нестерилизованных образцов в условиях жесткой изоляции со использованием самых чувствительных методов. Если обнаружится любой признак внеземной жизни, возвращенный образец должен храниться изолированно до тех пор, пока не подвергнется эффективной процедуре стерилизации. Анализ фобосианского грунта предполагается проводить в специализированной организации, которая имеет лицензию на право проведения работ с особо опасными микроорганизмами и имеет карантинную лабораторию для проведения исследований.

Для экспедиций возвращения со спутников некоторых планет (к ним относятся, в основном, спутники Марса и Юпитера), согласно [COSPAR New Policy, 2002], точное определение подкатегории миссии должно приниматься междисциплинарными научными советами РАН после рассмотрения шести принципиальных вопросов для каждого небесного тела, образцы грунта которого собираются исследовать и возвращать, а именно: свидетельствует ли подавляющее большинство научных данных о том, что:

- 1) на поверхности или внутри небесного тела никогда не было жидкой воды?
- 2) никогда не существовали энергетические источники, используемые для метаболизма каких-либо организмов?

3) на поверхности или внутри космического тела никогда не было органических веществ (CO₂, углекислот или т.п.) для поддержания жизни?

4) перед тем, как исчезла жидкая вода, тело подвергалось нагреву высокими температурами (> 160°C)?

5) уровень радиации там достаточен для биологической стерилизации земных форм жизни?

6) имел ли место естественный поток к Земле (в частности, посредством метеоритов) вещества, эквивалентного образцам, доставляемым на Землю с исследуемого небесного тела?

Утвердительный ответ Российской академии наук на все эти вопросы позволит окончательно классифицировать миссию ФОБОС-ГРУНТ как безопасную для Земли экспедицию возвращения категории V.

Учитывая тот факт, что целью экспедиции является доставка грунта с Фобоса - небесного тела, лишённого атмосферы и воды, статус окончательного этапа экспедиции был предварительно определен нами как безопасная для Земли экспедиция возвращения (“unrestricted Earth return”) категории V.

Однако, учитывая некоторую неопределенность в установлении подкатегории последнего этапа экспедиции и, тем самым, свою ответственность за безопасность Земли, разработчик КА ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина» и НИИ РАН предусмотрели ряд мер (получивших одобрение представителей КОСПАР) по выполнению требований планетарной защиты Земли при осуществлении доставки фобосианского грунта:

1) обеспечение герметичности контейнера с грунтом Фобоса на всех этапах экспедиции, вплоть до посадки на Землю;

2) проведение специфических мер по карантину Земли после доставки грунта Фобоса в специальную лабораторию для исследования физико-химических свойств грунта;

3) осуществление ряда мер по «разрыву цепи контакта» с Землей оборудования, побывавшего на Фобосе:

- перелетный модуль с грунтозаборным устройством (манипулятор) остается на Фобосе;

- возвращаемая ракета, доставляющая спускаемый аппарат с грунтом на Землю, сгорает в атмосфере Земли, т.е. ее обломки подвергаются естественной стерилизации;

- внешние поверхности спускаемого аппарата, содержащего капсулу с грунтом, в свободном падении в атмосфере Земли нагреваются до температуры примерно 1500°C, т.е. происходит их естественная стерилизация.

Для обеспечения личной и общественной безопасности и защиты окружающей среды, согласно Федеральному закону «О санитарно-эпидемиологическом благополучии населения» от 30.03.1999 г. № 52-ФЗ, в рамках проекта ФОБОС-ГРУНТ ГНЦ РФ - ИМБП РАН были разработаны медико-технические требования к проведению организационных, санитарно-противоэпидемических (профилактических) мероприятий при работе с образцами грунта Фобоса и биологическими объектами, входящими в эксперимент «Биофобос», в специализированной лаборатории. Соблюдение требований российского законодательства имеет приоритетное значение для любых видов указанных работ и обязательно для всех организаций, работающих с образцами грунта Фобоса и биологическими объектами в эксперименте «Био-Фобос», независимо от типа и масштаба организации.

В заключение следует заметить, что доставка на Землю грунта со спутника Марса и возврат длительно пребывавших в условиях дальнего космоса земных микроорганизмов будут осуществлены впервые в истории освоения космоса. Это накладывает на нас огромную ответственность и подразумевает тщательное выполнение всех требований планетарной защиты в обоих важнейших направлениях: защита Марса от земных микроорганизмов (необходимая для дальнейших исследований планеты)

и защита Земли от возможного внеземного загрязнения.

Различные этапы экспедиции ФОБОС-ГРУНТ, в соответствии с классификацией КОСПАР, подпадают под различные категории. Это приводит к разному уровню требований к составным частям КА «Фобос-Грунт» и, соответственно, требует различного подхода и проведения различных мероприятий по осуществлению политики планетарной защиты. Анализ проводимых мероприятий свидетельствует, что требования, предъявляемые КОСПАР, в экспедиции ФОБОС-ГРУНТ выполняются.

Литература

Волков Л.И., Шишкевич А.М. (1975) Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975.

ГОСТ ИСО 14644-1-2002. (2002) Чистые помещения и связанные с ними контролируемые среды. Часть 1. Классификация чистоты воздуха. ISO 14644-1-99.

Мартынов М.Б., Алексашкин С.Н., Хамидуллина Н.М., Орлов О.И., Новикова Н.Д., Дешева Е.А., Трофимов В.И. (2009) Принципы планетарного карантина экспедиции ФОБОС-ГРУНТ // Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина». 2009. № 2. С. 8-12.

Парамонов Д.В., Трофимов В.И., Алексашкин С.Н., Хамидуллина Н.М., Новикова Н.Д., Дешева Е.А., Поликарпов Н.А. (2010) Радиационная стерилизация элементов конструкции спускаемого на Марс аппарата – мини-метеорологической станции // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2010. Т. 44. № 2. С. 10 – 14.

Симонов А.В., Морской И.М., Хамидуллина Н.М. (2011) Обеспечение планетарной защиты Марса в экспедиции ФОБОС-ГРУНТ. Расчет вероятности попадания КА на Марс // Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина». 2011. № 4.

Хамидуллина Н.М., Колобов А.Ю. (2011) Обеспечение планетарной защиты Марса в экспедиции ФОБОС-ГРУНТ. Расчет надежности КА на различных этапах полета // Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина». 2011. № 2. С.

Aleksashkin S.N., Martynov M.B., Khamidullina N.M., Trofimov V.I., Orlov O.I., Novikova N.D., Deshevaya E.A. (2009) Main Aspects of the Program of Phobos-Grunt Mission Planetary Protection // 17th IAA Humans in Space Symposium, Moscow, Russia, June 7 – 11, 2009, Book of Abstracts. P. 5.

COSPAR New Policy (2002) Recommendations and Implementation Guidelines Document. COSPAR Planetary Protection Policy, approved by the Bureau and Council, WORLD SPACE COUNCIL, October 20, 2002, Houston, USA.

Federal Standard No. 209a. (1966) Clean Room and Work Station Requirements, Controlled Environment, 1966.

Khamidullina N.M., Paramonov D.V., Trofimov V.I., Aleksashkin S.N., Deshevaya E.A., Polikarpov N.A., Novikova N.D. (2009) Sterilization of Construction Elements of Mini-Meteorological Martian Lander in PHOBOS-GRUNT Mission by Electronic Radiation // 17th IAA Humans in Space Symposium, Moscow, Russia, June 7 – 11, 2009, Book of Abstracts. P. 65 – 66.

Н.М.Хамидуллина,
НПО им. С.А.Лавочкина
Н.Д.Новикова, Е.А.Дешева,
Государственный научный центр РФ –
Институт медико-биологических проблем РАН

2.3 ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

При разработке проекта по доставке грунта со спутника Марса Фобоса для предварительной оценки вероятности успешного выполнения миссии была проведена статистическая оценка надежности марсианских экспедиций как отечественных, так и зарубежных, с целью выявления наиболее характерных причин отказов космической техники.

Задачами изучения Марса с помощью космических аппаратов являлось исследование характеристик атмосферы, магнитного и гравитационного полей, физических и химических характеристик грунта, рельефа поверхности и другое.

Первая в истории экспедиция к Марсу была отправлена советскими учеными в 1960 году и закончилась неудачей при выводе аппарата на околоземную орбиту. Последующая пятидесятилетняя история непосредственного исследования Марса и околомарсианского пространства имеет в своем активе как успехи, так и неудачи. Из 39 экспедиций 21 закончилась неудачей, что подтверждает сложность задач по исследованию Марса.

Основными причинами неудач явились средства выведения (восемь экспедиций), ошибки операторов (три экспедиции), элементная база (десять экспедиций) и др.

В исследовании Марса и околомарсианского пространства принимали участие СССР (Россия), США, Япония и Европейское космическое агентство.

Первые шесть экспедиций подготавливались НПО «Энергия», и все закончились неудачно.

Космические аппараты (КА) «Марс-1960А» (10.10.60 г.), «Марс-1960В» (14.10.60 г.), «Марс-1962А» (24.10.62 г.) и «Марс-1962В» (04.11.62 г.) не вышли на траекторию перелета к Марсу из-за аварий ракет-носителей.

С космическим аппаратом «Марс-1» (01.11.62 г.) была потеряна связь на трассе перелета Земля – Марс.

Причинами невыполнения экспедиции с КА «Зонд-2» (30.11.64 г.), целью которой было фотографирование Марса с близкого расстояния, были: нераскрытие солнечных батарей, пропуск первой коррекции, непопадание в Марс, потеря связи. В 1965 г. тематика по разработке автоматических межпланетных станций была передана НПО им.С.А.Лавочкина.

Первые две экспедиции, подготовленные в 1969 г. НПО им.С.А.Лавочкина с КА «Марс-69-1» и «Марс-69-2», также закончились неудачей из-за аварии ракет-носителей.

Первые результаты были получены экспедицией «Марс-71-2» (19.05.71г.) с посадочным аппаратом «Марс-2». Однако посадочный аппарат разбился при посадке из-за ошибки ЭВМ при расчете углов входа в атмосферу Марса.

Результаты двенадцати экспедиций к Марсу разработки НПО им.С.А.Лавочкина приведены в табл. 1.

На счету США девятнадцать экспедиций, из которых шесть неуспешных. Статистика экспедиций представлена в табл. 2.

Экспедиция Европейского космического агентства «Mars-Express» (02.06.03г.), целью которой были исследования Марса с орбиты искусственного спутника Марса и при посадке зонда, была выполнена частично - при посадке зонд «Бигл-2» разбился.

Японией 03.07.98 г. был запущен зонд «Nozomi» для исследования условий на Марсе. Однако из-за неправильного гравитационного маневра зонд пролетел мимо Марса.

При оценке выполнения программы полета успешной считалась экспедиция, в результате которой была получена научная информация.

Зачетными считались успешные экспедиции и экспедиции, причинами неудач которых являлись аварии носителей, отказы головных обтекателей, ошибки операторов и другие причины, не связанные с надежностью собственно КА:

Таблица 1. Серия КА для марсианских миссий, созданная в НПО им.С.А.Лавочкина

№ п/п	Индекс экспедиции	Дата пуска	Основная цель экспедиции	Результаты выполнения экспедиции	Причина невыполнения экспедиции	Оценка выполнения программы полета
1	«Марс-69-1»	27.03.69г.	Посадка	Авария	Ракета-носитель	-
2	«Марс-69-2»	02.04.69г.	Посадка	Авария	Ракета-носитель	-
3	«Марс-71-1»	10.05.71г.	Орбита искусственного спутника Марса (ИСМ)	Авария	Ошибка при управлении	-
4	«Марс-71-2» «Марс -2»	19.05.71г.	Посадка	Посадочный аппарат разбился	Нерасчетные углы входа в атмосферу из-за ошибки ЭВМ	+
			Орбита ИСМ	Проведение исследований на орбите ИСМ	-	
5	«Марс-71-3» «Марс -3»	28.05.71г.	Посадка, орбита ИСМ	Целевая задача выполнена	-	+
6	«Марс-73-1» «Марс -4»	21.07.73г.	Орбита ИСМ	Авария (невыход на орбиту ИСМ)	КА (БЦВМ)	-
7	«Марс-73-2» «Марс 5»	25.07.73г.	Орбита ИСМ	Программа выполнена	-	+
8	«Марс-73-3» «Марс 6»	05.08.73г.	Посадка	Программа выполнена	-	+
9	«Марс-73-4» «Марс 7»	09.08.73г.	Посадка	Авария (пролет СА на расстоянии 1300 км)	КА (БЦВМ)	-
10	«Фобос-1»	07.07.88г.	Исследование Фобоса	Авария	Ошибка при управлении	+/-
11	«Фобос-2»	12.07.88г.	Исследование Фобоса	Авария	КА (БЦВМ-)	+/-
12	«Марс-96»	16.11.96г.	Исследование Марса	Авария	Разгонный блок «Д»	-
Из 12 экспедиций: 3 отказа из-за средств выведения, 2 отказа из-за ошибки в управлении, 3 отказа из-за КА (электрорадиоизделия)						

Таблица 2. Серия КА для марсианских миссий, созданная США

№ п/п	Индекс экспедиции	Дата пуска	Основная цель экспедиции	Результаты выполнения экспедиции	Причина невыполнения экспедиции	Оценка выполнения программы полета
1	Mariner-3	05.11.64г.	Облет Марса	Авария	КА – не раскрылись панели СБ	-
2	Mariner-4	28.11.64г.	Облет Марса	Экспедиция успешная	-	+
3	Mariner-6	24.02.69г.	Облет Марса	Экспедиция успешная	-	+
4	Mariner-7	27.03.69г.	Облет Марса	Экспедиция успешная	-	+
5	Mariner-8	08.05.71г.	Облет Марса	Авария	РН	-
6	Mariner-9	30.05.71г.	Спутник Марса	Экспедиция успешная	-	+
7	Viking-1	20.08.75г.	Посадка на Марс	Экспедиция успешная	-	+
8	Viking-2	09.09.75г.	Посадка на Марс	Экспедиция успешная	-	+
9	Mars Observer	25.09.92г.	Спутник Марса	Авария	КА – предположительно, взрыв баков	-
10	Mars Global Surveyor	07.11.96г.	Спутник Марса	Экспедиция успешная	-	
11	Mars Pathfinder	04.12.96г.	Посадка на Марс. Марсоход	Экспедиция успешная	-	
12	Mars Climate Orbiter	11.12.98г.	Спутник Марса	Авария	Ошибка оператора - навигационная	-
13	Mars Polar Lander	03.01.99г.	Посадка на Марс	Авария	КА – потеря связи перед посадкой	-
14	Deep Space 2	03.01.99г.	Исследование грунта Марса двумя зондами	Авария	КА – потеря связи	-
15	Mars 2001 Odyssey	07.04.01г.	Исследование Марса	Экспедиция успешная	-	+
16	Spirit (MER-A)	10.06.03г.	Посадка на Марс. Марсоход	Экспедиция успешная	-	+
17	Opportunity (MER-B)	07.07.03г.	Посадка на Марс. Марсоход	Экспедиция успешная	-	+
18	Mars Reconnaissance Orbiter	12.08.05г.	Спутник Марса	Экспедиция успешная	-	+
19	Phoenix	04.08.07г.	Посадка на Марс	Экспедиция успешная	-	+

Из 19 экспедиций: 1 отказ из-за средств выведения, 1 отказ из-за навигационной ошибки,
4 отказа из-за КА (ЭРИ)

$$N_{\text{зач}} = N - m_{\text{РН}} - m_{\text{проч}},$$

где $m_{\text{РН}}$ – количество аварий ракет-носителей (РН); $m_{\text{проч}}$ – количество неудачных миссий из-за прочих причин, не связанных с надежностью КА.

Тогда статистическая надежность марсианских миссий может быть оценена как

$$P = 1 - \frac{m_{\text{КА}}}{N_{\text{зач}}}$$

где $m_{\text{КА}}$ – количество неудачных миссий из-за отказов КА.

Анализ пятидесятилетней истории изучения Марса показывает, что надежность выполнения марсианских миссий равна 0,46. При этом надежность КА разработки США составила 0,7, отечественных – 0,4, из них КА разработки НПО им. Лавочкина – 0,572.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ЭКСПЕДИЦИИ «ФОБОС-ГРУНТ»

Создание КА «Фобос-Грунт» осуществляется в соответствии с требованиями действующей в отрасли нормативной документации.

Основными принципами обеспечения надежности выполнения экспедиции по доставке грунта Фобоса на Землю являются:

- реализация экспедиции с высокой вероятностью успеха одним пуском ($P \geq 0,9$) с высокими значениями вероятности безотказной работы всех составных частей ракетно-космического комплекса;
- доразгон КА «Фобос-Грунт» до траектории перелета к Марсу средствами самого КА с использованием высоконадежной двигательной установки РБ «Фрегат-СБ», сбрасываемой по окончании выведения;
- построение космического аппарата «Фобос-Грунт» по классической схеме вложенных друг в друга автономных составных частей:
- перелетный модуль;
- взлетная ракета;
- возвращаемый аппарат;
- спускаемый аппарат;
- значительное функциональное резервирование средств посадки КА на Фобос;
- резервирование грунтозаборных средств, позволяющее надежно решить задачу забора и перегрузки грунта в спускаемый аппарат в условиях работы на Фобосе (когда притяжение почти отсутствует);
- использование на КА глубоко резервированных бортовой вычислительной сети и системы управления;
- организация централизованной системы работ по обеспечению предприятий-разработчиков радиоэлектронных бортовых систем электрорадиоэлементной базой повышенного качества и надежности;
- глубокая экспериментальная отработка с подтверждением запасов работоспособности бортовых систем к внешним воздействующим факторам на уровне как автономных, так и комплексных испытаний, включая ресурсные испытания и электрические проверки в условиях вакуума;
- разработка перечня нештатных ситуаций и порядка выхода из них, выявление критических элементов и дополнительных испытаний по подтверждению их работоспособности;
- тщательная и полная отработка программно-алгоритмического обеспечения;
- отработка процесса управления космическим аппаратом и операций по поиску вернувшегося спускаемого аппарата с грунтом Фобоса;
- резервирование мероприятий и средств обнаружения спускаемого аппарата.

Основным методом подтверждения и обеспечения надежности космической техники является наземная экспериментальная отработка.

При наземной экспериментальной отработке КА «Фобос-Грунт» в соответствии с комплексной программой экспериментальной отработки используются следующие экспериментальные образцы, позволяющие обеспечить полноту отработки и высокую надежность миссии:

- изделие вибродинамических испытаний;
- антенный макет;
- конструкторский макет;
- заправочно-примерочный макет;
- изделие электрорадиотехнических испытаний;
- изделия автономных тепловакуумных испытаний (5 изделий);
- изделия для испытаний спускаемого аппарата (2 изделия);
- сборка для отработки посадочного устройства;
- изделия для испытаний двигательной установки (3 изделия);
- изделия для испытаний грунтозаборных устройств, а также другие изделия и макеты.

Кроме того, электрическим испытаниям в рамках наземной экспериментальной отработки подвергается летный образец КА, включая электрические испытания с термоциклированием в вакуумной камере.

Из всего многообразия систем и агрегатов космического аппарата можно выделить две основные группы: устройства механического и электронного типа.

Надежность устройств механического типа обеспечивается коэффициентами запаса прочности (устойчивости, износоустойчивости и т.п.), а надежность устройств электронного типа – выбором электрорадиоизделий (ЭРИ), обеспечивающих заданную надежность и ресурс, а также резервированием элементов с недостаточной надежностью.

Для повышения надежности бортовой радиоэлектронной аппаратуры КА «Фобос-Грунт» осуществлены следующие мероприятия:

- в технические задания на изготовление бортовой аппаратуры и в программы обеспечения надежности бортовой аппаратуры включены требования к электрорадиоизделиям, в том числе требования к выбору ЭРИ отечественного и иностранного производства;
- на этапе разработки рабочей документации выпущены решения о порядке комплектования КА электронной компонентной базой, регламентирующие порядок проведения работ с ней;
- для повышения надежности и качества ЭРИ проведены дополнительные испытания ЭРИ: отбраковочные испытания (ОИ), диагностический неразрушающий контроль (ДНК) и разрушающий физический анализ (РФА) электрорадиоизделий в испытательных технических центрах (ИТЦ); проведена сертификация иностранной электронной компонентной базы.

Выбор электронной компонентной базы КА «Фобос-Грунт» осуществлялся разработчиками бортовой аппаратуры в соответствии с предъявленными требованиями к ЭРИ. В радиоэлектронной аппаратуре использовались ЭРИ отечественного производства категории качества «ОС», «ОСМ» и «ВП». В случае отсутствия отечественной элементной базы, обеспечивающей выполнение требований, предъявляемых к ЭРИ по надежности, быстродействию, массе и энергопотреблению, в РЭА были применены ЭРИ иностранного производства космического, военного и промышленного назначения.

Повышение надежности ЭРИ в бортовой аппаратуре обеспечено проведением в ИТЦ дополнительных испытаний, включающих:

- оценку условий эксплуатации изделий в составе аппаратуры с разработкой и согласованием модели внешних воздействующих факторов;
- исследование радиационной стойкости электрорадиоизделий и оценку их качества;

- разработку программ и методик дополнительного контроля и испытаний изделий;
- проведение контроля и испытаний в соответствии с согласованной программой (ОИ, ДНК, РФА);
- проведение сертификации ЭРИ иностранного производства.

Проведенные в ИТЦ мероприятия позволили обеспечить предприятия-изготовители бортовой аппаратуры электрорадиоизделиями достаточной надежности и качества с интенсивностью отказов ЭРИ на уровне $I = 1 \cdot 10^{-9} \dots 1 \cdot 10^{-10}$ 1/ч.

Комплектование электрорадиоизделиями КА «Фобос-Грунт» производилось как централизованно, так и децентрализованно.

Выбор системы комплектования обусловлен многими причинами, в том числе сроком поставки ЭРИ, финансированием работ по проведению дополнительных испытаний, наличием испытательного технического центра при предприятии-изготовителе РЭА, требованиями надежности и т.д.

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» контролирует мероприятия, повышающие безотказность электронной компонентной базы КА «Фобос-Грунт». Отчетные материалы предприятий-изготовителей РЭА и АНО «АКНИИПО» позволяют сделать вывод о том, что аппаратура КА «Фобос-Грунт» укомплектована электрорадиоизделиями повышенного качества и надежности.

ВЕРОЯТНОСТЬ УСПЕШНОГО ВЫПОЛНЕНИЯ ЭКСПЕДИЦИИ «ФОБОС-ГРУНТ»

Требованиями ТТЗ установлено, что вероятность положительного осуществления экспедиции должна быть не менее 0,9, при этом вероятность безотказной работы КА за время экспедиции должна быть не менее 0,93.

Проведенные мероприятия по обеспечению надежности космического аппарата и предварительные расчетные оценки вероятности безотказной работы космического аппарата позволяют надеяться на успешное выполнение миссии.

Литература

Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов. М.: Высш. школа, 1975.

Надежность и эффективность в технике: справочник в 10 т. / Ред. совет: В.С. Авдеевский (пред.) [и др.]. М.: Машиностроение, 1987. Т.4.

**А.Ю.Колобов, М.Б.Мартынов, П.В.Меркулов,
Т.Н.Меркулова, С.В.Земсков, А.В.Мурин
НПО им. С.А. Лавочкина**

Организация управления космическим аппаратом

Управление космическим аппаратом (КА) «Фобос-Грунт» обеспечивается взаимодействием специально подготовленных наземных и бортовых систем. Операции по управлению планируются и реализуются группой управления, работающей в центре управления полетом (ЦУП) в НПО им. С.А. Лавочкина и в центре обработки научной информации в ИКИ РАН.

Для обеспечения управления КА «Фобос-Грунт» готовится группа наземных станций на базе антенных средств, которые использовались для работ с космическими аппаратами в дальнем космосе в 70-80 годах прошлого века. Это наземные станции в Уссурийске, Медвежьих Озерах и Евпатории. Поскольку, в отличие от всех предыдущих экспедиций, связь с космическими аппаратами будет осуществляться в X-диапазоне, на всех наземных пунктах будет использоваться вновь разрабатываемый наземный радиотехнический комплекс. На наземных станциях в Уссурийске и Медвежьих Озерах обеспечиваются функции наземного радиотехнического комплекса (НРТК) в полном объеме, включая прием телеметрической информации (ТМИ), выдачу команд и проведение траекторных измерений. На наземной станции в Евпатории обеспечивается только режим приема ТМИ.

Для обеспечения связи с наземными станциями на каждом из космических аппаратов комплекса (перелетный модуль и возвращаемый аппарат) устанавливаются радиокомплексы X-диапазона.

Центр управления полетом, как указывалось выше, размещается в НПО им. С.А. Лавочкина, а обработку траекторных измерений и баллистическое сопровождение полета выполняет ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

После выхода на орбиту искусственного спутника Марса от космического комплекса «Фобос-Грунт» отделяется китайский микроспутник УН-1, связь с которым также обеспечивается средствами наземных станций, подготовленных для КА «Фобос-Грунт». Управление УН-1 обеспечивает ЦУП в Пекине, который связывается с наземными станциями через ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина.

Перечисленный выше состав средств относится к обеспечению управления на всех этапах экспедиции, но на околоземных орбитах используются и другие средства контроля за полетом КА. На борту космического аппарата используются телеметрический передатчик РПТ111, который позволяет получать телеметрическую информацию в S-диапазоне практически сразу после отделения КА от РН, и прибор З8Г6, обеспечивающий траекторные измерения орбиты КА на расстояниях до 8000 км от Земли. Взаимодействие с указанными приборами осуществляют стандартные наземные станции, расположенные на территории России.

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ КА «ФОБОС-ГРУНТ»

В основу управления КА «Фобос-Грунт» заложены следующие принципы:

- ЦУП является единственным централизованным пунктом, в котором сосредоточены все операции и информационные потоки, необходимые для управления и контроля состояния перелетного модуля (ПМ) и возвращаемого аппарата (ВА);
- учитывая новизну космических аппаратов, основные операции по формированию командных массивов управления и контролю технического состояния КА выполняют разработчики бортовых систем из состава БКУ ПМ и ВА;
- в управлении практически не используются релейные команды прямого действия, предназначенные для включения или выключения отдельных бортовых систем и приборов;
- каждый космический аппарат в каждый момент времени функционирует автоматически;
- по командам с Земли осуществляется только настройка параметров функционирования бортовых алгоритмов или вносятся коррекции в код бортового программного обеспечения;

- все команды управления передаются на борт КА в бортовом времени;
- задачей ЦУП является преобразование времен исполнения всех команд, привязанных к наземному времени, в бортовое время;
- наземная система планирования командных файлов оперирует наземным временем, в качестве стандарта которого используется декретное московское время (ДМВ), а преобразование в бортовое время проходит перед передачей командного файла в систему реализации сеансов;
- задачей ЦУП является также постоянное проведение расчетов с целью определения соответствия наземного времени и показаний бортовых часов, которые работают под управлением активного полуккомплекта ЦВМ22;
- надежность функционирования на борту космического аппарата обеспечивается автоматическим вводом резерва для каждого из отказавших приборов или систем;
- для повышения надежности управления планируется использование европейских и американских наземных станций из сети DSN.

Принятая концепция должна обеспечить надежное управление КА в условиях длительного распространения сигнала, низкой степени отработанности взаимодействия наземных и бортовых систем, длительного отсутствия работ по управлению КА в дальнем космосе.

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ УПРАВЛЕНИЯ КА

Формально основной и единственной задачей управления КА является обеспечение реализации программы полета. Однако целесообразно рассмотреть наиболее ответственные этапы экспедиции и определить задачи управления для этих этапов и методы реализации этих задач.

Этап выведения на межпланетную траекторию

Целью данного этапа являются:

- начальная инициализация бортовых систем после включения ПМ по контактам отделения;
- выполнение маневров для выведения на межпланетную орбиту;
- включение в дежурном режиме ВА и УН-1.

Особенностью организации взаимодействия с КА на околоземном участке является практическая невозможность обеспечения двусторонней связи с КА, в первую очередь на опорной орбите. Это означает, что первый активный участок полета КА «Фобос-Грунт», обеспечивающий переход с опорной на промежуточную орбиту, выполняется автоматически. Для правильного исполнения первого корректирующего импульса необходимо соблюдение следующих условий:

- участок выведения РН был выполнен штатно;
- начало импульса синхронизируется с заданным моментом ДМВ для конкретной даты запуска.

Для реализации второго условия, уже для КА «Фобос-Грунт», на борту используются энергонезависимые часы, запрашиваемые от отдельного источника питания, которые отсчитывают время ДМВ и дату с необходимой точностью.

Контроль за полетом КА «Фобос-Грунт» начинается после того, как БВК перелетного модуля будет включен по контактам отделения и бортовой вычислительный комплекс (БВК) выполнит стартовые операции по подготовке бортовых систем. Стартовые операции на борту занимают 30...60 с. После этого включается прибор РПТ111, через который передается на Землю телеметрическая информация о состоянии КА. С началом приема этой информации центр управления полетом осуществляет контроль за полетом КА «Фобос-Грунт».

На участке полета по опорной орбите в зоне видимости российских наземных станций осуществляется односторонний контроль за полетом КА по каналу ТМИ через передатчик РПТ111 и проводятся траекторные измерения с помощью прибора З8Г6.

После перехода на промежуточную орбиту увеличиваются зоны видимости, падает угловая скорость движения КА относительно наземных станций, появляется возможность для организации двусторонней связи с КА через бортовой радиоконкомплекс (БРК) перелетного модуля (ПМ).

Основной задачей КА на промежуточной орбите является правильное исполнение корректирующего импульса для перехода на межпланетную орбиту. Поэтому основной задачей, для решения которой обеспечивается возможность передачи команд на КА на промежуточной орбите, является передача на КА уточненных параметров импульса перехода на межпланетную орбиту. При этом штатным является режим автоматического исполнения заданного импульса, так как с помощью кратковременного анализа можно только принять решение об отмене второго корректирующего импульса в случае нештатной ситуации.

Второй корректирующий импульс обеспечивает переход КА на вторую промежуточную орбиту. Переход со второй промежуточной орбиты на межпланетную орбиту осуществляется только после проведения траекторных измерений и закладки параметров импульса выведения на межпланетную орбиту на борт КА по командам с Земли. Полет по второй промежуточной орбите является одним из наиболее критических участков миссии, так как здесь впервые задействуются бортовой радиоконкомплекс и схема проведения траекторных измерений в X-диапазоне. При этом время на достижение работоспособного канала Земля - борт в X-диапазоне ограничено окном запуска, с одной стороны, и короткими зонами видимости с наземных станций - с другой.

Поэтому участок полета по второй промежуточной орбите является очень напряженным этапом управления КА. Хотя данный этап может длиться всего лишь от нескольких десятков часов до десяти суток, необходимо выполнить следующие задачи:

- ввести в строй канал траекторных измерений с помощью штатного БРК в X-диапазоне и уточнить параметры орбиты КА;
- провести расчеты параметров третьего импульса;
- оценить техническое состояние основных бортовых систем КА, проверить включение и состояние УН-1 и ВА, оценить текущие параметры функционирования командных приборов и ДМТ;
- заложить и проверить корректность закладки параметров третьего импульса (если это будет необходимо).

Решение вопроса обеспечения траекторных измерений и реализации передачи КПИ через наземные станции в Уссурийске и Медвежьих Озерах при полете КА на второй промежуточной орбите определяет реализуемость миссии при выведении КА на межпланетную орбиту.

Этап перелета Земля - Марс

После выведения на межпланетную траекторию основными задачами управления являются:

- выполнение коррекций траектории;
- проведение юстировки остронаправленной антенны (ОНА);
- отработка режимов взаимодействия Земля - борт между БРК ВА и БРК ПМ и наземными станциями, в том числе командной радиолинии и траекторных измерений;
- контроль технического состояния бортовых систем в составе маршевой двигательной установки (МДУ), перелетного модуля (ПМ), возвращаемого аппарата (ВА) и КА УН-1;
- проведение измерений радиационной обстановки на трассе перелета.

Наиболее критическим является участок полета в первые дни после выведения на межпланетную траекторию. Необходимо в кратчайшие сроки отработать взаимодействие Земли и борта во всех режимах, получить удовлетворительные результаты траекторных измерений, рассчитать, заложить на борт и исполнить пер-

вый импульс коррекции траектории.

На трассе перелета целесообразно также хорошо отработать взаимодействие радиокомплексов ПМ и ВА с наземными станциями. Для ВА это также является важным, так как необходимо иметь работоспособный канал связи с Землей сразу после старта ВА с поверхности Фобоса, т.е. с самого начала автономного полета ВА.

Радиокомплекс УН-1 никак не может быть проверен, так как этому препятствует его расположение в связке космических аппаратов. Контроль за техническим состоянием УН-1 осуществляется через технологический информационный канал, который связывает его с БВК ПМ. Телеметрическая информация поступает через БРК ПМ на российские наземные станции, а затем передается в ЦУП «Фобос-Грунт» и, далее, в китайский ЦУП. В обратную сторону передается командная информация для настройки режимов функционирования УН-1.

Учитывая сложность экспедиции, целесообразно на трассе перелета проводить сеансы связи с КА ежедневно. При анализе технического состояния бортовых систем можно будет контролировать влияние радиационной обстановки на трассе перелета на функционирование бортовых систем.

Большая длительность перелета позволяет провести подробный анализ функционирования бортовых систем. Уточняются характеристики всех элементов системы электроснабжения (СЭС), включая оценку эффективности солнечных панелей по мере удаления от Солнца. Определяются необходимые энергетические затраты на обеспечение теплого режима. Проводится точная калибровка всех командных приборов в составе БКУ, за исключением приборов, обеспечивающих посадку на Фобос.

Участок перелета завершается сеансом торможения, после которого КА выходит на орбиту искусственного спутника Марса.

Этап полета на орбите прилета

На орбите прилета осуществляется контроль решения следующих задач полета:

- определение параметров орбиты прилета;
- отделение из состава космического комплекса МДУ, УН-1 и технологических проставок и ферм;
- расчет параметров перехода на орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ), предназначенную для проведения научных наблюдений, закладки параметров одного или нескольких импульсов и их исполнение;
- отработка основных режимов управления движением в основной конфигурации КА.

В зависимости от имеющегося на борту (в МДУ) запаса топлива возможно проведение коррекции орбиты ИСМ в полной конфигурации (до отделения МДУ и УН-1), что позволит разделить китайский микроспутник на орбите с меньшими длительностями теней.

Очень важно проверить в динамике все режимы управления ориентацией КА после отделения всех попутных модулей, так как именно в такой конфигурации выполняется оставшаяся часть полета перелетного модуля. На этом участке полета начинается использование двигатель-маховиков в качестве исполнительных органов управления ориентацией КА.

До увода КА «Фобос-Грунт» с орбиты прилета его параметры орбиты используются для целеуказаний по наведению антенн для приема сигнала от спутника УН-1. Более того, каждая наземная станция (Уссурийск и Медвежье Озера) может работать одновременно с двумя космическими аппаратами: «Фобос-Грунт» и УН-1.

Управление КА во время полета на орбите наблюдения (ОН) Марса

Часть научных приборов, установленных на КА «Фобос-Грунт», предназначена для исследований Марса с орбиты ИСМ. Это относится к приборам ДПР, «Реголит», АОСТ, «Метеор-Ф», ФПМС и УСО. Управление КА на этой орбите будет основано на программе научных наблюдений, подготовленной научной группой совместно с группой управле-

ния КА. При подготовке этой программы будут учитываться ограничения энергетические и по объему данных, передаваемых с Земли на борт КА.

На данной орбите предусмотрено также проведение совместного со спутником УН-1 эксперимента по радиопросвечиванию Марса и его атмосферы. Оба космических аппарата будут развернуты таким образом, чтобы обеспечить передачу тестового сигнала с одного КА и прием этого сигнала на другом.

Целью управления КА на орбите наблюдения Марса является обеспечение исполнения программы научных исследований, поддержка необходимых режимов ориентации, передача научных данных и информации о состоянии служебных систем КА. На данной орбите невозможно использование каких-либо приборов посадки на Фобос, даже в режиме их отработки. В то же время постоянное проведение траекторных измерений позволяет уточнить параметры импульсов коррекции для перевода КА на квазиспутниковую орбиту (КСО), синхронизированную с Фобосом.

На всех орбитах ИСМ проводятся контрольные сеансы, которые позволяют оценить техническое состояние ВА.

Длительность пребывания КА на орбите наблюдения будет определяться в первую очередь необходимостью создания наилучших условий для выполнения последующих этапов полета, предназначенных для обеспечения посадки на Фобос и забора грунта.

Плоскость орбиты наблюдения совпадает с плоскостью орбиты Фобоса, что упрощает подготовку перехода на КСО, являющуюся последней задачей управления КА на данном этапе экспедиции.

Полет по квазиспутниковым орбитам

Пребывание КА «Фобос-Грунт» на квазиспутниковых орбитах предназначено для выполнения основных подготовительных операций, обеспечивающих мягкую посадку на Фобос.

С орбиты наблюдения КА вначале переводится на квазиспутниковую орбиту (КСО), у которой большая полуось эпицикла составляет 250...300 км (назовем эту орбиту КСО1).

Последующие переходы с одной КСО на другую, уменьшающие размер эпицикла, производятся по мере накопления навигационной информации и уточнения гравитационных характеристик Фобоса. Количество таких переходов и моменты их проведения определяются в оперативном порядке по результатам апостериорного анализа точности решения навигационной задачи и исполнения маневров.

Финальная КСО, с которой производится спуск на поверхность Фобоса, должна иметь эпицикл с большой полуосью порядка 70...75 км.

Продолжительность пребывания на КСО (от момента перехода с ОН на КСО1 до спуска на поверхность Фобоса) должна составить не менее 20 сут.

Проведение навигационных сеансов на КСО предназначено для уточнения параметров орбиты КА относительно Фобоса, геодезических характеристик района посадки, передачи снимков Фобоса на Землю. В составе КА есть несколько научных приборов (ДПР, УСО, «Реголит»), которые принимают участие в исследованиях Фобоса на КСО.

На КСО проводится проверка функционирования узкоугольных камер из состава телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) и прибора лазерного высотомера-вертиканта (ЛВ-В). Не обеспечивается проверка функционирования широкоугольных камер телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) и прибора - доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД), которые будут использоваться только на последнем участке спуска без какой-либо предварительной проверки (за исключением самотестирования приборов).

При каждом прохождении КА (три раза в сутки) мимо Фобоса проводятся сеансы автономных навигационных наблюдений. В каждом из этих сеансов должна быть

получена серия телевизионных изображений Фобоса, «привязанных» к инерциальным ориентирам (звездам) с помощью интерполяции показаний звездных датчиков (БОКЗ). Вся навигационная информация пересылается на Землю, где в результате обработки уточняются параметры относительного движения КА и Фобоса. На данном этапе значение гравитационного параметра Фобоса не уточняется.

По результатам обработки полученных данных рассчитываются параметры последующих сближений с Фобосом и характеристики маневров перехода на следующую, более близкую к Фобосу, квазиспутниковую орбиту.

В течение пребывания на КСО1 (не менее недели) проводятся многочисленные сеансы ТВ-наблюдений поверхности Фобоса как для изучения потенциально района посадки, так и для навигационных целей. При этом, как указывалось выше, «привязка» телевизионных изображений Фобоса к инерциальным ориентирам (звездам) производится с помощью интерполяции показаний звездных датчиков (БОКЗ). Вся навигационная информация пересылается на Землю, где в результате обработки уточняются параметры относительного движения КА и Фобоса. На данном этапе в вектор уточняемых параметров включается значение гравитационного параметра Фобоса и вектор смещения центра фигуры от центра масс Фобоса. Очень важно то, что при разворотах КА для съемки Фобоса сохраняется ориентация панелей КА на Солнце.

В течение пребывания на КСО2 проводятся многочисленные сеансы ТВ-наблюдений поверхности Фобоса для детального изучения поверхности, окончательного выбора района посадки, а также для навигационных целей. «Привязка» телевизионных изображений Фобоса к инерциальным ориентирам (звездам) также производится с помощью интерполяции показаний звездных датчиков (БОКЗ). Вся навигационная информация пересылается на Землю, где в результате обработки уточняются параметры относительного движения КА и Фобоса. На данном этапе вектор уточняемых параметров содержит параметры относительного движения, параметры гравитационного поля Фобоса и вектор смещения центра фигуры Фобоса от его центра масс.

По результатам обработки полученных навигационных данных рассчитываются условия проведения последующих навигационных сеансов, а на заключительном этапе пребывания на КСО2 – характеристики маневра перехода на «финальную» КСО.

В период пребывания КА на «финальной» КСО проводятся многочисленные навигационные сеансы с помощью ТСНН и лазерного высотомера-вертиканта (ЛВ-В). «Привязка» телевизионных изображений Фобоса к инерциальным ориентирам (звездам) производится также с помощью интерполяции показаний звездных датчиков (БОКЗ). Вся навигационная информация пересылается на Землю, где в результате обработки уточняются параметры относительного движения КА и Фобоса, параметры гравитационного поля Фобоса и вектор смещения центра фигуры Фобоса от его центра масс.

По результатам обработки полученных навигационных данных рассчитываются условия проведения последующих навигационных сеансов.

На заключительном этапе пребывания на «финальной» КСО определяется момент схода с нее и рассчитываются характеристики маневров схода с КСО и торможения над поверхностью Фобоса.

Кроме того, на «финальной» КСО проводятся многочисленные ТВ-наблюдения для детального изучения поверхности Фобоса и окончательного выбора района посадки.

На всех КСО информационное взаимодействие с КА обеспечивается на протяжении всей зоны видимости с задействованных наземных станций. При передаче данных предпочтение отдается статусной информации состояния КА и телевизионным снимкам, выполняемым камерами ТСНН. По возможности, обеспечивается также включение научных приборов наблюдения Фобоса.

Этап полета на КСО завершается после получения достаточного количества на-

вигационных данных наблюдения Фобоса, которые позволяют провести расчеты маневров посадки с необходимыми точностными параметрами. Вся обработка навигационной информации обеспечивается наземными средствами ЦУП и баллистического центра. Параметры маневров перехода по орбитам КСО передаются на борт по командной радиолонии.

Посадка на поверхность Фобоса

Учитывая большую длительность распространения сигнала между КА «Фобос-Грунт» и Землей, посадку осуществляют полностью в автоматическом режиме. Наземные средства управления не могут оказать никакой поддержки бортовым алгоритмам управления на всех участках спуска и посадки.

Фактически управление на этапе посадки состоит в следующем:

- при полете КА на финальной КСО на борт КА передаются параметры импульса схода КА с КСО на траекторию спуска и момент времени для начала исполнения импульса схода;
- в процессе спуска и посадки происходит односторонняя передача на Землю телеметрической информации, по которой на средствах ЦУП осуществляется анализ прохождения участка посадки;
- при достижении высоты около 900 м выполняется тормозной импульс для доведения скорости спуска до допустимых значений (1...2 м/с);
- скорость и высота измеряются с помощью прибора - доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД).

В процессе спуска и посадки бортовой комплекс управления КА выполняет большой объем работ, используя все приборы и исполнительные органы, находящиеся под управлением БКУ. Предполагается, что связь с Землей будет обеспечиваться на всем протяжении спуска. Кратковременный перерыв с обеспечением связи может возникнуть только в момент касания КА поверхности Фобоса, так как в это время ориентация КА может изменяться быстро и непредсказуемым образом до того момента, пока не прекратится какое-либо движение КА относительно поверхности Фобоса.

Управление КА на поверхности Фобоса

При работе КА «Фобос-Грунт» на поверхности Фобоса можно выделить два основных этапа:

- работа до запуска ВА;
- работа после запуска ВА.

До запуска ВА основными задачами являются забор грунта, его перегрузка в спускаемый аппарат и запуск ВА с поверхности Фобоса.

После посадки на поверхность КА выполняет подготовительные операции для запуска алгоритма забора грунта (включение и расчеховка манипуляторных комплексов, включение и тестирование систем технического зрения - СТЗ и т.п.). Далее выполняется один из алгоритмов забора грунта.

Исходя из многих факторов неопределенности, которые могут возникнуть как на этапе, предшествующем грунтозабору, так и на этапе грунтозабора, принято решение подготовить три основных алгоритма:

- 1) автоматический алгоритм с использованием результатов обработки изображений, полученных от стереокамеры СТЗ;
- 2) автоматический алгоритм без использования результатов обработки изображений от СТЗ (слепой автоматический режим);
- 3) режим с использованием координат захватываемых элементов грунта, вычисленных в результате обработки на Земле изображений, полученных от СТЗ.

Используются следующие критерии выбора алгоритма грунтозабора:

- техническое состояние приборов в составе грунтозаборного комплекса (ГЗК) и блоков управления приборами ГЗК в составе БВК;

- доступный объем энергетической мощности, которая может быть использована для реализации операций по забору грунта;

- разрешенная длительность выполнения операций по забору грунта.

Перечисленные выше алгоритмы имеют номера 1, 2, 3 соответственно. Выбор и управление исполнением одного из алгоритмов осуществляет управляющая программа. Номер алгоритма грунтозабора, используемого по умолчанию, т.е. заложенный в память БВК на Земле, – 1.

По команде с Земли этот номер может быть изменен.

Алгоритм 3 наиболее предпочтителен, так как с его помощью обеспечивается наилучший результат по выбору объектов для захвата на поверхности Фобоса. Данный алгоритм может быть реализован в несколько итераций, осуществляющих промежуточную передачу изображений, по которым можно судить о ходе процесса забора и загрузки грунта. Но, в силу большой задержки в передаче сигнала между КА и Землей (около 15 мин в один конец), данный алгоритм является наиболее длительным. Если его не удастся реализовать за одну зону видимости, то потребуются переход на вторые, а, может быть, и третьи сутки работы. Циклограммы алгоритмов 2 и 3 являются детерминированными по продолжительности во времени и реализуются существенно быстрее.

Выбор алгоритма должен быть выполнен с учетом состояния систем КА к моменту исполнения сеанса посадки. Изменение номера алгоритма по команде с Земли допускается как до начала сеанса забора грунта, так и в процессе его исполнения.

Степень участия наземных систем в управлении грунтозабором будет определяться выбором алгоритма.

Большие ограничения по длительностям зон видимости являются серьезной проблемой при организации управления перелетным модулем на поверхности Фобоса. Более того, длительность зоны видимости КА на фобосном витке является случайной величиной, точное значение которой зависит от конкретной ориентации КА на поверхности Фобоса. В таблице приведены значения длительностей зон видимости для различных углов наклона КА над поверхностью Фобоса.

Длительность зон видимости при различных углах наклона КА над поверхностью Фобоса

Угол между нормалью к поверхности в точке посадки и осью вращения Фобоса, град	Продолжительность связи с Землей через ОНА на одном витке Фобоса, ч
30	0,95
35	1,68
40	2,09
45	2,38
50	2,61
55	2,79
60	2,94
65	3,08
70	3,20
75	3,31
80	3,41
85	3,50
90	3,60

В номинальном случае при посадке в точке с широтой 15° и долготой 230° имеем продолжительность связи с Землей через ОНА на одном витке Фобоса около 3,1 ч. При вариациях местного уклона в точке посадки в 20° эта продолжительность может снизиться до 2,4 ч.

Главным при работе на поверхности Фобоса, с точки зрения организации работы бортовых служебных систем, является эффективное использование имеющегося энергетического потенциала для выполнения всего объема задач, которые должны быть завершены к моменту старта возвращаемого аппарата с поверхности Фобоса.

Помимо выполнения алгоритма забора грунта, до старта ВА необходимо осуществить зарядку его аккумуляторных батарей, чтобы обеспечить первый автономный этап его полета. Дополнительным источником энергии для данного этапа «полета» является химический источник тока, который может быть использован однократно и предназначен именно для задачи грунтозабора и заряда аккумуляторной батареи ВА.

Управление КА после старта возвращаемого аппарата

После старта возвращаемого аппарата необходимо одновременно управлять двумя космическими аппаратами – ВА, который летит на ОИСМ, и ПМ, который «сидит» на поверхности Фобоса. Кроме этого, возможно, еще будет продолжаться функционирование китайского микроспутника ҮН-1, который также требует привлечения российских наземных станций.

Управление каждым космическим аппаратом может быть связано с определенными трудностями, которые необходимо учитывать при составлении программы работ с каждым КА. Основной сложностью при работе с ПМ будет низкий энергетический потенциал заряда от солнечных панелей на поверхности Фобоса. Главной трудностью при работе с ВА будет низкий потенциал радиолинии из-за большого расстояния между Землей и Марсом и отсутствия ОНА на ВА. Скорость передачи ТМИ будет составлять единицы бит в секунду.

Распределение сеансов управления двумя космическими аппаратами будет производиться в центре управления полетом при составлении месячных и недельных программ работы. Поскольку зона видимости ВА с наземных станций будет перекрывать зону видимости ПМ, то сначала распределяется время проведения сеансов связи для ПМ, а затем для ВА. Это позволит проводить ежедневную работу по контролю состояния и управлению каждым космическим аппаратом.

После забора грунта ПМ должен обеспечить проведение программы научных исследований на поверхности Фобоса. Основными задачами данной программы являются: проведение анализа грунта бортовыми научными приборами ПМ, проведение панорамной съемки в районе посадки, периодических измерений параметров существования Фобоса на протяжении года. Управление решением этих задач будет осуществляться путем закладки командных файлов с Земли с последующим автоматическим исполнением этих файлов бортовыми служебными и научными системами. Объем выполняемых ежедневно задач будет зависеть от энергетического баланса ПМ на поверхности Фобоса. Предполагается, что работа с ПМ будет прекращена только после такой деградации бортовых систем, которая не позволит проводить никаких научных исследований с передачей результатов на Землю.

Программа работы ВА является существенно более простой, так как на ВА установлены только служебные системы и полностью отсутствуют научные приборы. Успех миссии ВА будет в основном определяться возможностью поддержания стабильной радиосвязи с ВА и работой системы управления движением ВА. Дополнительной трудностью является то, что ВА должен выполнять сложные операции по формированию орбиты ИСМ сразу же после начала самостоятельного полета. Проверка функционирования радиоконтекста будет осуществляться и на этапе совместного полета, но все командные приборы и исполнительные органы будут задействованы в момент старта ВА впервые и сразу в активном рабочем режиме.

Выполнение программы полета ВА будет состоять из типовых операций, вклю-

чающих проведение траекторных измерений, контроль состояния по ТМИ, закладку и исполнение параметров корректирующих импульсов. Связь с ВА прервется штатным образом при его вхождении в верхние слои атмосферы Земли, после отделения спускаемого аппарата (СА). Последние данные траекторных измерений ВА будут иметь важное значение для обеспечения поиска СА.

Р.Н. Архангельский, Ю.К. Зайко
НПО им. С.А. Лавочкина

2.3 ПРОЧНОСТНЫЕ И КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Особенности прочностных и кинематических испытаний космического комплекса «Фобос-Грунт» определялись: сложностью конструкции, состоящей из отдельных последовательно соединенных функциональных блоков; наличием большого количества пиромеханических систем разделения и раскрытия трансформирующихся элементов конструкции; строго определенными астрономическими сроками запуска и др.

На этапе опытно-конструкторских работ выполнялись лабораторные отработочные испытания, доводочные испытания, зачетные испытания агрегатов и систем (При) и комплексные испытания – зачетные прочностные испытания (вибродинамические и статические испытания).

В процессе производства выполнялся целый ряд контрольных испытаний, начиная с технологических виброиспытаний и статических нагружений отдельных узлов и кончая технологическими виброиспытаниями летного КА.

Результаты зачетных прочностных испытаний, наряду с другими видами испытаний (электрическими, тепловакуумными, радиотехническими, примерочными, макетированием и т.д.), являются основанием для выдачи заключения в части прочности для допуска КА к штатной эксплуатации.

В процессе наземной отработки были проведены вибродинамические, статические испытания, испытания на линейные перегрузки, функциональные испытания по раскрытию и разделению трансформируемых элементов конструкции, и каждый из этих видов имел свои особенности.

Вибродинамические испытания выполнялись на электродинамических вибростендах фирмы LDS, Англия (V984 – 2 вибратора по 160 килоньютонов и V-440T – 65 килоньютонов), оснащенных многоканальными системами управления SCADAS III, фирмы LMS, Бельгия, а перегрузки на объекте испытаний измерялись измерительно-вычислительным комплексом на базе MIC-503 научно-производственного центра «Мера» на 200 каналов.

Это оборудование позволило воспроизвести практически любые динамические нагрузки – от гармонических колебаний на фиксированной частоте до широкополосных случайных колебаний, а также различные виброударные нагрузки.

Технологическое приспособление для этих испытаний обладало не только необходимой прочностью, но и соответствующей жесткостью – без резонансов в низкочастотной области и с минимальным количеством промежуточных стыков для передачи нагрузок от вибратора к изделию без потерь.

При испытании по боковым осям приспособление обеспечивало смещение изделия только в направлении оси возбуждения, а опрокидывающий момент воспринимался специальными устройствами (катками с тягами или скользящим столом на гидроподшипнике).

Система обезвешивания была низкочастотной, с пологой характеристикой сила – перемещение и обеспечивала стыковку приспособления с вибратором без крена.

При испытании на полетный случай исходили из того, что условия нагружения в полете и при наземных испытаниях существенно различаются – в полете воздействия на конструкцию передаются как акустическим (пульсация давления в погранслое), так и механическим путем (вибрации двигательной установки ракеты-носителя). При виброиспытаниях на электродинамическом вибростенде нагрузки передавались только механическим путем, поэтому появлялась опасность недогрузки пространственных элементов конструкции и перегрузки элементов с острыми резонансами. Для исключения ненормативного разрушения и обеспечения максимально возможной реализации заданных режимов была разработана специальная методика проведения испытаний. Она состояла в постепенном выходе на режим, начиная с низких, безопасных уровней с постоянным анализом откликов конструкции, и в корректировке на основе анализа задаваемого режима либо путем введения ограничений максимальных перегрузок на отдель-

ных элементах конструкции, либо путем введения в контур управления (наряду с задающими датчиками, согласно программе) дополнительных датчиков отдела стендовых измерений (рис.1).



Рис. 1. Испытание на виброкомплексе V984LDS . Продольная ось

Испытания изделий на кратковременные затухающие низкочастотные колебания, возникающие при аварийной посадке транспортного самолета или при разделении ступеней РН, проводились на механическом стенде кратковременных циклических нагрузок. Частота собственных колебаний зависела от массы подвижной части (объект испытаний + переходное приспособление + платформа стенда) и жесткости сменных пружин, а величина максимальной перегрузки – от начальной амплитуды взведения пружин. После срабатывания замкового устройства начинались свободные затухающие колебания по продольной оси изделия. Для исключения появления паразитных колебаний относительно попе-

речных осей при сборке схемы испытаний центр масс подвижной части совмещался с продольной осью стенда (с равнодействующей усилий в сжатых пружинах) (рис.2).



Рис. 2. Испытание на стенде кратковременных циклических нагрузок в транспортном контейнере на случай авиационной посадки

Испытания на линейные перегрузки проводились на центробежных стендах - центрифугах, которые оказались более эффективными, чем традиционные методы статических испытаний в случаях, когда объект испытаний требуется расположить в объемном поле перегрузок.

Так испытывались герметичные емкости, внутрибачковые вытеснительные и заборные системы, приборные отсеки с аппаратурой, габаритные несилловые конструкции типа антенн, панелей солнечных батарей, а также перелетный модуль (рис.3).

Действующая перегрузка определялась скоростью вращения вала, расстоянием от оси вращения и ориентацией объекта испытаний относительно оси водила.

Наиболее интересные испытания по проекту ФОБОС-ГРУНТ проводились в секторе кинематических испытаний. В частности, для лабораторно-отработочных испытаний инструмента для забора грунта был спроектирован и изготовлен оригинальный стенд, на котором отрабатывалась возможность вибростатического способа забора рыхлого грунта, при этом определена оптимальная частота вибраций для одного из вариантов конструкции и получены другие интересные результаты. Однако, в связи с изменением модели грунта, работа не была продолжена, хотя её результаты могут быть использованы для решения аналогичных задач в будущем.

В ходе доводочных испытаний опоры посадочного устройства были не только подтверждены его прочностные характеристики, но и определены диаграммы обжатия посадочного устройства и пяты и силы трения, действующие на пяту



Рис. 3. Испытание перелетного модуля на центрифуге на случай максимальных продольных перегрузок

при различных аналогах грунта, что необходимо для расчета динамики посадки. Испытания систем разделения, с учетом большого опыта конструкторов и небольших масс разделяющихся элементов, проводились по одной из традиционных схем в вертикальном положении. Однако для отработки системы отделения малого китайского спутника, установленного внутри ферменной конструкции, потребовалась специальная система, обеспечивающая постоянное усилие обезве-



Рис. 4. Испытание на случай отделения возвращаемого аппарата от перелетного модуля

шивания на значительном пути (рис.4).

Были также в полном объеме проведены статические испытания по экспериментальной проверке прочностных и жесткостных характеристик конструктивно-силовой схемы КА, отдельных узлов, агрегатов и их стыков, а также определено напряженно-деформированное состояние наиболее нагруженных элементов для подтверждения методов теоретических расчетов.

Силонагружающее оснащение обеспечивало приложение расчетных нагрузок без нарушения местной прочности изделия. При всех испытаниях проводилась непрерывная запись прикладываемых нагрузок, перемещений, показаний тензодатчиков, а также внутреннего давления в герметичных емкостях.

Все испытания завершены с положительными результатами.

**Голиков Г.В., Леднев М.И., Лошаков В.А.,
Макаров В.П., Маркачев Н.А.,
Самков Г.А., Сельков А.С.
НПО им. С.А. Лавочкина**

МЕХАНИЗМ МОДЕЛИРОВАНИЯ УСЛОВИЙ НЕВЕСОМОСТИ ПРИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

НАЗНАЧЕНИЕ МЕХАНИЗМА МОДЕЛИРОВАНИЯ УСЛОВИЙ НЕВЕСОМОСТИ

Механизм моделирования условий невесомости (ММУН) был разработан и применен для проведения наземной отработки движущихся аппаратов космического назначения и их элементов. ММУН способен поддерживать два режима работы. В первом режиме ММУН используется для моделирования условий невесомости при наземной отработке изделий. Эффект невесомости (обезвешивание) обеспечивается путем приложения к изделию постоянной вертикальной силы, равной его массе. Во втором режиме ММУН может использоваться, с определенными ограничениями, для создания переменной силы, изменяющейся по заданному закону.

Важная особенность ММУН - малая инерционность - достигается его построением по безмоментной кинематической схеме (рис. 1), дающей возможность исключить массивные движущиеся элементы, а силовозбудитель выполнить в виде короткого легкого амортизатора. В результате типовое значение присоединенной массы ММУН не превышает 0,7...0,8 кг для изделия массой 100 кг. Указанное качество ММУН позволяет применить его в случае обезвешивания изделий, движущихся со значительными скоростями и ускорениями, превышающими ускорение свободного падения, тогда как другие средства оказываются непригодными. Так, широко распространенные системы моделирования условий невесомости с грузом-противовесом можно использовать только в случае квазистатического движения изделия, иначе с ростом ускорения сила обезвешивания будет падать. А введение в эту систему промежуточного амортизатора приводит к возникновению колебательного переходного процесса и, по существу, не спасает положения. Системы с амортизатором-подвесом также не обеспечивают постоянства усилия обезвешивания ввиду падения этого усилия при перемещении изделия.

В состав этого стенда (ММУН) входили и такие традиционные элементы, как системы улавливания и ограничения хода, измерительные средства и прочие. Рассмотрим особенности и основы реализации ММУН, предназначенного для работы в режиме обезвешивания, хотя принципы построения ММУН для обоих режимов одинаковы.

СОСТАВ МЕХАНИЗМА МОДЕЛИРОВАНИЯ УСЛОВИЙ НЕВЕСОМОСТИ

В состав ММУН (см. рисунок) входят:

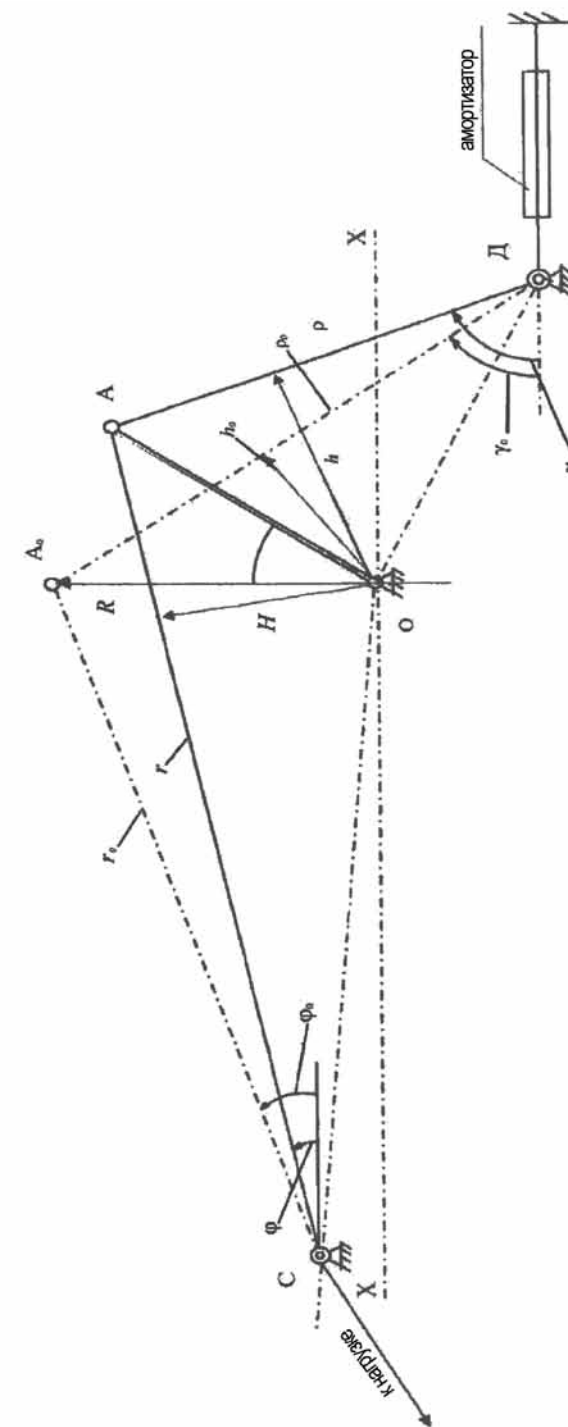
- рычаг OA , вращающийся в шарнире O ;
- входная ветвь гибкой связи, закрепленная в точке A рычага и далее через ролик D идущая к амортизатору;
- выходная ветвь гибкой связи, закрепленная в точке A рычага и далее через ролик C идущая к нагрузке (изделию);
- амортизатор, соединенный через динамометр с лебедкой.

Все элементы имеют минимальную массу. Рычаг, подвергающийся только сжатию, изготавливается из алюминиевой трубы или другого легкого материала. Материалом для гибких связей может служить тонкий стальной трос или шнур из материала типа Кевлар. Для амортизатора рационально применить резиновый шнур в оплетке, работающий в зоне больших деформаций, т.е. когда деформация составляет 0,6...0,7 и более, вплоть до единицы.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ МЕХАНИЗМА МОДЕЛИРОВАНИЯ УСЛОВИЙ НЕВЕСОМОСТИ

Как в режиме обезвешивания, так и в режиме переменной силы используется свойство ММУН изменять в широких пределах передаточный коэффициент в зависимости от начальной геометрии схемы.

Передаточный коэффициент, здесь являющийся функцией угла поворота рычага, представляет собой отношение силы на входе схемы (от амортизатора) к силе



на выходе (к изделию) и из условия равновесия рычага равен отношению плеч гибких связей H/h .

Очевидно, что для режима обезвешивания требуется выбор такой начальной геометрии схемы, в которой одновременно с падением усилия амортизатора по такому же закону происходило бы уменьшение передаточного коэффициента.

Подобную картину изменения плеч связи наглядно отражает рисунок, где при повороте рычага плечо H уменьшается и возрастает плечо h .

С физической точки зрения ценой моделирования условий невесомости здесь является необходимость превышения начальным усилием амортизатора веса изделия. Так, при типовом значении угла наклона входной гибкой связи 45° отношение указанных усилий равно 1,41. В процессе движения изделия накопленный «излишек» потенциальной энергии амортизатора и идет на выдерживание усилия обезвешивания на постоянном уровне.

РЕАЛИЗАЦИЯ МЕХАНИЗМА МОДЕЛИРОВАНИЯ УСЛОВИЙ НЕВЕСОМОСТИ

При реализации ММУН типовыми исходными данными обычно являются:

- масса изделия;
- ход обезвешивания и допустимая погрешность на этом ходе;
- характеристики движения изделия.

Указанные в исходных данных требования выполняются за счет применения корректной начальной геометрии кинематической схемы, определяемой параметрами $P, p_0, \phi_0, \rho_0, \gamma_0$ (см. рисунок), и соответствующего амортизатора.

В общем случае оптимальный выбор параметров схемы и амортизатора математически достаточно сложен, поскольку он сводится к решению вариационной задачи со многими переменными.

На практике для реализации ММУН можно использовать метод последовательных приближений, включающий пять этапов.

На 1-м этапе проводится предварительный анализ влияния отдельных начальных параметров схемы на зависимость передаточного коэффициента от сокращения амортизатора. При этом начальный угол наклона выходной гибкой связи ϕ_0 определяет в основном кривизну кривой передаточного коэффициента, меняя ее от нулевой до положительной или отрицательной и т.д.

На 2-м этапе, с учетом требований исходных данных и результатов предварительного анализа, выбирается вариант начальной геометрии схемы и определяется передаточный коэффициент для этого варианта. При этом используются геометрические соотношения.

На 3-м этапе экспериментально определяется жесткостная характеристика амортизатора выбранного типа.

На 4-м этапе совмещаются теоретические и экспериментальные кривые передаточного коэффициента путем подбора длины и жесткости амортизатора.

На 5-м этапе полученные параметры ММУН уточняются в процессе экспериментальной отработки в составе стендовой установки.

Правильно спроектированный и отработанный ММУН позволяет осуществить обезвешивание изделий с точностью от трех и менее процентов на ходе, практически, до нескольких метров в широком диапазоне ускорений изделия.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕХАНИЗМА МОДЕЛИРОВАНИЯ УСЛОВИЙ НЕВЕСОМОСТИ

Рассмотренный здесь механизм моделирования условий невесомости, построенный по вновь разработанной кинематической схеме, обладает весьма малой присоединенной массой и способен работать как в режиме постоянной силы – режиме обезвешивания, так и в режиме переменной силы, меняющейся по заданному закону.

Вследствие малой инерционности приоритетной областью применения ММУН является обезвешивание изделий с высокой точностью на ходе до нескольких

метров,двигающихся с ускорениями, намного превышающими ускорение свободного падения.

На основе ММУН был разработан и успешно внедрен в эксплуатацию стенд для наземной отработки системы отделения китайского спутника УН-1 космического аппарата «Фобос-Грунт», где предъявляемые требования к обезвешиванию были достаточно строги и где использование других известных устройств было бы невозможным.

Г.А. Самков, А.Н. Белкин, А.В. Лемцева
НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

ВЫБОР МЕСТА ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ФОБОСА

В работе кратко описаны методика выбора мест посадки для космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт», характеристики рельефа Фобоса, история выбора потенциальных мест посадки в процессе работы над проектом и предложения по переносу мест посадки в область, на которую с борта КА Mars-Express получены снимки высокого разрешения при благоприятных условиях освещения.

Главная задача проекта ФОБОС-ГРУНТ – доставка на Землю вещества спутника Марса Фобоса, для его изучения в лабораториях [Галимов, 2009; Marov et al., 2004; Galeev et al., 1996]. Это предполагает посадку космического аппарата на Фобос, забор образцов в пределах доступности манипулятора грунтозаборного устройства, загрузку их в возвращаемую капсулу и доставку ее на Землю. Настоящая работа – это переработанная с учетом новых данных статья, посвященная выбору мест посадки, опубликованная в журнале «Астрономический вестник» [Базилевский, Шингарева, 2010].

Методика выбора места посадки

Район посадки космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт» выбирался исходя из баллистических и инженерных требований обеспечения максимально безопасной посадки. Его положение на Фобосе задавалось представителями НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) и Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (ИПМ). Размеры района посадки, который должен быть расположен в экваториальной зоне Фобоса, составляют примерно $50 \times 50^\circ$. Фобос – тело неправильной формы размером $18 \times 22 \times 26$ км, и один градус широты на этом теле соответствует $190...225$ м.

В пределах заданного района в Институте геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН (ГЕОХИ) выбирались площадки (обычно две) с наименьшей шероховатостью поверхности. Последнее означает как можно меньшую долю площади, занятую крутыми (более $15...20^\circ$) склонами на базе, соизмеримой с расстоянием между опорами спускаемого аппарата (~3 м и более) и камнями высотой более полуметра. Такой подход успешно применялся при выборе мест посадки на Луну советских КА «Луна-16, 17, 20, 21, 24» [Флоренский и др., 1971, 1972б, 1974, 1977].

Выбор площадок с наименьшей шероховатостью делался по снимкам поверхности Фобоса, полученным КА Viking-1 и 2, Mars Global Surveyor и Mars-Express, и созданным на их основе картам [Kuzmin, Shingareva, 2002; Кузьмин и др., 2003; Basilevsky et al., 2008]. Разрешение этих снимков – в пределах от $1...2$ м до более 20 м на элемент изображения. Для того чтобы опознать на снимке деталь поверхности, она должна быть поперечником более трех, а лучше, пяти элементов изображения. Отсюда следует, что на этих снимках можно различать образования поверхности поперечником, в лучшем случае, начиная с $5...10$ м. А это означает, что сравнительно небольшие (метры – первые десятки метров), но опасные для посадки формы рельефа, в большинстве случаев на этих снимках не видны и для выбора наиболее безопасных участков, наряду с прямыми признаками опасности (крупные кратеры, скопления борозд), должны использоваться косвенные признаки. Например, по опыту лунных исследований известно, что в близки окрестностях кратеров, проникающих через слой реголита в скальное основание, обильны опасные для посадки камни и таких ситуаций следует избегать. Но повышенная каменистость характерна лишь для окрестностей относительно молодых кратеров, камни выбросов из которых еще не разрушены микрометеоритной бомбардировкой и резкими перепадами температуры и не захоронены выбросами из более мелких кратеров. У таких молодых кратеров зона выбросов на снимках, сделанных при большой высоте Солнца над горизонтом, как правило, светлее окружающей поверхности. В окрестностях же старых, даже крупных кратеров камней сравнительно немного. Большая часть их уже разрушена. Поэтому наблюдения за вариациями яркости поверхности дают дополнительную инфор-

мацию о степени опасности–безопасности данного места.

Рельеф поверхности Фобоса

Поверхность Фобоса испещрена многочисленными кратерами (рис. 1). Самый большой из них кратер Стикни диаметром около 9,5 км. Самые маленькие, различимые на снимках с наилучшим разрешением, имеют диаметр $5...10$ м, но очевидно, что, как и на Луне [Флоренский и др., 1978; Florensky et al., 1978; Heiken et al., 1991], на Фобосе должны быть также кратеры дециметрового и сантиметрового размера на поверхности реголита и микрократеры на камнях. Кратеры на Фобосе по степени морфологической выраженности варьируют от относительно глубоких, крутосклонных с четким приподнятым валом до неглубоких пологосклонных депрессий. По общей морфологии и отношению глубины к диаметру кратеры Фобоса близки к лунным ударным кратерам таких же размеров [Флоренский и др., 1972а; Basilevsky, 1976]. Измерения на высотных профилях, построенных по цифровой карте части поверхности Фобоса, созданной по стереоснимкам, полученным КА Mars-Express [Giese et al., 2004], показали, что для наиболее морфологически выраженных кратеров километрового диапазона размеров характерное отношение глубины к диаметру составляет $0,2...0,25$ [Shingareva et al., 2008], что типично и для лунных кратеров и, по-видимому, также для кратеров Фобоса меньшего размера.

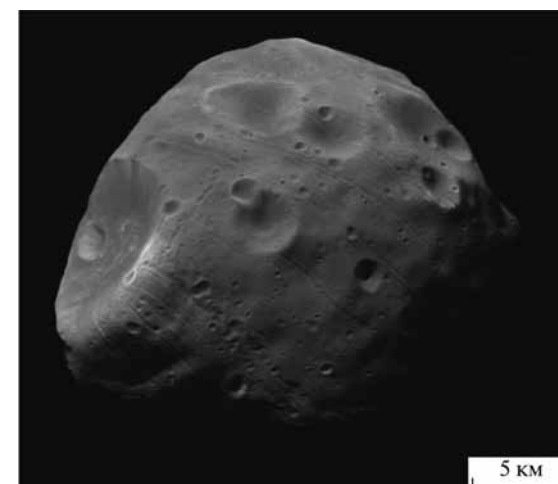


Рис. 1. Снимок Фобоса, полученный камерой HRSC, КА Mars-Express, 22 августа 2004 г. с орбиты 0756. Видны кратеры и борозды. Самый крупный видимый на снимке кратер – Стикни диаметром 9,5 км. Снимок ESA/DLR/FU Berlin (Neukum)

Фобос – слишком маленькое тело, чтобы рассматривать возможность существования на нем взрывных вулканических кратеров, а наличие у наиболее выраженных из них обрамляющего кратер приподнятого вала говорит о том, что это не провальное образования. Очевидно, большинство кратеров Фобоса – ударные, образованные ударами метеоритов.

По числу кратеров на единице площади поверхности Фобоса близок к древним испещренным кратерами материкам Луны [Thomas, Veverka, 1980]. По-видимому, большинство кратеров километрового размера, наблюдаемых на поверхности Фобоса, сформировалось в конце периода интенсивной бомбардировки, около 4 млрд лет назад. Среди мелких кратеров, очевидно, велика доля более молодых кратеров. Для лунных кратеров ранее было установлено, что время их воз-

возможного существования зависит от размеров кратеров: чем крупнее кратер, тем, в среднем, медленнее он разрушается [Базилевский, 1974; Basilevsky, 1976]. По-видимому, то же характерно и для кратеров Фобоса.

Кроме кратеров, на поверхности Фобоса видны многочисленные **борозды** (см. рис. 1). Это линейные депрессии шириной 100...200 м при глубине 10...30 м и длиной в несколько километров, иногда до 20 км [Thomas et al., 1979]. Многие из них почти радиально расходятся от кратера Стикни, на валу которого они наиболее широкие и глубокие. Борозды образуют несколько пересекающихся на поверхности систем. Они отсутствуют в окрестностях точки – антипода Стикни вблизи 270° з.д. Борозды нередко переходят в цепочки кратеров. В этих цепочках кратеры часто не имеют валов и напоминают провальные формы рельефа.

Наиболее вероятно, что борозды – это частично заполненные реголитом трещины в теле Фобоса, возникшие при больших метеоритных ударах, а ассоциирующиеся с ними цепочки кратеров – это результат просыпания реголита в образующиеся трещины. Есть и иные гипотезы образования борозд Фобоса, например гипотеза [Murray et al., 1994; 2006], согласно которой борозды – это слившиеся кратеры, образованные струями выбросов из больших марсианских ударных кратеров. Выбросы из больших ударных кратеров Марса, несомненно, иногда достигают Фобоса, и потому в доставленных образцах грунта естественно ожидать примеси марсианского вещества [Britt, 2003; Иванов, 2004]. Но будь борозды ударными образованиями, они были бы обрамлены валами, что для большинства борозд не типично, и кроме того, в этом случае было бы трудно объяснить радиальное расхождение многих борозд от вала кратера Стикни (см.рис. 1).

Фобос покрыт слоем **реголита**, образованного вследствие многократного перераспределения по поверхности выбросов из ударных кратеров и их дальнейшего дробления метеоритными ударами. Из теоретической модели кратерообразования [Housen et al., 1983] следует, что средняя толщина слоя реголита на Фобосе составляет 35 м, минимальная – 2 м, а максимальная – более 100 м. Размерный состав обломков, образующих реголит Фобоса, не известен. Грубая фракция обломков – это каменные глыбы поперечником от 3...5 до 20...30 м, нередко наблюдаемые на снимках наиболее высокого разрешения (рис. 2).



Рис. 2. Фрагмент снимка 55103 MOC (Mars Orbiter Camera) КА Mars Global Surveyor, на котором видны камни. Самый крупный камень на снимке 27 м в диаметре. Снимок NASA

Опираясь на аналогии с лунным реголитом, можно было бы предположить, что в результате многократного дробления материала реголита метеоритными ударами средний размер частиц реголита на Фобосе, как и на Луне, составляет доли

миллиметра. Однако очень низкая скорость убегания с Фобоса (~11 м/с) должна способствовать уходу с него вещества, подвергнувшегося наибольшему ударным нагрузкам и потому и наиболее сильно передробленного и приобретающего наибольшую скорость выброса. В то же время известно, что значительная часть этого ушедшего вещества обращается вокруг Марса по орбитам, близким к орбите Фобоса, и какая-то часть его возвращается на Фобос [Soter, 1971]. Каков баланс дробления, выброса, возвращения и при этом дополнительного дробления вещества реголита Фобоса, пока не известно.

Камни опасны для КА «Фобос-Грунт» как препятствие не только для посадки, но и для отбора образцов грунта, поэтому важно попытаться дать прогноз их распределения по поверхности Фобоса. Выше сказано, что на снимках Фобоса видны каменные глыбы поперечником от 3...5 до 20...30 м. Таких камней на Фобосе не очень много. В то же время по результатам детальных исследований Луны и ряда астероидов известно, что с уменьшением размеров камней их распространенность резко возрастает [Флоренский и др., 1978; Florensky et al., 1978; Lee et al., 1996; Thomas et al., 2001]. Поэтому в работе Кузьмина и др. (2003) была предпринята попытка спрогнозировать распределение камней на поверхности Фобоса с учетом данных по распространенности камней на астероиде Эрос, для которого есть снимки поверхности с разрешением до нескольких сантиметров [Veverka et al., 2001]. Этот астероид по размерам (13 x 13 x 33 км) близок к Фобосу, и потому можно думать, что ряд геологических процессов на его поверхности, в том числе те, что контролируют образование камней, близки к таковым на Фобосе. Анализ снимков Эроса показал, что средние распространенности камней поперечником более 3 м на этих телах действительно близки [Кузьмин и др., 2003]. Более мелкие камни на Эросе (на снимках Фобоса их не видно), как и ожидалось, более многочисленны по сравнению с крупными, а их распределение по поверхности крайне неоднородно.

Из работы [Кузьмин и др., 2003, рис.13] следует, что, в среднем, на Эросе доля площади, занимаемая камнями поперечником более 1 м, составляет около 2%, а камнями поперечником более 10 см, – около 10%. При этом от места к месту вариации площади, занимаемой камнями, очень велики: от 1 до 10% и от 2 до 30% для камней поперечником более 1 м и более 10 см, соответственно. Вряд ли эти оценки можно прямо перенести на Фобос. Поверхность Эроса очень молодая (менее 200 млн лет) [Charman et al., 2002], а поверхность Фобоса очень древняя (порядка 4 млрд лет). Возможно, в этом отношении лучшей аналогией для поверхности Фобоса является поверхность Луны. Оценки средней распространенности камней поперечником более 10 см по маршруту движения «Лунохода-2» дают величину менее 1% площади поверхности [Florensky et al., 1978]. Следует, однако, учитывать, что по маршруту движения «Лунохода-2» не было встречено крупных молодых кратеров, и потому эта оценка, если применять ее как аналог для Фобоса, видимо, заниженная. Так или иначе, нельзя исключить скопления камней в месте будущей посадки КА «Фобос-Грунт».

Выбор места посадки

В начале работы над проектом ФОБОС-ГРУНТ НПОЛ и ИПМ предложили для выбора мест посадки район на стороне Фобоса, обращенной к Марсу (подмарсианской). Район расположен в экваториальной зоне этого тела в диапазоне широт от 10° с.ш. до 40° ю.ш. и долгот 310°...360° з.д. (рис. 3). ГЕОХИ выбрал и охарактеризовал места посадки в этом районе. Предполагаемый район посадки космического аппарата выбирался в той части поверхности Фобоса, которая была обеспечена наилучшим образом фотографическими и картографическими материалами. Эти материалы получены с помощью КА Viking Orbiter с тем разрешением, которое позволило выделить типы поверхностей, наиболее соответствующие инженерным требованиям обеспечения посадки, – поверхностей без сложных форм

рельефа (крупных кратеров и борозд), значительных перепадов высот и сильно пересеченного рельефа.

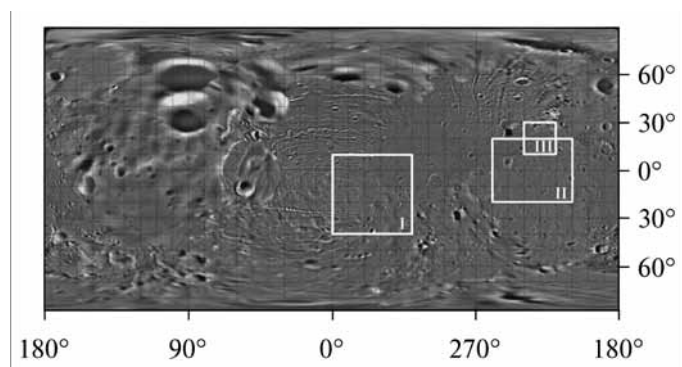


Рис. 3. Схема расположения планируемых мест посадки КА «Фобос-Грунт»: I – первый район; II – второй район; III – возможно, третий район. Карта Фобоса в цилиндрической проекции, составленная Р. Thomas по снимкам КА Viking Orbiter

В пределах района выбрано два возможных круга прицеливания (радиусом 4 км) с наиболее ровной поверхностью. Центр первого круга расположен в точке с координатами 20° ю.ш., 315° з.д., а центр второго круга смещен относительно первого на северо-запад примерно на 7°, и его координаты равны 13° ю.ш., 322° з.д. Анализ высотных профилей по трассам подхода, построенных по карте динамических высот, показал, что максимальные перепады высот не превышают 400 м на базе ~2 км и – 1200 м на базе ~10 км. Анализ карты региональных уклонов показывает, что в пределах кругов прицеливания и по трассам подхода (на базе 2°, или примерно 450 м на широтах пятна прицеливания) значения уклонов не превышают 15° [Кузьмин и др., 2003].

В пределах рассматриваемых кругов прицеливания выделено несколько типов местностей, отличающихся разной степенью сложности поверхности. Они представлены следующими категориями рельефа поверхности (в порядке увеличения сложности):

- 1) сглаженная, пологоволнистая равнина с умеренной кратерированностью поверхности и редкими бороздами;
- 2) бугристая, умеренно кратерированная поверхность;
- 3) сильнократерированная поверхность без борозд;
- 4) западинно-грядовая поверхность зоны выбросов из кратера Стикни с редкими бороздами;
- 5) сильнобороздчатая и кратерированная поверхность.

В пределах первого круга прицеливания доминирующей категорией поверхности (до 80% площади круга) является сглаженная, пологоволнистая равнина, умеренно кратерированная и осложненная редкими бороздами. В пределах второго круга примерно 70% площади представлены категориями поверхности 1 и 2, то есть наиболее безопасными по характеристикам рельефа. В обоих случаях центры кругов заняты наилучшей категорией поверхности 1 [Kuzmin, Shingareva, 2002]. Распределение кратеров по размерам в первом районе планируемого места посадки ПМ было рассчитано по снимкам 315A11,12 КА Viking Orbiter с разрешением ~25 м/элемент изображения, поэтому диаметр минимального учитываемого кратера составил ~75 м.

При дальнейшей работе над проектом проведенный НПОЛ сравнительный ана-

лиз условий функционирования КА на поверхности на подмарсианской и антимарсианской сторонах привел к решению об изменении района посадки. Новый (второй) район располагается на антимарсианской стороне Фобоса. Его границы: 20° с.ш. – 20° ю.ш. и 210–260° з.д. (рис. 3). В пределах второго района выбран возможный круг прицеливания (радиусом 4 км) с наиболее ровной поверхностью. Координаты его центра: 0° ю.ш., 232.5° з.д. В этом круге выделены несколько типов местности, отличающихся разной степенью сложности поверхности, как это было показано в работе [Кузьмин и др., 2003]. Они представлены следующими категориями рельефа поверхности (в порядке возрастания степени сложности):

- 1) сглаженная, пологоволнистая поверхность с умеренной кратерированностью;
- 2) бугристая сильнократерированная поверхность с редкими бороздами;
- 3) сильнобороздчатая, сильнократерированная поверхность.

В центре круга прицеливания доминирует сглаженная, пологоволнистая равнина, умеренно кратерированная и осложненная редкими бороздами, т.е. наиболее безопасная по характеристикам рельефа. В пределах этого круга прицеливания выявлены два наиболее ровных участка радиусом примерно 1 км каждый. Координаты их центров: 5° ю.ш., 235° в.д. и 5° с.ш., 230° в.д. (рис. 4). Наилучшее разрешение снимков для участка поверхности Фобоса, где располагается круг прицеливания, составляет ~15 м/элемент изображения (снимок F242A21 КА Viking Orbiter), поэтому диаметр минимального дешифрируемого кратера составил ~45 м.

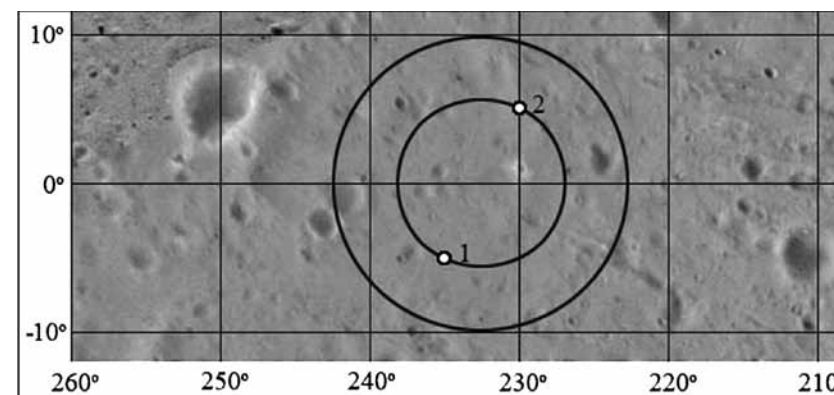


Рис. 4. Потенциальные точки прицеливания во втором районе посадки. Фрагмент карты Фобоса, составленной Р. Thomas по снимкам КА Viking Orbiter

При анализе планируемых мест посадки вызывало беспокойство то, что они охарактеризованы лишь снимками, полученными КА Viking Orbiter не очень высокого разрешения (15...25 м/элемент изображения) и в условиях высокого положения Солнца над горизонтом. Это не позволяет надежно отличать крутосклонные формы рельефа от пологосклонных и, хотя на этих снимках и составленной по ним карте поверхность в местах посадки выглядит ровной, нет уверенности, что она ровная на самом деле.

В 2008 г. стереокамерой высокого разрешения (High Resolution Stereo Camera – HRSC) с борта КА Mars-Express было сделано несколько составляющих стереопары снимков Фобоса высокого разрешения, в поле зрения которых находится часть второго района посадки. Сам круг прицеливания на этих снимках не виден – он в тени, но чуть севернее, в пределах района посадки, на освещенной части видны участки с относительно ровной поверхностью (рис. 5). Разрешение этих

снимков - до 4 м/элемент изображения, а высота Солнца над горизонтом - не более 10° , т. е. условия для морфологического анализа этих участков гораздо лучше, чем для ранее выбранных мест посадки. Поэтому возникла идея (впервые высказанная проф. Г. Нойкумом, Свободный университет Берлина) использовать эти участки как места посадки [Basilevsky и др., 2008]. Выполненный в ИПМ анализ показал, что с баллистической точки зрения такое изменение мест посадки вполне приемлемо. У нового круга прицеливания радиус тоже 4 км, а примерные координаты центра 15° с.ш., 230° з.д.

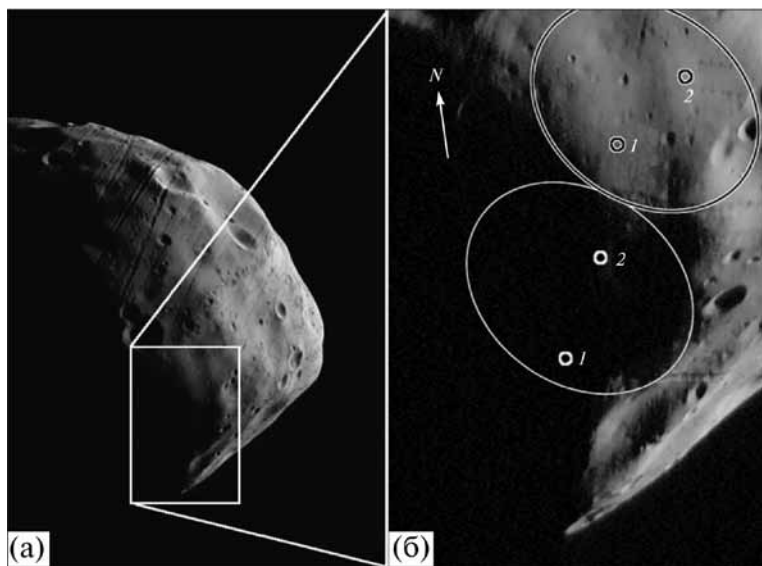


Рис. 5. Снимок Фобоса, полученный камерой HRSC КА Mars-Express 23 июля 2008 г. (a); увеличенный фрагмент того же снимка, на котором показаны утвержденный (нижний эллипс) и предлагаемый (верхний эллипс) районы посадки (б). Цифрами показаны планируемые точки посадки в утвержденном и предлагаемом районах. Снимок ESA/DLR/FU Berlin (Neukum)

Поверхность в пределах этого нового круга относится к первому типу местности, из ранее выделенных для первых двух мест посадки, т.е. это сглаженная, умеренно кратерированная пологоволнистая поверхность с редкими бороздами. Виден только один относительно крупный свежий кратер диаметром ~ 300 м на восточной границе, в котором наблюдается заметная тень, распространяющаяся на три четверти внутреннего диаметра. Несколько южнее расположен кратер почти такого же размера, но значительно менее выраженный в рельефе и практически не имеющий тени на внутренней поверхности. Кроме того, наблюдаются 35 кратеров размером от десятков метров до ~ 150 м в диаметре, но только у нескольких из них есть внутренняя тень, достигающая до середины кратера. Если принять во внимание, что этот район расположен на снимке рядом с терминатором, то даже такие кратеры, по-видимому, не представляют опасности для посадки перелетного модуля (ПМ).

Борозды в северо-восточной части района шириной 100...200 м и несколько километров в длину практически не имеют теней на внутренних поверхностях, а значит, имеют очень пологие склоны.

Распределение кратеров по размерам было рассчитано по снимку h5851_0000.

nd2.02 КА Mars-Express с разрешением ~ 4 м/элемент изображения. Был выбран участок поверхности в диапазоне широт $10^\circ \dots 30^\circ$ с.ш. и долгот $210^\circ \dots 240^\circ$ з.д., включающий новый круг прицеливания. Всего в этом районе было отдешифровано 120 кратеров диаметром от 44 до 704 м на площади ~ 20 км².

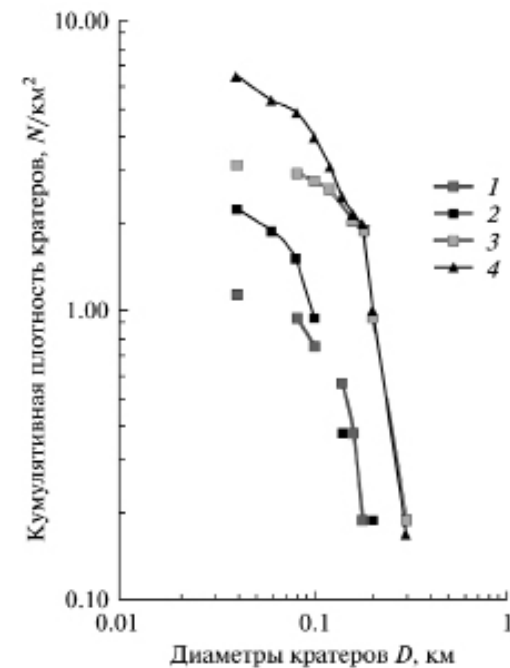


Рис. 6. Кумулятивная плотность кратеров в предлагаемом новом районе посадки: 1 – кратеры морфологического типа А; 2 – типа В; 3 – типа С; 4 – всех типов

Плотности кратеров, т.е. кумулятивные зависимости числа кратеров N , диаметр которых превышает D , на 1 км² поверхности Фобоса в пределах эллипса представлены на графике (рис. 6) с разделением кратеров на три морфологических типа [Basilevsky и др., 2008]. Видно, что кратеры наиболее опасного для посадки морфологического типа А имеют наименьшую плотность.

В пределах указанного эллипса прицеливания можно выделить, по крайней мере, четыре области диаметром ~ 500 м, на которых не наблюдается заметных, при данном разрешении снимка, деталей рельефа, а также нет никаких морфологических структур, имеющих тени. В двух таких областях были предложены новые точки посадки (см.рис. 5). По предварительным данным фотограмметрического анализа снимков, полученных в этом и других пролетах Фобоса, координаты новых точек посадки $15,5^\circ$ с.ш., $217,7^\circ$ з.д. и $21,5^\circ$ с.ш., $212,0^\circ$ з.д. [Willner и др., 2010].

В январе 2011 г. при пролете КА Mars-Express около Фобоса были получены новые снимки с разрешением от 4 до 8 м/элемент изображения, на которых частично видна восточная часть третьего района посадки и около 2/3 второго района (рис. 7).

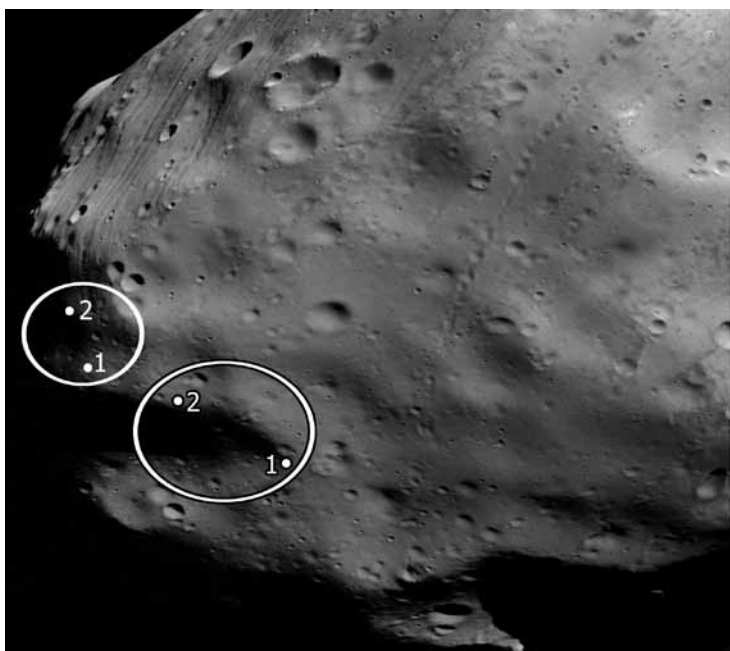


Рис. 7. Фрагмент снимка Фобоса, полученный камерой HRSC КА Mars-Express 9 января 2011 г., на котором показаны утвержденный (нижний эллипс) и предлагаемый (верхний эллипс) районы посадки. Белыми цифрами с черным ободком показаны планируемые точки посадки в утвержденном районе, белыми – в предлагаемом районе. Снимок ESA/DLR/FU Berlin (Neukum)

Как видно на этом рисунке, рельеф в пределах второго района посадки определяется, в основном, наличием кратеров диаметром менее 200...250 м, наложенных на сравнительно пологие склоны кратера поперечником несколько километров. Северный внутренний склон этого кратера находится в тени. Дополнительный морфологический и фотограмметрический анализ этого и других снимков, покрывающих утвержденный (второй) и предлагаемый (третий) районы посадки, позволят сравнить эти районы и принять решение, какой из них и какой участок в его пределах следует рекомендовать для посадки. Окончательное решение, по-видимому, будет принято, когда аппарат «Фобос-Грунт» будет находиться около Фобоса на орбите ожидания и бортовая телекамера TCHH получит снимки поверхности объекта исследований с разрешением порядка 0,5 м.

Заключение

Район посадки КА «Фобос-Грунт» выбирался исходя из баллистических и инженерных требований обеспечения посадки. Он должен обладать поверхностью с наименьшей шероховатостью: без сложных форм рельефа (крупных кратеров и борозд), значительных перепадов высот и сильно пересеченного рельефа. В результате при работе над проектом ФОБОС-ГРУНТ для посадки на Фобос было рекомендовано два района на поверхности Фобоса: первый на стороне, обращенной к Марсу, второй – на противоположной от планеты стороне. В связи с тем, что имеющиеся для этих районов снимки поверхности Фобоса сделаны с низким разрешением и в условиях высокого положения Солнца над горизонтом, авторами и их коллегами из смежных организаций предложено перенести место посад-

ки к северо-востоку от последнего круга прицеливания, но в пределах второго утвержденного района посадки.

Авторы признательны G. Neukum за предоставление снимков HRSC, B. Giese и P. Thomas за предоставление цифровых карт поверхности Фобоса, M. Waehlich, K. Willner, P.O. Кузьмину, Е.В. Забалуевой и В.П. Шашкиной за помощь в выполнении этой работы.

Литература

- Базилевский А.Т. (1974) Возраст малых лунных кратеров // Изв. АН СССР. Сер. геол. 1974. № 8. С. 139–142.
- Базилевский А. Т., Шингарева Т. В. (2010) Выбор и характеристика мест посадки КА «Фобос-Грунт» // Астрон. вестн. 2010. Т. 44. № 1. С. 1–7.
- Галимов Э.М. (2010) Научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса // Астрон. вестн. 2010. Т. 44. № 1. С. 7–16.
- Иванов А.В. (2004) Метеорит Kaidun – образец с Фобоса? // Астрон. вестн. 2004. Т. 38. № 2. С. 113–125.
- Кузьмин Р.О., Шингарева Т.В., Забалуева Е.В. (2003) Инженерная модель поверхности Фобоса // Астрон. вестн. 2003. Т. 37. № 4. С. 292–309.
- Флоренский К.П., Гурштейн А.А., Базилевский А.Т., Засецкий В.В. (1971) Предварительный геолого-морфологический анализ района посадки космического аппарата «Луна-17» // Докл. АН СССР. 1971. Т. 196. № 6. С. 1294–1297.
- Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Гурштейн А.А. и др. (1972) К проблеме строения поверхности лунных морей // Современные представления о Луне. М.: Наука, 1972. С. 21–45.
- Флоренский К.П., Гурштейн А.А., Базилевский А.Т., Засецкий В.В. (1972) Структура и геолого-морфологические особенности района посадки автоматической станции «Луна-20» // Докл. АН СССР. 1972. Т. 207. № 5. С. 1078–1081.
- Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Пронин А.А. (1974) Геолого-морфологическая характеристика района посадки автоматической лунной станции «Луна-16». Лунный грунт из Моря Изобилия. М.: Наука, 1974. С. 19–22.
- Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Бурба Г.А. (1977) Геолого-морфологический анализ района посадки станции «Луна-24» // Докл. АН. СССР. 1977. Т. 233. № 5. С. 936–939.
- Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Зезин Р.Б. и др. (1978) Геолого-морфологические исследования лунной поверхности. Передвижная лаборатория на Луне – «Луноход-1». М.: Наука, 1978. С. 102–135.
- Basilevsky A.T. (1976) On the evolution rate of small lunar craters // Proc. Lunar Sci. Conf. 7th. Pergamon Press, 1976. P. 1005–1020.
- Basilevsky A.T., Neukum G., Michael G. et al. (2008) New MEX HRSC/SRC images of Phobos and the PHOBOS-GRUNT landing sites // Vernadsky-Brown Microsymp. 2008. N.48. CD-ROM.
- Britt D.T. (2003) The Gulliver mission: Sample return from the Martian moon Deimos // LPSC XXXIV. 2003. N.1841. CD-ROM.
- Chapman C.R., Merline W.J., Thomas P.C. et al. (2002) Impact history of Eros: Craters and boulders // Icarus. 2002. V. 155. P. 104–118.
- Florensky C.P., Basilevsky A.T., Bobina N.N. et al. (1978) The floor of crater Le Monier: A study of Lunokhod 2 data // Proc. Lunar Sci. Conf 9th. Pergamon Press, 1978. P. 1449–1459.
- Galeev A.A., Moroz V.I., Linkin V.M. et al. (1996) Phobos sample return mission // Adv. Space. Res. 1996. V. 17. № 12. 1231–1247.
- Giese B., Oberst J., Scholten F. et al. (2004) Ein hochauflösendes digitales Oberflächenmodell des Marsmondes Phobos // Photogrammetry Fernerkundung

ЧАСТЬ 3

СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ФОБОС-ГРУНТ

СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Geoinformation. Berlin, 2004. S. 435–440.

Heiken G.H., Vaniman D.T., French B.M. (1991) (Eds. Lunar Source Book). A User Guide to the Moon. Cambridge Univ. Press, 1991. 736 p.

Housen K.R., Schmidt R.M., Holsapple K.A. (1983) Crater ejecta scaling laws: Fundamental forms based on dimensional analysis // J. Geophys. Res. 1983. V. 88. P. 2485–2499.

Kuzmin R.O., Shingareva T.V. (2002) Phobos-Grunt mission. A morphologic characteristic of the proposed landing site // Vernadsky-Brown Microsymp. 36. 2002. N.ms058. CD-ROM.

Lee P., Veverka J., Thomas P.C. et al. (1996) Ejecta blocks on 243 Ida and on other asteroids // Icarus. 1996. V. 120. P. 87–105.

Marov M.Ya., Avduevsky V.S., Akim E.L. et al. (2004) Phobos-Grunt: Russian sample return mission // Adv. Space Res. 2004. V. 33. P. 2276–2280.

Murray J.B., Rothery D.A., Thornhill G.D. et al. (1994) The origin of Phobos grooves and crater chains // Planet. And Space Sci. 1994. V. 42. № 6. P. 519–526.

Murray J.B., Iliffe J.C., Muller J.-P. et al. (2006) New evidence on the origin of Phobos' parallel grooves from HRSC Mars Express // LPSC XXXVII. 2006. N.2195. CD-ROM.

Shingareva T.V., Basilevsky A.T., Shashkina V.P. et al. (2008) Morphological characteristics of the Phobos craters and grooves // LPSC XXXIX. 2008. N.2425. CD-ROM.

Soter S. (1971) The dust belts of Mars // CRSR Report 462. Cornell Univ. Ithaca. N.Y., 1971.

Thomas P., Veverka J., Bloom A., Duxbury T. (1979) Grooves on Phobos: Their distribution, morphology and possible origin // J. Geophys. Res. 1979. V. 84. № B14. P. 8457–8477.

Thomas P., Veverka J. (1980) Crater densities on the satellites of Mars // Icarus. 1980. V. 41. P. 365–380.

Thomas P.C., Robinson M.S., Veverka J., Murchie S. (2001) Shoemaker crater as a major source of ejecta on asteroid 433 Eros // Nature. 2001. V. 413. P. 394–396.

Veverka J., Thomas P.C., Robinson M. et al. (2001) Imaging of small-scale features on 433 Eros from NEAR: Evidence for a complex regolith // Science. 2001. V. 292. P. 484–488.

Willner K., Oberst J., Shi X., Hoffman H. (2010) Phobos Digital terrain model (DTM) and coordinate refinement for Phobos-Grunt mission support // The first Moscow Solar System Symposium (1M-S3), Moscow, October 11-15, 2010, <http://ms2010.cosmos.ru/abstr.htm>.

А. Т. Базилевский, Т. В. Шингарева
Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН, Москва

Для выведения КА «Фобос-Грунт» на опорную орбиту искусственного спутника Земли будет использована ракета-носитель (РН) «Зенит-2СБ40» в составе космического ракетного комплекса «Зенит-М». Головной разработчик – ГП «КБ «Южное» (г.Днепропетровск, Украина), головной изготовитель – ГП «ПО «ЮМЗ»» (г.Днепропетровск, Украина).

Выбор РН «Зенит-2СБ40» обусловлен ее энергетическими возможностями, которые полностью соответствуют требованию по выводимой массе КА «Фобос-Грунт».

Двухступенчатая ракета-носитель «Зенит-2СБ40» создана на базе РН «Зенит-2С» комплекса «Морской старт» в конфигурации с повышенными энергетическими характеристиками (реализовано начиная с РН № SL16) и применением на первой ступени маршевого двигателя РД 171 М.

В качестве компонентов топлива используются керосин и жидкий кислород. До настоящего времени произведено 73 пуска РН типа «Зенит», из них 66 успешных.

РН для запуска КА «Фобос-Грунт» имеет следующие особенности:

- на магистрали подачи неохлажденного гелия на головной обтекатель и на неиспользуемые электроразъемы бортовой кабельной сети (БКС) установлены заглушки;
- доработана БКС системы управления (СУ) и системы измерений (СИ);
- применен обтекатель входа термостатирующего воздуха на приборном отсеке РН, как на РН «Зенит-2СБ60».

Ракета космического назначения (РКН) «Зенит-2СБ40» включает:

- ракету-носитель «Зенит-2СБ40»,
- космическую головную часть в составе:
 - КА «Фобос-Грунт»
 - переходный отсек (ПХО)
 - головной обтекатель (ГО) диаметром 4100 мм и длиной 10 400 мм.

Переходный отсек и головной обтекатель разработаны и изготавливаются ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина».

Стартовая масса РКН ~460 т, масса КА «Фобос-Грунт» ~12 100 кг.

При запуске РН используется базовое направление с азимутом пуска $A=64,2^\circ$ ($i=51,4^\circ$) с выделенными районами падения отделяемой части (ОЧ) первой ступени и створок головного обтекателя (табл. 1).

Для подготовки РН используется технический комплекс РН (ТП 11П577), расположенный на космодроме «Байконур».

Активный участок полета 1-й ступени РН «Зенит-2СБ» осуществляется в течение первых ~149 с полета. Разворот по крену для совмещения плоскости I-III с плоскостью стрельбы начинается на ~14 с полета. Выполнение ограничения максимальной номинальной продольной перегрузки обеспечивается выбором времени начала дросселирования двигателя. Район падения ОЧ 1-й ступени расположен на расстоянии ~884 км от точки старта на территории Республики Казахстан. Трасса полета показана на рис. 1. Телеметрическая информация на участке полета 1-й ступени принимается наземными станциями Байконура.

Запуск рулевого двигателя 2-й ступени осуществляется до разделения ступеней. После разделения 1-й и 2-й ступеней запускаются тормозные двигатели 1-й ступени и маршевый двигатель 2-й ступени. Маршевый и рулевой двигатели работают одновременно в течение следующих ~5 мин полета, после чего маршевый двигатель 2-й ступени отключается. Рулевой двигатель продолжает работать еще ~87 с.

Сброс головного обтекателя осуществляется примерно на 306-й с полета (~157-

Таблица 1

Отделяемая часть РКН	Удаление от точки старта, км	Географические координаты центра		Размеры, км	
		широта северная	долгота восточная	по длине	по ширине
ОЧ первой ступени	884	48°45′	74°36′	±25	±15
Створки ГО	1924	51°19′36″	88°36′	±55	±30

я с полета 2-й ступени) из условия обеспечения падения в район, расположенный на дальности ~1924 км, в Сибири. Значение свободномолекулярного теплового потока на момент сброса головного обтекателя составляет 35 Вт/м².

Прием телеметрической информации на участке полета 2-й ступени осуществляется наземными станциями г.Байконур и г.Красноярск.

В результате работы первых двух ступеней формируется опорная орбита со следующими параметрами:

наклонение к экватору.....	51,4°
высота перигея.....	200 км
высота апогея.....	340 км
аргумент перигея.....	25,0°
оскулирующий период обращения.....	1 ч 29 мин 55 с

Таблица 2

Основные характеристики	1-я ступень	2-я ступень
Стартовая масса РКН без полезного груза, кг	446 374	92 975
Масса головного обтекателя, кг	-	1680
Конечная масса ОЧ, кг	32 944	9915
Масса топлива, расходуемая в полете на создание тяги, кг, в т.ч.:		
рабочий запас топлива	320 261	81 103
расход из заливки двигателя	320 127	81 085
гарантийный запас топлива, кг	134	18
Достартовый расход топлива, кг	2400	565
Достартовый расход топлива, кг	1100	118
Номинальная тяга двигателей на основном режиме (у Земли / в пустоте), кгс:		
маршевых	740 000 / 806 400	- / 93 000
рулевого	-	- / 8100
Номинальный удельный импульс двигателей на основном режиме (у Земли / в пустоте), м/с:		
маршевых	3035/3306	- / 3432
рулевого	-	- / 3361
Номинальный секундный расход на основном режиме, кг/с:		
через маршевые двигатели	2391,46	265,34
через рулевой двигатель	-	23,629
Номинальное массовое соотношение компонентов топлива на основном режиме:		
маршевых двигателей	2,63	2,6
рулевого двигателя	-	2,4



Рис. 1. Точки падения и трасса полета РКН

По командам СУ РН производится сброс створок ГО, отделение КА от 2-й ступени РН «Зенит-2СБ40».

Отделение КА производится на высоте 259 км над точкой 51,17° с.ш. и 106,46° в.д. (примерно над Улан-Удэ).

Ракета-носитель «Зенит-2СБ40» показана на рис. 2.

Основные характеристики РН «Зенит-2СБ40» представлены в табл. 2.

Примечания:

1. В «сухую» и конечную массу отделяемой части второй ступени включена масса переходника КГЧ 390 кг.
2. Величина тяги двигателя первой ступени приведена для расположения осей камер двигателя параллельно оси РН, в рабочем положении оси камер двигателя отклонены на 4,5° в радиальном направлении срезом сопла от оси РН.
3. Дополнительная осевая сила, обусловленная взаимодействием струй двигателей второй ступени:
при работе маршевого и рулевого двигателей +40 кгс;
при автономной работе рулевого двигателя + 24 кгс.

Переходный отсек

Переходный отсек обеспечивает механическую и электрическую стыкуемость космической головной части и ракеты-носителя. ПХО изготовлен из алюминиевого сплава и состоит из внешнего и внутреннего силовых контуров (рис. 3). Внешний контур представляет собой металлическую оболочку, подкрепленную продольно-поперечными силовыми элементами. Внутренний контур состоит из трубчатой (ферменной) конструкции с верхним кольцевым шпангоутом. Внешний контур передает на РН нагрузки от головного обтекателя, внутренний – нагрузки от космического аппарата.

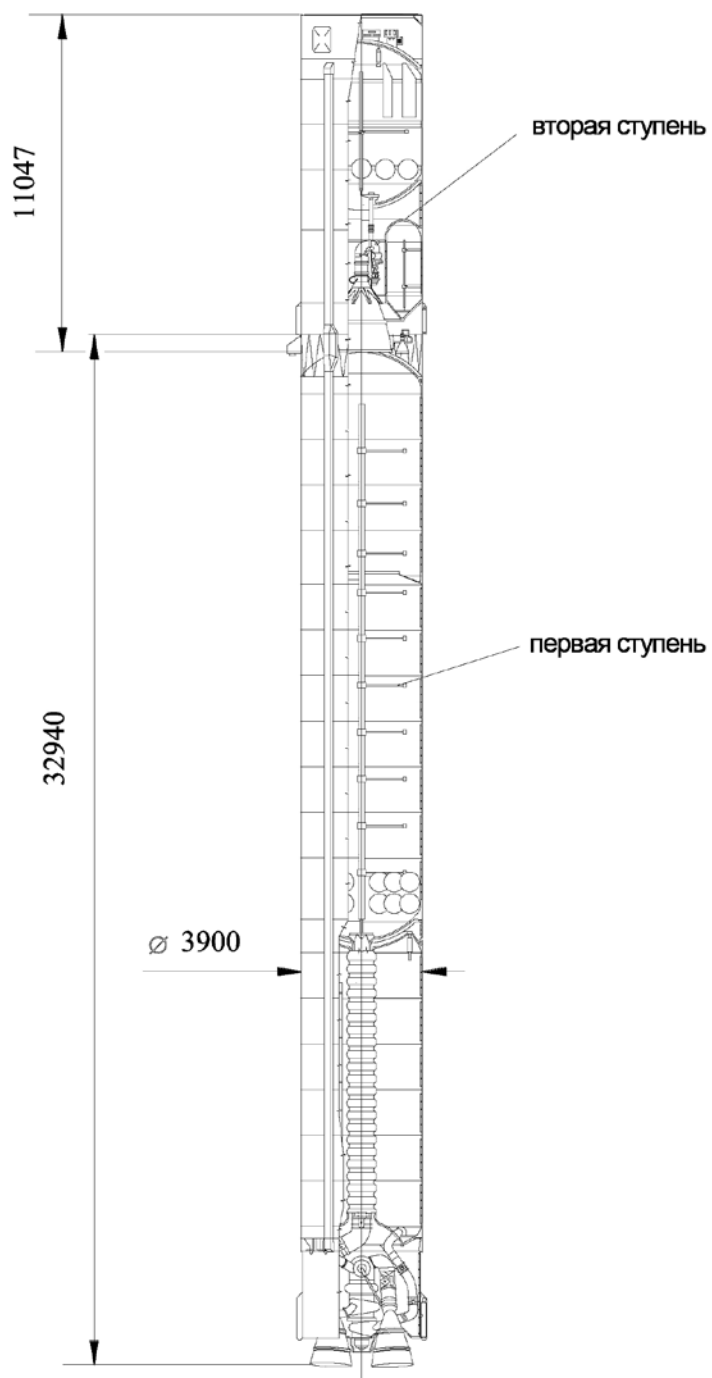


Рис. 2. Ракета-носитель «Зенит-2SB40»



Рис. 3. Переходный отсек

На переходном отсеке установлены:

- электрические разъемы для связи КГЧ с РН;
- самозакрывающаяся крышка люка выхода воздуха воздушной системы термостатирования КГЧ;
- телеметрическая система для контроля внешних условий КГЧ при полете в составе РН;
- антенны телеметрической системы;
- транзитный воздуховод системы термостатирования КГЧ воздухом высокого давления;
- система отделения космического аппарата.

Для стыковки КГЧ с РН в переходном отсеке предусмотрены технологические люки.



Рис. 4. Головной обтекатель КА «Фобос-Грунт»

Головной обтекатель

Головной обтекатель предназначен для защиты космического аппарата, выводимого РН, от воздействия набегающего аэродинамического потока и аэродинамического нагрева. ГО снабжен устройствами, обеспечивающими возможность термостатирования КГЧ как в процессе транспортирования на техническом комплексе, так и в процессе нахождения на стартовом комплексе. При наземной эксплуатации КГЧ на технических и стартовом комплексах ГО предохраняет КА от метеорологических воздействий (дождя, снега, обледенения, града, ветра и пыли).

Головной обтекатель показан на рис. 4 и 5 (Космический полет, НПО им. С.А.Лавочкина, 2010).

Выбранные средства выведения КА «Фобос-Грунт» позволяют в полной мере решить все стоящие перед проектом задачи.



Рис. 5. Головной обтекатель КА «Фобос-Грунт». Вид изнутри

Литература

Космический полет, НПО им. С.А.Лавочкина / Под ред. д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и д-ра техн. наук, проф. В.В. Ефанова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 148.

В.А. Асюшкин, С.В. Ишин
НПО им. С.А.Лавочкина

3.2 КОНСТРУКЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Конструктивно-компоновочная схема

Целевая задача, решаемая космическим аппаратом, – доставка на Землю грунта со спутника Марса Фобоса – определила облик его конструкции. Аппарат выполнен по сложной многоступенчатой схеме, поскольку в процессе его полета к Фобосу, а затем к Земле должно производиться отделение различных блоков, выполнивших свою задачу. Дополнительная сложность конструкции определена в связи с принятым решением о совместном полете КА «Фобос-Грунт» с малым китайским КА УН-1. Поскольку данное решение было принято на достаточно позднем этапе, когда основные элементы конструкции аппарата были уже спроектированы, потребовалось ввести дополнительный элемент конструкции – разделяемую ферму, отодвинув маршевую двигательную установку от космического аппарата и разместив в образованном промежутке китайский миропутник.

Получившаяся в результате конструктивно-компоновочная схема представлена на рис. 1.

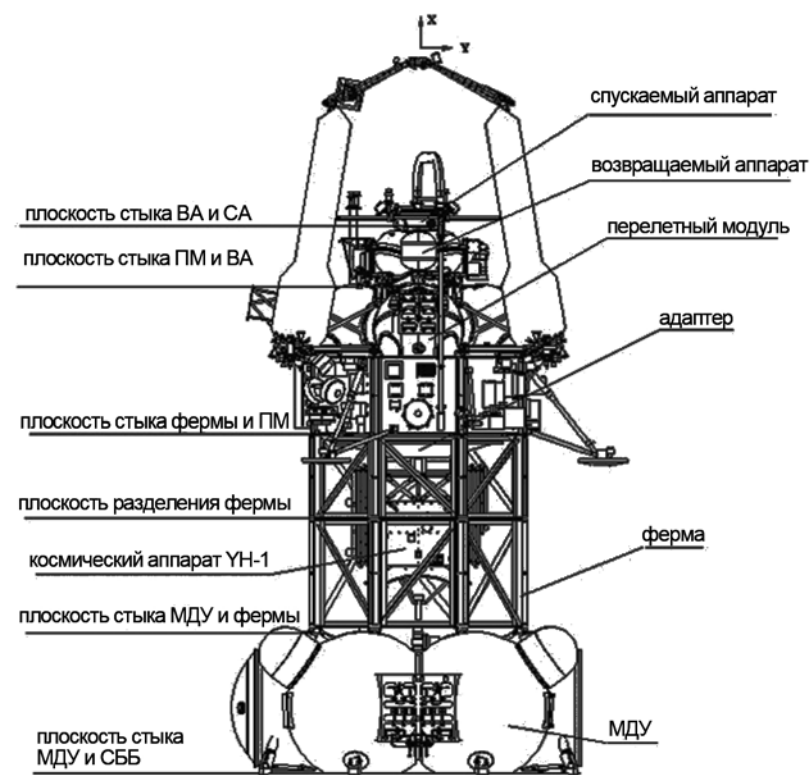


Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема КА «Фобос-Грунт»

Размещение китайского КА изменило массово-центровочные характеристики КА «Фобос-Грунт», заставило ввести в маршевую двигательную установку сбрасываемый блок баков, две дополнительные системы отделения и в итоге перейти на новый носитель «Зенит 3Ф». Все это привело к изменению проекта – разработке новых конструктивных элементов, новых динамических моделей КА, про-

ведению нового совместного с РН динамического анализа нагрузок, дополнительным прочностным расчетам, переработке программы прочностных испытаний.

В целом космический аппарат состоит из последовательно соединенных системами разделения основных блоков: маршевой двигательной установки (МДУ), переходной фермы (ПФ), перелетного модуля (ПМ), возвращаемого аппарата (ВА) и спускаемого аппарата (СА). Внутри переходной фермы закреплен адаптер с китайским спутником УН-1. Весь космический аппарат с помощью восьми пироболтов крепится к внутренней ферме переходного отсека, к внешней оболочке которого стыкуется головной обтекатель, образуя тем самым космическую головную часть.

Маршевая двигательная установка, выполненная на основе двигательной установки (ДУ) универсального разгонного блока «Фрегат-СБ», состоит из главной двигательной установки и сбрасываемого топливного бака. Все основные конструктивные элементы МДУ преемственны с разгонным блоком, силовая конструкция которого прошла полную прочностную отработку с полезной нагрузкой, существенно превышающей по массе КА «Фобос-Грунт». Кроме того, разгонный блок «Фрегат-СБ» успешно использовался при запуске космических аппаратов «Электро-Л».

Конструктивно-силовой основой главной двигательной установки является блок баков оригинальной компоновочной и силовой схемы, не имеющей аналогов ни в отечественной, ни в зарубежной космической технике. В этой конструкции отчетливо проявился принцип проектирования, широко используемый в НПО им. С.А. Лавочкина на протяжении многих лет в конструкциях космических аппаратов, а именно использование тонкостенных оболочечных герметичных конструкций в качестве силовых элементов, способных воспринимать значительные инерционные нагрузки от ответных элементов конструкции КА и от собственного массы. Силовая схема блока баков представляет собой торосферическую конструкцию, состоящую из шести сферических оболочек, герметично соединенных между собой через распорные шпангоуты аргоно-дуговой сваркой. Четыре сферических отсека являются топливными емкостями, два – приборными отсеками. Для передачи продольных инерционных нагрузок от выводимого КА герметичные сферические емкости «протыкаются» восемью силовыми штангами – по одной на каждый топливный бак и по две на приборный отсек. С целью снижения массы силовые штанги выполнены из перспективного композиционного материала Ал-В, имеющего высокие прочностные и жесткостные характеристики. Для увеличения массы заправляемого топлива сферические баки имеют дополнительные емкости (по две на каждый бак), конструктивно связанные с основными баками и имеющие с ними общую полость. Такое решение реализовано на разгонном блоке «Фрегат-СБ» при запуске КА «Электро-Л» и подтверждено соответствующими прочностными испытаниями.

Сбрасываемый блок баков также имеет оригинальную конструкцию и представляет собой тороцилиндрическую оболочку, разделенную герметичными перегородками на четыре топливных бака. Для передачи сосредоточенных инерционных сил от главной ДУ с установленным на ней космическим аппаратом оболочка снабжена восемью силовыми шпангоутами с вертикальными распорными стержнями. В данной силовой схеме осевая нагрузка и изгибающий момент передаются через распорные стержни, боковая нагрузка – сдвигом оболочки блока баков. Таким образом, как сбрасываемый блок баков, так и главная ДУ выполнены по несущей силовой схеме.

Переходная ферма выполнена в виде двухъярусной конструкции. Стыковка двух ярусов осуществляется с помощью системы разделения в виде восьми пироболтов и пружинных толкателей. С помощью данной системы от космического аппарата отделяется МДУ с нижним ярусом фермы после завершения тормоз-

ного маневра при подлете к Марсу. Верхний ярус фермы с помощью аналогичной системы разделения в верхнем сечении крепится к перелетному модулю КА. Также в верхнем сечении в восьми точках к ферме крепится адаптер китайского микроспутника. Адаптер состоит из трех элементов – пологой конической проставки, цилиндрической проставки и четырехточечной ферменной конструкции, к свободному сечению которой с помощью системы отделения крепится китайский КА. Китайский спутник отделяется от КА «Фобос-Грунт» после выхода его на орбиту Марса, после чего от перелетного модуля отделяется верхний ярус фермы с адаптером. После данной операции КА «Фобос-Грунт» готов к посадке на поверхность Фобоса.

Перелетный модуль в силовом отношении состоит из двух последовательно соединенных основных блоков – приборного отсека и двигательной установки ПМ.

Приборный отсек выполнен по негерметичной схеме и геометрически представляет собой восьмигранную призму. Силовую основу отсека составляет каркас из восьми вертикальных силовых балок, объединенных профилями углового сечения в единую сварную конструкцию. В образовавшихся таким образом восьми гранях установлены трехслойные панели с тепловыми трубами для обеспечения теплового режима служебной и научной аппаратуры, которая размещается на этих панелях. Помимо этого, панели играют самостоятельную роль в силовой схеме приборного отсека – они передают перерезывающую нагрузку от вышестоящей части КА к переходной ферме, тогда как осевая сила воспринимается силовыми балками.

Каркас приборного отсека служит также для размещения внешнего оборудования КА, в том числе панелей солнечных батарей, параболической антенны с двухступенным приводом, манипулятора для забора грунта с поверхности Фобоса и грунтоперегрузочного устройства, а также посадочного устройства.

Блок баков ПМ выполнен по стандартной для НПО им. С.А. Лавочкина силовой схеме. Четыре сферических бака – два бака окислителя и два бака горючего – связаны между собой цилиндрическими проставками. Весь блок баков с помощью восьми конических кронштейнов, приваренных к поверхности сферических баков, крепится к верхнему торцу балок каркаса ПМ болтовым соединением. Такая схема позволяет не только обеспечить прочность конструкции блока баков, но и ужесточает верхний стык каркаса ПМ, воспринимая радиальные распорные нагрузки. К каждому из четырех баков в верхней части приварены кронштейны (всего четыре), к которым с помощью системы разделения крепится возвращаемый аппарат.

Посадочное устройство предназначено для обеспечения «мягкой», с заданными перегрузками, посадки перелетного модуля на поверхность Фобоса. Посадочное устройство представляет собой механическую систему из трех опор, которые через специальные кронштейны установлены на каркасе приборного отсека. Каждая опора состоит из амортизатора, подкоса и опорной пяты.

Основным элементом опоры посадочного устройства является амортизатор. Он представляет собой подвижное сочленение двух цилиндрических труб различного диаметра. Под действием нагрузки внутренняя труба (плунжер) с коническим наконечником внедряется во внешнюю трубу, в результате чего происходит пластическая деформация стенок внешней трубы и поглощение кинетической энергии аппарата на длине хода амортизатора. В результате ударные нагрузки на космический аппарат снижаются до величин не более 3 g, что не превышает нагрузок активного участка.

Нижний конец амортизатора шарнирно прикреплен к подкосу. Подкос посадочного устройства – это сварное соединение двух одинаковых тонкостенных цилиндрических труб из сплава Амг-6, верхние концы которых шарнирно крепятся к перелетному модулю, а нижние концы приварены к V-образному кронштейну, в который на резьбе установлена сферическая опора. На сферической опоре

кронштейна закреплена опорная пята, выполненная в виде диска и предназначенная для уменьшения удельного давления на поверхность Фобоса, а также для поглощения энергии при боковом ударе о препятствие за счет собственной деформации.

Изначально посадочное устройство было спроектировано так, что клиренс перелётного модуля составлял 250 мм. Но в связи с увеличением массы перелётного модуля в момент посадки на Фобос с 870 кг до 1200 кг потребовалось увеличить клиренс. Для этого была увеличена длина корпуса амортизатора.

В связи с тем, что гравитационное ускорение на Фобосе мало (меньше $0,01 \text{ м/с}^2$), для обеспечения устойчивости перелётного модуля при посадке на нём установлены четыре двигателя с векторами тяг, направленными вдоль продольной оси -X перелётного модуля. Двигатели включаются в момент касания опорных пят ПМ поверхности Фобоса. Тяга каждого двигателя $55 \pm 5 \text{ Н}$.

Исследование устойчивости при посадке проводилось теоретически с использованием математической модели перелётного модуля, учитывающей геометрию ПМ и посадочного устройства, инерционно-массовые характеристики ПМ и механические характеристики амортизатора, полученные экспериментально.

Динамические расчёты посадки перелётного модуля на Фобос показывают, что конструкция посадочного устройства обеспечивает необходимый минимальный уровень нагрузок на аппаратуру перелётного модуля, а также позволяет сохранить его устойчивость. Исходными данными для расчета являются вертикальная ($1,0 \dots 2,0 \text{ м/с}$) и горизонтальная (не более $0,75 \text{ м/с}$) скорость ПМ в момент его касания поверхности Фобоса, угол склона до 15° , рельеф поверхности – кратеры глубиной до 1 м и камни высотой до $0,25 \text{ м}$. Расчёты показали, что конструкция посадочного устройства позволяет сохранить устойчивость ПМ во всех рассмотренных расчетных случаях.

Возвращаемый аппарат. Основной конструкции возвращаемого аппарата является блок баков двигательной установки. Двигательная установка ВА разработана организацией «ФГУП НИИМАШ» (г. Нижняя Солда), прошла испытания на все виды механического нагружения и огневые испытания. Блок баков также представляет собой жесткую связку четырех сферических баков – два бака окислителя и два бака горючего. На баке закреплены панели - тепловая сотовая панель (ТСП) со служебной и научной аппаратурой, стационарная солнечная батарея и спускаемый аппарат.

Спускаемый аппарат, предназначенный для доставки грунта с Фобоса на Землю, относится к классу сегментально-конических тел. Конструктивно СА состоит из лобового экрана в виде затупленного конуса с углом при вершине 90° и конической крышки. Лобовой экран покрыт стеклосотами и слоем теплозащиты, которая выгорает при спуске СА в атмосфере Земли. Внутри СА к верхней крышке на срезных штифтах прикреплен корпус с агрегатами, который включает контейнер для грунта и три капсулы.

Корпус с агрегатами окружен системой амортизации из изолана 7ПМ/4. Амортизация СА предназначена для уменьшения ударных нагрузок при посадке СА на Землю и сохранения образцов грунта Фобоса. В герметичные капсулы СА планируется поместить бактерии для исследования влияния на них космических условий.

Процесс автономного функционирования СА, после отделения его от возвращаемого аппарата (ВА), включает:

- внеатмосферный полет до входа в атмосферу;
- спуск и торможение в атмосфере;
- посадка на поверхность Земли.

Условия входа СА в атмосферу Земли зависят от траектории возврата ВА, окончательный выбор которой будет производиться уже в ходе проведения экспедиции после осуществления посадки на Фобос. Интервал времени от отделения СА

до входа в атмосферу может составлять от нескольких минут до нескольких часов.

Траектория СА зависит от угла входа СА, который может принимать значения от -35° до -45° . СА производит спуск по баллистической траектории, без использования системы управления спуском. Торможение спускаемого аппарата в атмосфере Земли происходит при помощи его лобового экрана.

В процессе спуска СА на него действует продольная перегрузка $n_{\text{пр}} = 174 \dots 273$.

Продолжительность спуска СА в атмосфере Земли составляет $400 \dots 540 \text{ с}$. Анализ динамики движения СА в атмосфере Земли показывает, что аппарат сохраняет устойчивость на всей траектории движения в атмосфере.

Вертикальная скорость посадки СА на поверхность Земли (без учета скорости ветра) составляет $27,1 \dots 34,2 \text{ м/с}$. Горизонтальная скорость посадки СА на поверхность Земли определяется скоростью ветра у поверхности и не превышает $13,4 \text{ м/с}$ (3σ), при математическом ожидании $\approx 5,1 \text{ м/с}$.

При посадке на поверхность Земли СА испытывает кратковременное ударное воздействие с большими перегрузками. Расчёты динамики посадки СА показывают, что максимальная перегрузка контейнера с грунтом – 3600, максимальная перегрузка лобового экрана – 8100, длительность действия перегрузок $1 \dots 3 \text{ мс}$, максимальное сжатие изолана – 30 мм. Но даже при таких перегрузках контейнер с грунтом сохраняет герметичность, и грунт остаётся внутри контейнера.

Таким образом, представленная конструктивно-компоновочная схема содержит все необходимые элементы, позволяющие выполнить задачу доставки грунта с Фобоса. Все составные части аппарата прошли полную прочностную отработку и готовы к летной эксплуатации.

А.С. Бирюков, В.П. Макаров, В.А. Стулов
НПО им. С.А. Лавочкина

СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ

Спускаемый аппарат (СА) входит в состав возвращаемого аппарата (ВА) и предназначен для размещения в нём образцов грунта Фобоса, взятых от системы перегрузки грунтозаборного комплекса (ГЗК). Отделившись от ВА на внеатмосферном и атмосферном участках, СА осуществляет автономный полет, торможение и посадку в заданном районе поверхности Земли. После обнаружения СА на Земле аппарат помещается в герметичный контейнер и доставляется в наземный научный комплекс.

Требования к забираемому грунту:

- тип забираемого грунта – реголит и консолидированные фрагменты;
- размер консолидированных фрагментов – от 5 до 15 мм;
- суммарный объем загружаемых в устройство перегрузки образцов вещества Фобоса – не менее 100 см³.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И ИНЕРЦИОННО-МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Спускаемый аппарат предназначен для сохранения капсулы с грунтом при посадке на Землю. В СА установлены три капсулы с образцами для проведения биологических экспериментов. Во время входа в атмосферу и удара о поверхность аппарат подвержен высоким термическим и динамическим нагрузкам.

Форма спускаемого аппарата представляет собой 90-градусный конус с радиусом округления у вершины. Масса аппарата 7,5 кг, мидель 450 мм, масса доставляемой капсулы с грунтом 0,5 кг. Спускаемый аппарат состоит из алюминиевого корпуса, теплоизоляционной защиты, амортизатора, силового корпуса и установленной в него капсулы с грунтом. Наружный слой является теплоизоляционной защитой, выполненной из двух слоев различной толщины. Первый слой – стеклотекстолит, последующий – стеклотекстолит. Теплоизоляционная защита нанесена на алюминиевый корпус. Внутри алюминиевого корпуса установлен амортизатор. Амортизатор выполнен из изолана и служит для защиты силового корпуса от повышенных перегрузок при ударе СА о поверхность Земли. Защитный корпус изготовлен из титанового сплава и предназначен для обеспечения сохранности капсулы с грунтом. Основные геометрические параметры СА приведены на рис. 1.

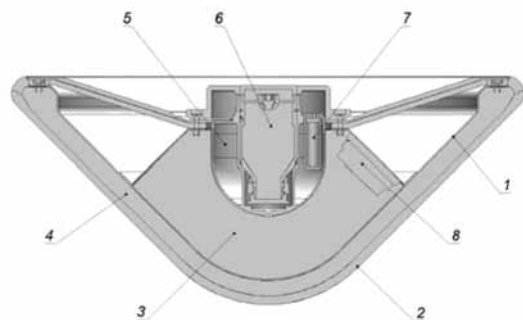


Рис. 1. Форма спускаемого аппарата:

1 - экран; 2 - теплозащитное покрытие; 3 - амортизатор (изолан 7ПМ/4); 4 - стеклосоты; 5 - контейнер; 6 - контейнер для грунта; 7 - капсула с биоматериалом (3шт.); 8 - Фобос-капсула БиоФобос - "Лайф".

Масса СА при движении в атмосфере, его инерционные характеристики и центровка приведены в табл. 1.

Таблица 1. Массовые, инерционные и центровочные характеристики СА (разброс)

Масса, кг	Координаты ц.м., м			Моменты инерции, кгм ²		
	X	Y	Z	I _x	I _y	I _z
6,467	0,139	0	0	0,128	0,082	0,082
(+1,0)	-	(±0,002)	(±0,002)	(±15%)		

Примечание. За базу отсчета по оси X для СА принята нижняя точка лобового экрана.

Масса уноса теплозащитного покрытия (ТЗП) при спуске в атмосфере была рассчитана на основании величины линейного уноса $\Delta\sigma$ ТЗП по обводу СА, максимальное и минимальное значения которого приведены на рис. 2. Величина массы уноса ТЗП составляет $m_{\text{уноса}} = 0,767 \pm 0,304$ кг.

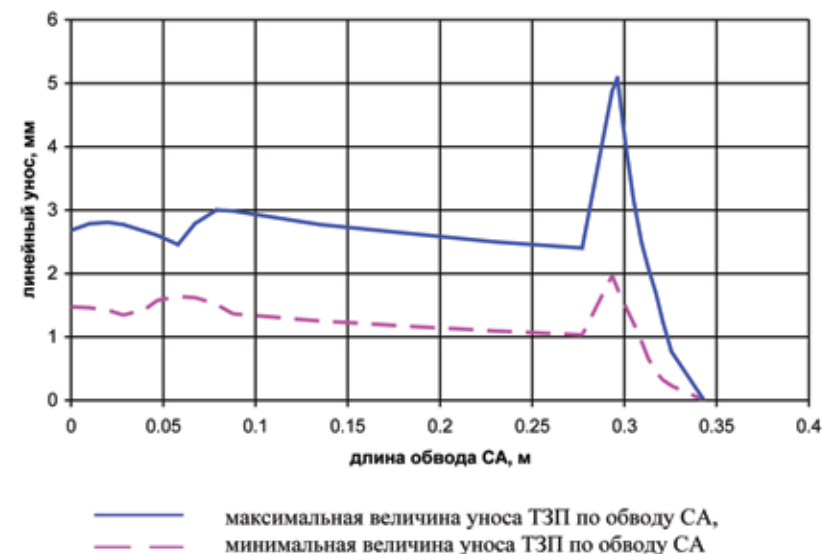


Рис. 2. Линейный унос ТЗП по обводу СА

ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Тепловая защита (ТЗ) спускаемого аппарата «Фобос-Грунт» предназначена для обеспечения заданного теплового режима элементов конструкции и оборудования в процессе аэродинамического торможения в атмосфере планеты Земля. Этот кратковременный (продолжительностью ~10 с), но весьма ответственный этап функционирования аппарата характеризуется действием значительных перегрузок на конструкцию, а также пиковыми теплосиловыми воздействиями на теплозащиту образующейся перед СА высокотемпературной плазмы. При этом, по расчетам, максимальная температура торможения в слое за ударной волной будет достигать значений порядка 12 000 К.

Отметим, что успешная реализация таких сложных экспедиций во многом определяется надежностью работы ТЗ СА на этапе аэродинамического торможения в атмосфере планеты.

Система тепловой защиты спускаемого аппарата рассматривается как результат сложной комплексной разработки, основанной на опыте создания ТЗ извест-

ных СА (типа «Луна», «Венера») и на научно-технических достижениях соответствующих прикладных направлений. Конструкция ТЗ представляет собой твердую оболочку переменной толщины по обводу, последовательно нанесенную по определенной технологии на металлический корпус аппарата. Оболочка, включающая лобовую и донную области, выполняется в виде неметаллического теплозащитного покрытия (ТЗП), состоящего из внешнего, промежуточного и внутреннего слоев.

При создании тепловой защиты СА «Фобос-Грунт» были выполнены следующие работы:

- расчетно-теоретические исследования по конкретным исходным данным предельных траекторий входа СА в атмосферу Земли и определение изменения по этим траекториям параметров газодинамического и теплового воздействия на аппарат;
- расчетное исследование особенностей уноса ТЗП и прогрева конструкции тепловой защиты по обводу СА для заданных траекторий входа аппарата;
- выбраны схема ТЗ и теплозащитные материалы;
- отработана технология изготовления тепловой защиты СА;
- проведены серии экспериментальных исследований на различных плазмотронных установках как на стадии определения теплозащитных свойств материалов-претендентов, так и при наземной отработке элементов конструкции тепловой защиты СА.

В конструкции тепловой защиты СА реализована схема, согласно которой часть внешнего теплозащитного покрытия уносится при аэродинамическом торможении аппарата, а оставшаяся часть ТЗП и последующие слои, представляя собой высокотемпературную изоляцию, обеспечивают заданный тепловой режим конструкции и оборудования СА на последующих этапах – спуска и нахождения на поверхности планеты.

Положительные результаты наземной отработки тепловой защиты СА на высокоэнтальпийных плазмотронах по соответствующим программам подтвердили ее надежность и готовность СА к летно-конструкторским испытаниям. При этом по результатам сравнительных испытаний на заданных режимах воздействия струи плазмотрона из семи материалов-претендентов в качестве ТЗП был выбран асбопластик. На рис. 3 приведен пример испытания образца асбопластика в сверхзвуковой высокотемпературной струе плазмотрона ЭДПГ-1,2.

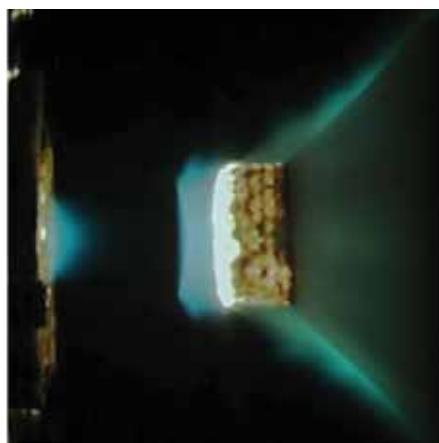


Рис. 3. Испытание образца-имитатора ТЗП на установке ЭДПГ-1,2

АВТОНОМНОЕ ДВИЖЕНИЕ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Процесс автономного функционирования СА после его отделения от ВА включает:

- внеатмосферный полет до входа в атмосферу;
- спуск и торможение в атмосфере;
- посадку на поверхность.

Схема автономного полета СА приведена на рис. 4.

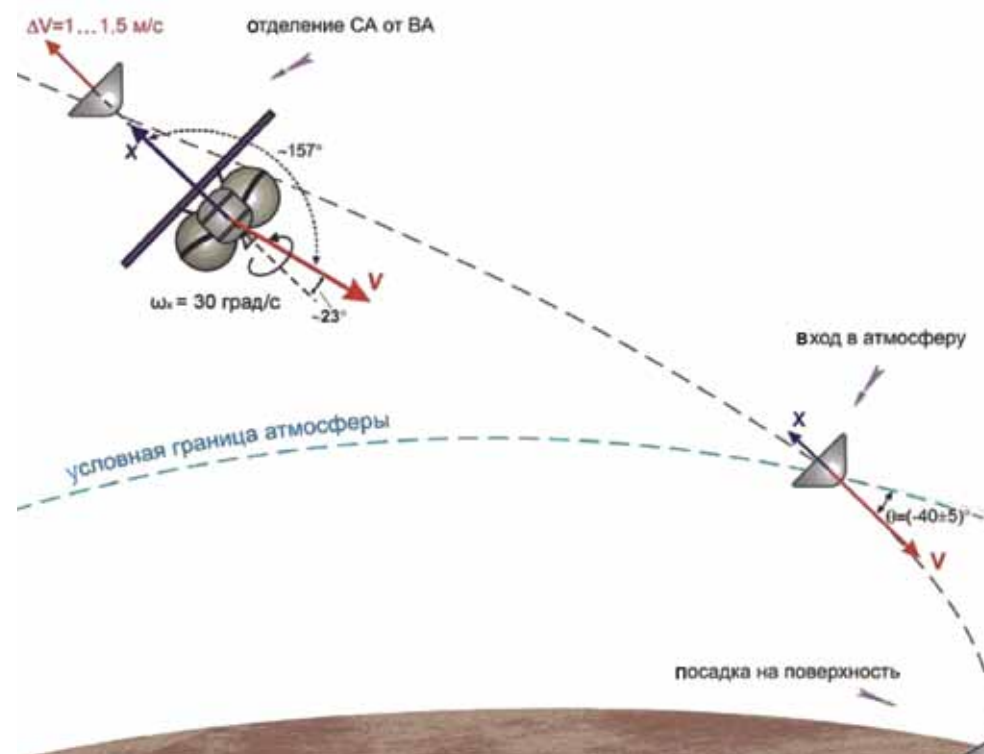


Рис. 4. Схема полета СА «Фобос-Грунт»

Для минимизации угла атаки СА при входе в атмосферу возвращаемый аппарат перед отделением СА ориентируется продольной осью X в направлении, противоположном вектору относительной скорости СА на момент его входа в атмосферу Земли. При данной ориентации производится закрутка ВА относительно оси X с угловой скоростью $\omega_x = 30 \pm 1$ град/с, отделение СА и теплозащитной крышки СА. Система отделения должна обеспечивать относительную скорость отделения СА от ВА $\Delta V \sim 1 \dots 1,5$ м/с.

Интервал времени от момента отделения СА от ВА до входа СА в атмосферу ($\Delta t = 7200$ с) выбирался из условия обеспечения теплового режима СА, безопасного расхождения СА и ВА, а также надежного обнаружения и сопровождения СА наземными средствами слежения.

Для обеспечения ориентированного входа в атмосферу с пространственным углом атаки не более 30° угловые скорости ω_y, ω_z СА при отделении не должны превышать 2,5 град/с, а соотношение центробежных и осевых моментов инерции

с учетом допусков должно удовлетворять следующим условиям:

$$\left| \frac{I_{xy}}{I_x - I_y} \right| < 0,1; \quad \left| \frac{I_{xz}}{I_x - I_z} \right| < 0,1.$$

Схема спуска СА в атмосфере предполагает использование баллистической траектории спуска (с нулевым аэродинамическим качеством), не требующей применения системы управления спуском.

Торможение аппарата в атмосфере обеспечивается при помощи лобового экрана СА диаметром 0,45 м в виде затупленного конуса с углом при вершине 90°, обладающего коэффициентом лобового сопротивления $C_x (M > 8) = 1,06$.

В процессе спуска аппарат подвергается воздействию значительных продольной перегрузки ($n_{x \max} = 160 \dots 278$ ед.) и скоростного напора ($q_{\max} = 51,2 \dots 114,8$ кПа). Продолжительность спуска в атмосфере составляет 413...535 с, дальность полета в атмосфере – 89...132 км.

Вертикальная скорость посадки СА на поверхность (без учета ветра) составляет 27,6...33,3 м/с.

К моменту прохождения максимального скоростного напора значение пространственного угла атаки не превышает 1°, поперечная угловая скорость – 140 град/с.

При статистической обработке данных расчета 500 траекторий спуска СА по методу Монте-Карло получены следующие результаты (среднее $\pm 3\sigma$):

- скорость СА относительно поверхности Земли:
 $V_{отн} = 30,10 \pm 2,58$ м/с для $m_{СА} = 6,467$ кг;
 $V_{отн} = 32,58 \pm 2,37$ м/с для $m_{СА} = 7,467$ кг;
- вертикальная скорость посадки СА на поверхность:
 $V_{в} = 29,38 \pm 1,44$ м/с для $m_{СА} = 6,467$ кг;
 $V_{в} = 31,86 \pm 1,35$ м/с для $m_{СА} = 7,467$ кг;
- горизонтальная скорость посадки СА на поверхность определяется скоростью ветра у поверхности и составляет $V_{г} = 5,83 \pm 9,36$ м/с;
- размеры полуосей эллипсов рассеивания точек посадки СА для трубки траекторий радиусом 3 км:
 $\pm 8,23$ км вдоль трассы спуска;
 $\pm 4,23$ км поперек трассы спуска;
- размеры полуосей эллипсов рассеивания точек посадки СА для трубки траекторий радиусом 30 км:
 $\pm 55,82$ км вдоль трассы спуска;
 $\pm 38,20$ км поперек трассы спуска.

Выбранная схема разделения обеспечивает безопасное расхождение разделяемых элементов. На момент входа в атмосферу (высота 120 км) относительное расстояние между СА и ВА составляет $\Delta L_{ВА} = 14,76 \dots 17,05$ км, между СА и теплозащитной крышкой – $\Delta L_{КР} = 6,4 \dots 6,96$ км. К высоте 50 км, где происходит гарантированное разрушение ВА и ТЗК, расстояние между СА и ВА составляет $\Delta L_{ВА} = 11,1 \dots 17,54$ км, а расстояние между СА и ТЗК – $\Delta L_{КР} = 5,99 \dots 17,15$ км, что исключает соударение СА с ВА и ТЗК при спуске в атмосфере Земли.

Взаимное расположение разделяемых частей при входе в атмосферу схематично показано на рис. 5.

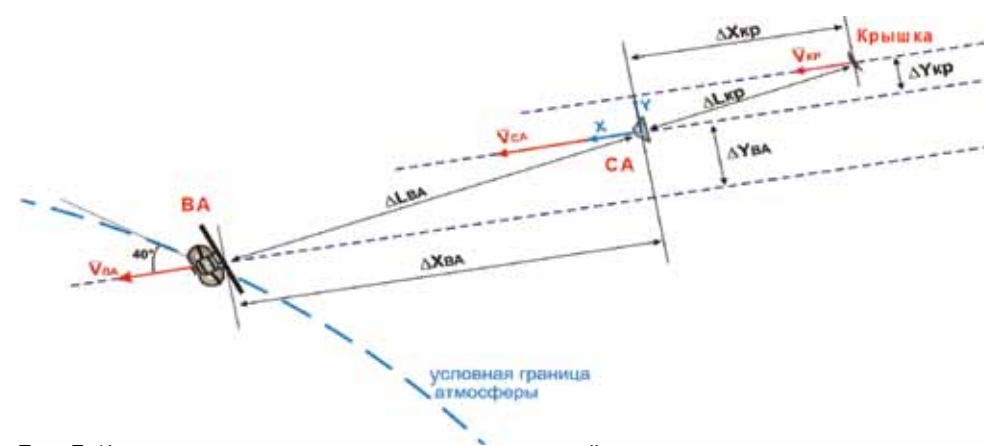


Рис. 5. Взаимное расположение разделяемых частей

ТРЕБОВАНИЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

В момент удара о грунт вертикальная составляющая вектора скорости центра масс СА относительно поверхности грунта не должна превышать 30 м/с, горизонтальная составляющая – 15 м/с. Вертикальная составляющая вектора скорости направлена вдоль гравитационной вертикали.

Перед соударением с грунтом отклонение продольной оси СА от гравитационной вертикали не превышает 15°.

В качестве твердого грунта (с максимальной несущей способностью) принимается грунт высокой связности с несущей способностью (условным пределом упругости) $\sigma_s \geq 22 \dots 23$ кг/см².

В качестве слабого грунта (с минимальной несущей способностью) принимается слабосвязный грунт с несущей способностью (условным пределом упругости) $7 \geq \sigma_s \geq 11$ кг/см².

Углы наклона грунта в районе посадки СА в пределах диапазона $\pm 3\sigma$ составляют до 12° с математическим ожиданием 5° при нормальном законе распределения.

СИСТЕМА ПОИСКА

Система поиска предназначена для обнаружения спускаемого аппарата, определения точки его приземления, эвакуации его из района посадки с последующей транспортировкой в наземный научный комплекс для проведения исследований. Для посадки СА выбран полигон РВСН «Сары-Шаган» с координатами точки прицеливания 46,33° с. ш. и 71,12° в. д.

Система поиска структурно должна состоять из:

- измерительных средств полигона РВСН «Сары-Шаган» (радиолокаторы «Дон-2Н», «Неман»; фоторегистрирующие станции видимого и инфракрасного диапазона волн);
 - авиационных средств полигона РВСН «Сары-Шаган» (два вертолёта Ми-8);
 - радиолокатора авиационного базирования с синтезированной апертурой;
 - беспилотных летательных аппаратов разработки ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина».
1. Измерительные средства полигона РВСН «Сары-Шаган» должны обеспечивать:
 - радиолокатор «Дон-2Н»:
 - определение траектории спуска СА с высоты ≈ 150 км до минимальной

высоты работы радиолокатора по тактико-техническим характеристикам (ТТХ);

- определение точки посадки СА;
 - радиолокатор «Неман»:
 - определение траектории спуска СА с высоты ≈ 150 км до минимальной высоты работы радиолокатора по ТТХ;
 - определение точки посадки СА;
 - фоторегистрирующие станции видимого диапазона волн: определение траектории спуска СА с высоты ≈ 100 км до высоты ≈ 20 км;
 - фоторегистрирующие станции инфракрасного диапазона волн: определение траектории спуска СА с высоты ≈ 100 км до минимальной высоты работы фоторегистрирующей станции по ТТХ.
2. Авиационные средства полигона РВСН «Сары-Шаган» должны обеспечивать поиск СА по данным измерительных средств полигона РВСН «Сары-Шаган» и эвакуацию СА с места посадки.
 3. Радиолокатор авиационного базирования с синтезированной апертурой должен обеспечивать поиск СА после его приземления и определение точки посадки СА.
 4. Беспилотные летательные аппараты разработки НПО им. С. А. Лавочкина должны обеспечивать поиск СА после его приземления и определение точки посадки СА с использованием данных измерительных средств полигона РВСН «Сары-Шаган».

ПОЛИГОННЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ПОИСКА

Первый этап испытаний

В период с 21.04.2009 г. по 23.04.2009 г. на полигоне «Сары-Шаган» проводились полигонные испытания элементов системы поиска.

В испытаниях участвовали два макета СА «Фобос-Грунт» (изд. 915/2 и ФС-ЭКФ-1), вертолёт Ми-8 из состава эскадрильи полигона. Сброс макетов осуществлялся на скорости вертолёта Ми-8 ~ 100 км/ч и высоте полёта 3500 м.

Данные по условиям проведения полигонных испытаний приведены в табл. 2.

Таблица 2. Данные по условиям проведения полигонных испытаний

Дата	Параметры точки сброса						Метеоусловия						
	координаты точки сброса	средства	наклон. дальн., м	угол азимута	угол места	координаты точки падения	облачность	видимость, км	скорость ветра, м/с				
21.04	46°07'30"	БРК «Неман-ПМ»	36 500	299° 8'	4°	46°07'45"	106	1,0	10				
	73°12'56"					73°12'56,5"							
21.04	46°08'	БРК «Неман-ПМ»	36 500	299° 8'	4°	46°08'33"	106	1,0	10				
	после отскока 46°08'23"												
	73°12'					73°12'06"							
после отскока 73°12' 06,2"													

Дата	Параметры точки сброса						Метеоусловия		
	координаты точки сброса	средства	наклон. дальн., м	угол азимута	угол места	координаты точки падения	облачность	видимость, км	скорость ветра, м/с
22.04	46°14'	Оптич. сред. ИП12/15	34 320/ 35 130	321°45'/ 236°31'	4°37'/ 4°15'	46°14'16"	Об. ясно	>10	1...3
	72°10'					БРК «Неман-ПМ»			
22.04	46°14'	Оптич. сред. ИП12/15	34 320/ 35 130	321°45'/ 236°31'	4°37'/ 4°15'	46°14'16"	Об. ясно	>10	1...3
	72°10'					БРК «Неман-ПМ»			
23.04	46°08'33"	БРК «Неман-ПМ»	36 500	299° 8'	4°	46°08'38"	Об. ясно	>10	1...3
	73°12'06"					73°11'59"			
23.04	46°13'05"	БРК «Неман-ПМ»	56 400	300° 35'	2° 26'	46°13'30"	Об. ясно	>10	1...3
	73°00'19"					73°00'05"			

Радиометры-пеленгаторы «Куница» зарегистрировали два объекта в канале «Полоса» (рис. 6).

По результатам обработки и анализа полученной информации (см. рис. 6) определены координаты точек падения макета СА. Наибольшая ошибка по отношению к точке падения, зафиксированная поисковой группой, равна $\Delta=833$ м.

При сбрасывании СА с вертолета (с высоты менее 4 км) радиолокатор наблюдает СА в нижней части сектора ответственности (угол места от 4 до 1°) в условиях наличия мешающих отражений от местных предметов, в том числе по боковым лепесткам приемной антенны. Поэтому для получения более точной оценки координат точки падения СА целесообразно при проведении дальнейших полигонных экспериментов увеличить высоту сбрасывания СА.

В ходе работ проведена оценка эффективной площади рассеяния макета СА, рубежи обнаружения РЛС составили не менее 350 км (рис. 7).

Второй этап испытаний

Испытания проводились в период с 24.11.10 г. по 16.12.10 г.

Цели испытаний элементов системы поиска:

- экспериментальное определение возможности наблюдения средствами измерений полигона «Сары-Шаган» макетов спускаемого аппарата «Фобос-Грунт», сбрасываемых с летательных аппаратов в районе точки предполагаемого приземления СА;
- получение экспериментальных данных для отработки методов радиолокационного поиска СА «Фобос-Грунт» радиолокатором с синтезированной апертурой («Компакт»), разработки ОАО «НИИ ТП», в условиях реальных фоновых поверхностей полигона «Сары-Шаган»;
- экспериментальное подтверждение требуемых параметров подхода СА к поверхности Земли;

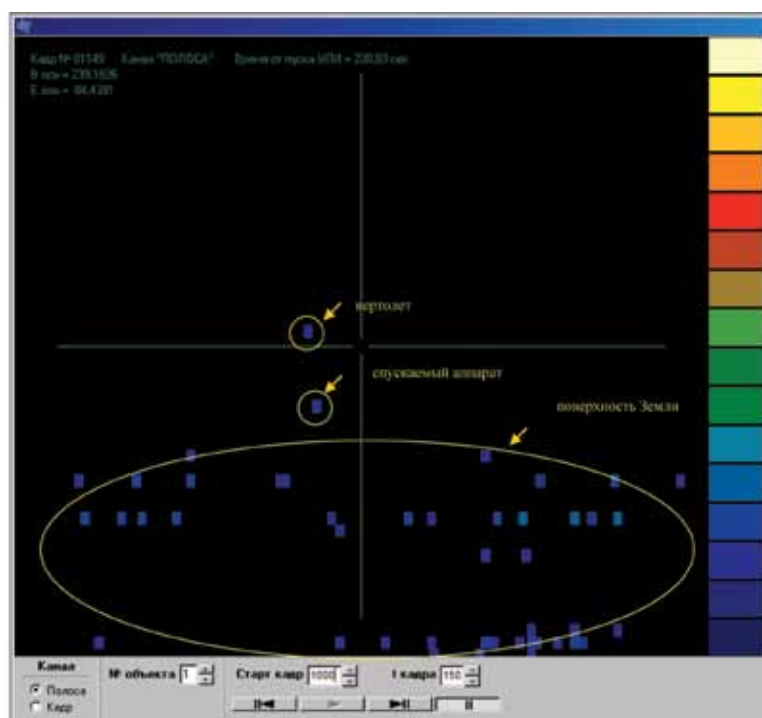


Рис. 6. Кадр информации РП «Куница»



Рис. 7. Макет СА после сброса

- определение коэффициента демпфирующего момента СА;
- сравнение внешнетраекторных параметров СА, полученных при проведении радиолокационных измерений, с параметрами, записанными на борту СА;
- оценка возможностей оптических средств полигона видимого и инфракрасного диапазона для определения точки приземления СА «Фобос-Грунт»;
- оценка возможностей беспилотных ЛА для определения точки посадки СА «Фобос-Грунт» после его приземления;
- отработка траекторий полета беспилотных ЛА при поиске СА.

Объектами испытаний являлись технологические макеты СА бросковых испытаний (изд. 915/5 и изд. 968).

При испытаниях изд. 915/5 контейнер для грунта заполнялся стержнями из фторопласта 4 диаметром 10 мм и длиной 10 мм, имитирующими грунт с Фобоса. Масса заполнителя составляла не более 100 г. Контейнер с заполнителем закрывался крышкой и устанавливался в дополнительный контейнер.

Фактическая масса изд. 915/5 составляла 5,637 кг.

Для изд. 968 контейнер был доработан, во внутреннюю полость контейнера устанавливалась измерительная система (ИС).

Фактическая масса изд. 968 составляла 6,984 кг.

В экспериментах было задействовано два образца ИС. Перечень измеряемых параметров и требования к измерениям (диапазон, погрешность измерения, частота опроса) приведены в табл. 3. Для работы с ИС предназначен комплекс проверочной аппаратуры (КПА), выполненный на базе ноутбука.

Таблица 3. Требования к измерениям параметров

Измеряемый параметр	Диапазон измерения	Требуемая точность измерений, %	Частота сохранения значений в ЗУ, Гц (кГц)
Составляющая ускорения СА на участке спуска по оси X СА, g	+ 2	< 5	100
Составляющая ускорения СА на участке спуска по оси Y СА, g	+ 2	< 5	100
Составляющая ускорения СА на участке спуска по оси Z СА, g	+ 2	< 5	100
Составляющая вектора угловой скорости СА на участке спуска относительно оси X, град/с	+ 300	< 5	100
Составляющая вектора угловой скорости СА на участке спуска относительно оси Y, град/с	+ 300	< 5	100
Составляющая вектора угловой скорости СА на участке спуска относительно оси Z, град/с	+ 300	< 5	100
Составляющая ускорения приборного корпуса в процессе посадки по оси X, g	+ 3000	< 5	(Не менее 10 кГц)
Составляющая ускорения приборного корпуса в процессе посадки по оси Y, g	+ 3000	< 5	(Не менее 10 кГц)
Составляющая ускорения приборного корпуса в процессе посадки по оси Z, g	+ 3000	< 5	(Не менее 10 кГц)
Рабочее давление	1,5·10 ⁴ – 1,013·10 ⁵ Па (113...760 мм рт.ст.)	< 5	20
Температура атмосферы	От - 40 до + 50°С	< 5	1
Координаты, скорость СА	–	–	Определяется разработчиком ИС

Схема испытаний системы поиска СА «Фобос-Грунт» (рис.8) предусматривает сброс макета СА с летательного аппарата (вертолет или тепловой аэростат) с высоты 5 000 м (рис. 9, 10, 11), спуск в атмосфере и посадку на поверхность.

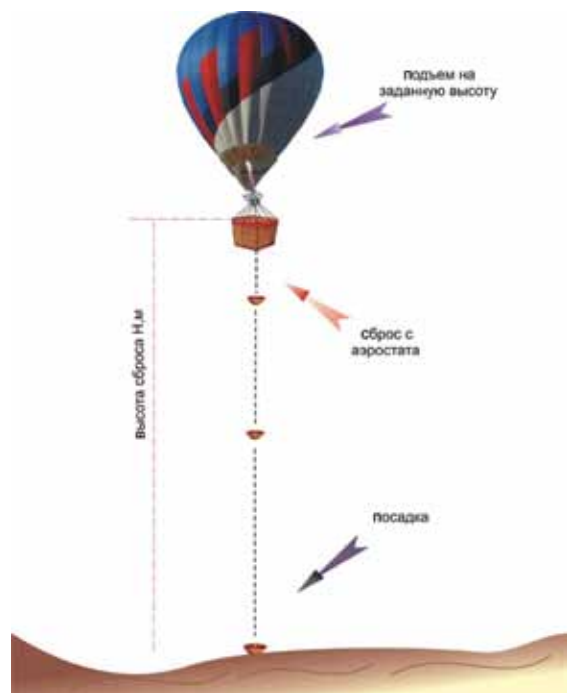


Рис. 8. Схема эксперимента

Траектории спуска макетов СА «Фобос-Грунт» представлены на рис. 9-11.

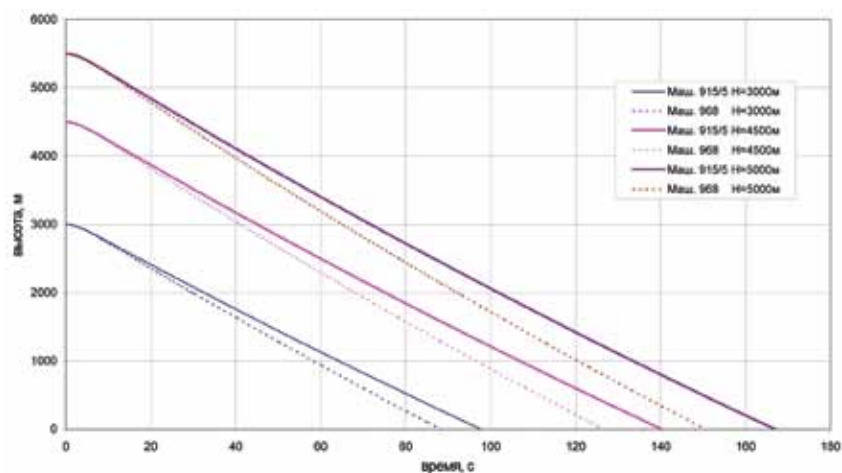


Рис. 9. Изменение высоты макетов СА по времени спуска

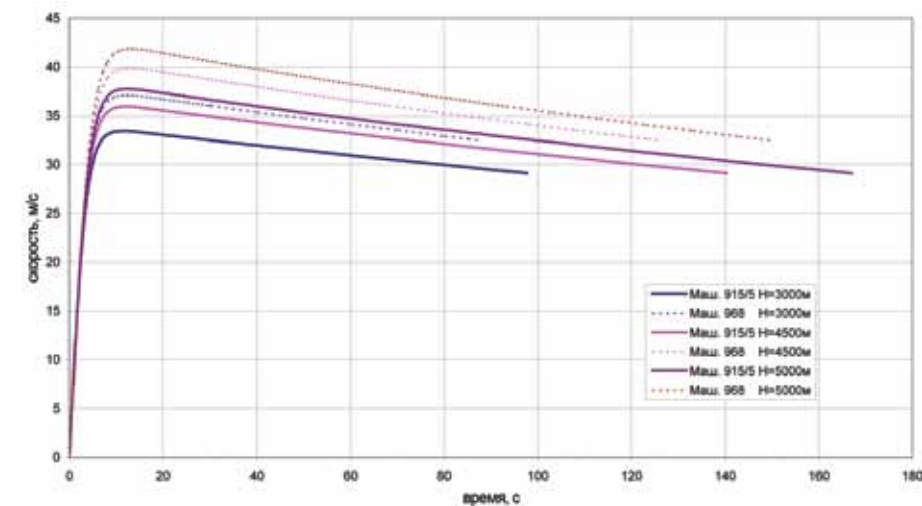


Рис. 10. Изменение скорости макетов СА по времени спуска

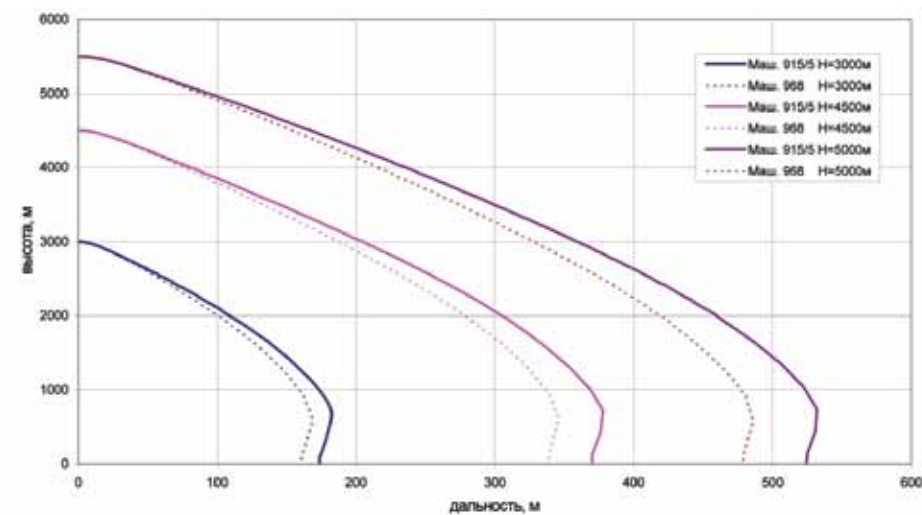


Рис. 11. Изменение дальности полета макетов СА

Объем и последовательность испытаний

Проведены следующие испытания элементов системы поиска:

- сбросы макетов СА «Фобос-Грунт» с аэростата и вертолета (рис. 12, табл. 4);
- наблюдение траектории спуска с помощью измерительного комплекса полигона «Сары-Шаган»;
- испытания по обнаружению СА «Фобос-Грунт» после приземления с помощью радиолокатора с синтезированной апертурой («Компакт»).

Таблица 4. Сбросы макетов СА «Фобос-Грунт» с аэростата и вертолета

№	Маш.	Дата и время сброса	Высота сброса относительно поверхности мирового океана, км	Координаты сброса	Координаты падения	Примечание
1	Технологический макет СА (изд. ФС-ЭКФ-1)	24.11.2010г.	5384 м	46°10' 17" с.ш. 73°04' 54" в.д.	Поиск не проводился	Сброс с аэростата
2	Изд. 915/5	24.11.2010г. 12ч 27мин	5418 м	46°10' 18" с.ш. 73°05' 36" в.д.	46°10' 14" с.ш. 73°07' 05" в.д.	—>—
3	Изд. 968	24.11.2010г. 12ч 30мин	5530 м	46°10' 25" с.ш. 73°08' 26" в.д.	46°10' 21" с.ш. 73°09' 45" в.д.	—>—
4	Изд. 915/5	08.12.2010г. 13ч15мин	5340 м	46°00' 47" с.ш. 73°10' 45" в.д.		—>—
5	Изд. 968	08.10.2010г. 13ч 37мин	5495 м	46°00' 18" с.ш. 73°12' 05" в.д.	46°00' 11.1" с.ш. 73°13' 25.2" в.д.	—>—
6	Изд. 907	16.12.2010г. 11ч 30мин	4328 м	46°10' 16.7" с.ш. 73°12' 00.4" в.д.	46°10' 02,5" с.ш. 73°12' 32.9" в.д.	Сброс с вертолета
7	Изд. 907	16.12.2010г. 15ч 30мин	4557 м	46°10' 11.5" с.ш. 73°12' 02.7" в.д.	46°09' 52.8" с.ш. 73°12' 38.0" в.д.	—>—

**Рис. 12.** Сбросы с аэростата и вертолета

Положение объекта после приземления свидетельствует об устойчивости движения (рис. 13).

По результатам экспресс-обработки полученной информации оперативно (в течение 10 мин) определены координаты точки приземления макета СА с отклонением от точки падения, зафиксированной поисковой группой, равным $\Delta=559$ м.

По результатам дополнительной послеполетной обработки определены координаты точки приземления макета СА с отклонением от точки падения, зафиксиро-

**Рис. 13.** Изд. 968. Сброс №5 (табл. 4)

ванной поисковой группой, равным $\Delta=281$ м.
Проведена оценка эффективной площади рассеяния (ЭПР) макета СА. Среднее значение ЭПР по частотам составило 0,014 м².

**С.Н. Алексахин, А.А. Иванков, С.Е. Сутугин,
В.А. Дерюгин, Е.И. Кулагин
НПО им. С.А. Лавочкина**

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОСТАВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ФОБОСА

Маршевая двигательная установка (МДУ) и двигательная установка (ДУ) перелетного модуля (ПМ) космического аппарата (КА) предназначены для создания импульсов скорости, стабилизации и ориентации с момента отделения космической головной части от ракеты-носителя до посадки на поверхность Фобоса. МДУ создана на основе ДУ разгонного блока (РБ) – «Фрегат-СБ».

Программа функционирования двигательных установок содержит следующие основные этапы:

- В момент отделения космической головной части (КГЧ) после подготовки бортового комплекса управления (БКУ) и ДУ перелетного модуля к работе производится успокоение КГЧ после отделения и раскрытия элементов конструкции КА.
- Успокоение осуществляется с помощью двигателей стабилизации ДУ ПМ, после чего производится поиск Солнца, построение и поддержание постоянной солнечной ориентации КА с помощью тех же двигателей. Примерно за один час до первого включения маршевой двигательной установки определяется ориентация связанных осей КА в инерциальном пространстве и производится переориентация КГЧ в положение выдачи первого импульса скорости разгона на топливе из сбрасываемого блока баков.
- Перед включением МДУ начинают работать двигатели ДУ ПМ, обеспечивающие режим запуска МДУ в невесомости. По окончании работы маршевого двигателя на первом включении сбрасываемый блок баков (СББ) отделяется.
- Последующая работа маршевого двигателя производится из основных баков МДУ. На траектории полета к Марсу производятся три коррекции орбиты с включением МДУ.
- При подлете к Марсу осуществляется торможение с помощью двигателя МДУ для перехода на орбиту искусственного спутника Марса. Это последнее включение МДУ, после которого она отделяется от перелетного модуля.

Далее производится необходимое количество межорбитальных переходов при помощи ДУ ПМ.

На заключительном этапе сближения КА с Фобосом и его посадки на поверхность производится многократное включение двигателей коррекции и стабилизации ПМ. Управление работой двигателями ДУ ПМ осуществляется бортовым комплексом управления.

Ниже приводятся основные характеристики и конструктивные особенности этих двух двигательных установок – маршевой двигательной установки со сбрасываемым блоком баков и двигательной установки перелетного модуля.

МАРШЕВАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА СО СБРАСЫВАЕМОМ БЛОКОМ БАКОВ

Маршевая двигательная установка разгонного блока «Фрегат» со сбрасываемым блоком баков, адаптированная под задачу применения в составе ракетного комплекса (РК) «Фобос-Грунт», предназначена для создания импульсов скорости и стабилизации по каналам тангажа и рыскания на активных участках полета с момента отделения КГЧ от ракеты-носителя до торможения на орбите Марса.

Адаптация РБ «Фрегат» состоит в исключении из его комплектации гидразиновой двигательной установки, работающей в режимах обеспечения запуска МДУ в невесомости, стабилизации и ориентации.

Вместо гидразиновой ДУ для обеспечения запуска маршевого двигателя, а также для стабилизации и ориентации КГЧ на траектории перелета используется автономная двигательная установка перелетного модуля КА «Фобос-Грунт».

Наличие на основном блоке баков МДУ дополнительных емкостей, а также сбрасываемого блока баков позволило увеличить запасы топлива на МДУ и обеспечить набор характеристической скорости, требующейся для решения целевой задачи КА «Фобос-Грунт».

Технические данные МДУ

Топливо:

- окислитель - атин - ОСТ В 113-03-503-85;
- горючее - НДМГ - ГОСТ В 17803-72;
- газ наддува: -гелий - ТУ 0271-135-31323949-2005.

Режимы работы: большой тяги (БТ) и малой тяги (МТ).

Тяга двигателя С5.92.0000-0-01 (с тягой выхлопных патрубков) Н (кгс):

- режим БТ 19777±981 (2016±100),
- режим МТ 13842±1471 (1411±150).

Удельный импульс двигателя, м/с:

- режим БТ 390,1⁺²₋₃
- режим МТ 318,5⁺³₋₈

Значения проектной заправки, в кг (л), топливных баков и гелиевых баллонов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основной блок баков с дополнительными емкостями:	
• бак окислителя (2 бака - 01, 02),	4675
• бак горючего (2 бака - Г1, Г2).	2340
Сбрасываемый блок баков	
• бак окислителя,	2004
• бак горючего.	997
Шар-баллоны на основном блоке баков.	23,6×5+8,0×2 = (134 л)
Шар-баллоны на сбрасываемом блоке баков	23,6×2 + 8,0×2 = (63,2 л)

Состав и конструкция МДУ

В состав двигательной установки входят:

- топливная система;
- система наддува баков и управляющего давления;
- двигатель с электрогидравлическими рулевыми машинками.

Топливная система состоит:

- из блока баков (основного и сбрасываемого);
- пневмогидроклапанов топливных баков и коллекторов;
- системы сигнализации прохождения уровней топлива в коллекторах основного и сбрасываемого баков;
- заправочных, дренажных и опрессовочных клапанов;
- коллекторов и трубопроводов, устройства разделения топливных трубопроводов;
- датчиков давления и температуры.

Основной блок баков МДУ представляет собой (рис. 1, 2) цельносваренную конструкцию из четырех сферических топливных баков с дополнительными емкостями и двух сферических приборных отсеков того же диаметра. Внутренний диаметр баков 1354 мм.

Баки окислителя отделены от баков горючего триметаллическими перегородками (1,5 мм АМг6 + 0,35 мм АД1 + 1,5 мм АМг6).

В каждом баке есть демфирующие перегородки, воронкогасители, заборные устройства, штуцеры для забора топлива, заправки и наддува.

Через каждый бак проходит по одной, а через приборные отсеки - по две силовые штанги, изготовленные из алюминиевого сплава АМг6.

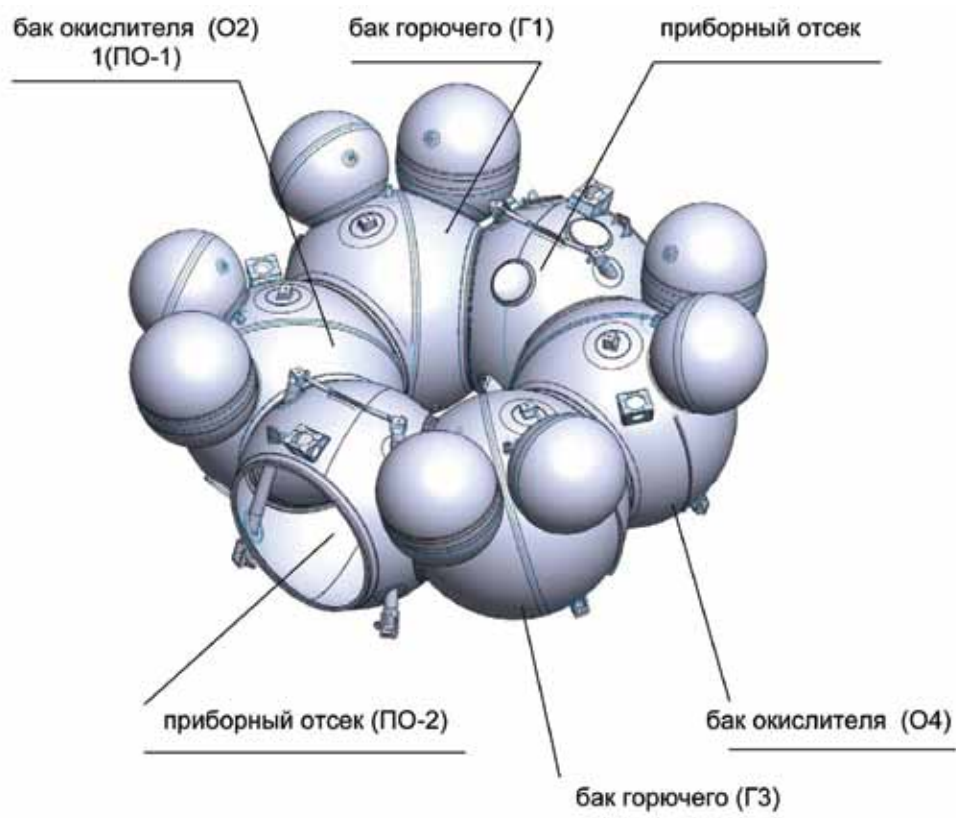


Рис. 1. Блок баков МДУ «Фобос-1 рунт»

Верхние узлы силовых штанг предназначены для стыковки с переходным устройством ПМ, нижние – через систему разделения стыкуются с верхними узлами силовых штангоутов сбрасываемого блока баков. В состав этого блока входят также приборные отсеки (ПО-1, ПО-2).

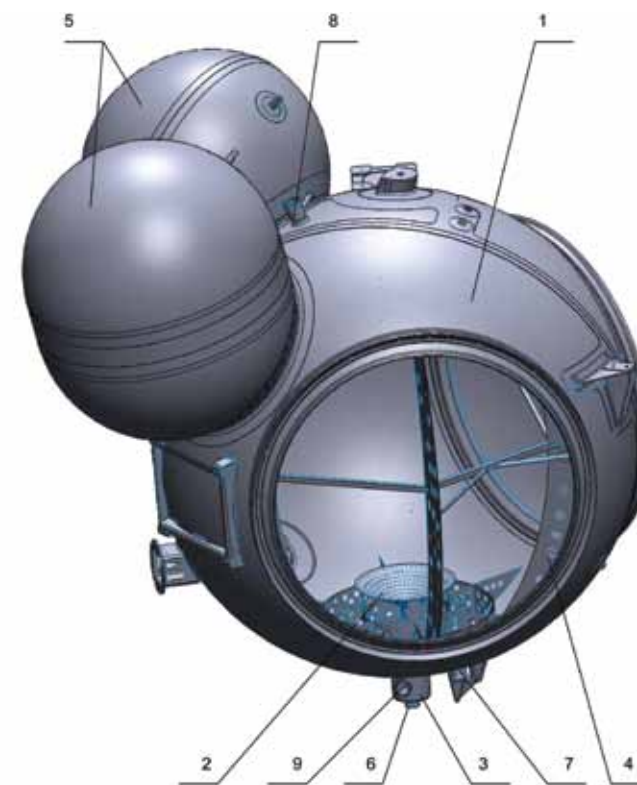
На основном блоке баков установлены химические источники тока, адаптер связи с БКУ, антенны радиотелеметрической системы, шар-баллоны с гелием, панель с элементами автоматики и заправки МДУ, а также пиранож для резки газовых магистралей при отделении СББ.

Сбрасываемый блок баков (рис. 3) представляет собой цельносваренную конструкцию, состоящую из восьми торовых секторов, соединенных между собой цилиндрическими проставками с силовыми штангоутами. Два торовых сектора составляют топливный бак, таким образом, СББ состоит из четырех баков, разделенных триметаллическими перегородками. В каждом баке имеются демпфирующие перегородки, заборные устройства, штуцеры для забора топлива, заправки и наддува.

На сбрасываемом баке установлены панель с клапанами заправки и элементы системы разделения.

Конструкционный материал основных и сбрасываемых баков – алюминиевый сплав АМг6.

Топливные коллекторы основного блока сообщаются с коллекторами СББ через клапаны-разделители и пневмогидроклапаны.



1 – оболочка бака
2 – воронкогаситель
3 – заборное устройство
4 – демпфирующие перегородки
5 – дополнительные емкости
6 – штуцер забора топлива
7 – штуцер заправки
8 – штуцер наддува
9 – штуцер для блока ультразвукового измерительного (БУИ) сигнализатора прохождения уровня (СПУ)

Рис. 2. Бак МДУ «Фобос-Грунт»

Для более полного опорожнения топливных баков и обеспечения непопадания газа наддува на вход в двигатель на основных и сбрасываемых баках установлены сигнализаторы прохождения уровня топлива, которые формируют сигнал на закрытие клапана подачи топлива из бака в момент появления газовой фазы в выходном приемке топливного бака. На последнем включении ДУ из СББ и основных баков, когда ожидается окончание запаса топлива, двигатель может быть переведен с режима БТ на МТ. Изменение режима работы необходимо для выработки топлива, оставшегося в одном из одноименных баков, как результат возможной «разновыработки». Выработку этого топлива на одном из двух одноименных баков допустимо произвести только на режиме МТ в связи с большим гидросопротивлением топливной магистрали при работе на БТ.

Система наддува и управляющего давления включает:

- шар-баллоны высокого давления;
- электропневмоклапаны;
- редуктор;
- предохранительные клапаны;

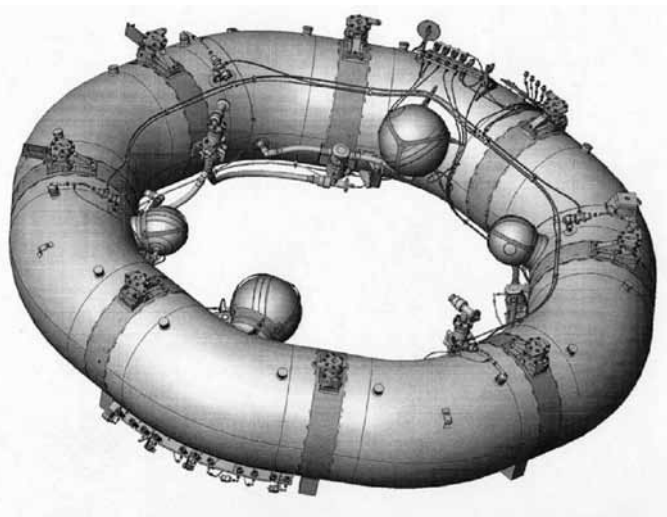


Рис. 3. Сбрасываемый блок баков

- блок наддува;
- пироклапаны;
- клапаны наддува;
- редуцирующие клапаны;
- заправочные и опрессовочные клапаны;
- ресиверы;
- обратный клапан;
- блоки управления клапанами наддува;
- датчики давления и температуры.

Клапаны наддува установлены на кронштейнах основных и сбрасываемых баков. Остальные агрегаты размещены на заправочной панели и панели пневмоблока.

Двигатель С5.92.0000-0-01 с электрогидравлическими машинами: силовая рама двигателя крепится к кронштейнам основного блока баков. Для управления по каналам рыскания и тангажа на активных участках полета камера сгорания двигателя в плоскопараллельном движении перемещается с помощью двух электрогидравлических машин.

Работа МДУ на первом включении

Запуск, работа и останов МДУ производится по командам бортового комплекса управления в соответствии с циклограммой.

Состояние параметров МДУ контролируется датчиками давления, температуры и сигнальными датчиками в сеансах передачи информации радиотелеметрической системой.

Первое включение МДУ производится на топливе из сбрасываемого блока баков (СББ), которое расходуется в одном включении. Работа производится в режиме БТ с переходом на МТ в конце включения. Первое включение МДУ начинается со сбрасывания пироклапанов пуска высокого давления и подачи напряжения на рулевые машины. Перед включением МДУ начинают работать двигатели малой тяги ПМ, обеспечивающие режим запуска маршевого двигателя в невесомости.

Далее производится наддув топливных баков путем подачи напряжения на электропневмоклапаны и блок управления клапанами наддува (БУКН). Газ над-

дува через систему редуцирующих клапанов и клапанов наддува подается в основные и сбрасываемые баки из шар-баллонов, расположенных на СББ.

Запуск двигателя производится по команде «Пуск БТ» (КЗ), по которой подается напряжение на блок управления малой тягой (БУМТ) и блок управления большой тягой (БУБТ). Клапаны блоков открываются, и гелий заполняет управляющие полости пневмогидроклапанов подачи топлива на СББ и в двигатель. Топливо из СББ по топливным коллекторам поступает в двигатель через открытые клапаны пуска и заполняет полости двигателя. Происходит запуск в режиме БТ.

Двигатель работает в этом режиме до набора заданного предварительного значения характеристической скорости, после чего система управления выдает команду перехода на режим МТ, для чего снимается напряжение с блока управления БУБТ. Одновременно подключается система контроля прохождения уровня топлива в коллекторах топливных баков СББ (или МДУ).

Выключение МДУ производится по команде «Останов МТ» - главной команде (ГК), снимается напряжение с блока управления БУМТ и электроклапана подачи газа. При этом прекращается подача топлива в двигатель. Для сокращения импульса последствия подается напряжение на блок БУБТ, происходит стравливание управляющего давления из отсечных клапанов двигателя через оба блока - БУМТ и БУБТ. Несколько позднее снимается напряжение с блока управления БУКН, и гелий стравливается из управляющих полостей клапанов наддува топливных баков. Далее отключаются система прохождения уровня (СПУ) и рулевые машины.

Подготовка и отделение СББ

После окончания работы МДУ на топливе из сбрасываемого блока баков подготавливается отделение СББ, для чего производится:

- отключение магистралей управляющего давления и наддува СББ;
- переключение подачи управляющего давления с пневмогидравлических клапанов СББ на пневмогидравлические клапаны основных баков;
- закрытие газовых магистралей СББ;
- закрытие топливных коллекторов основных баков МДУ и СББ срабатыванием клапанов-разделителей;
- разделение топливных магистралей «О» и «Г» срабатыванием разрывных замков;
- разделение газовых магистралей срабатыванием детонационного ножа.

Указанные выше операции осуществляются задействованием соответствующих пироклапанов и пирочек. После выполнения этих операций СББ отделяется от МДУ при помощи пружинных толкателей. Последующие включения МДУ производятся на топливе из основных баков.

Типовая работа на последующих включениях МДУ

Первое включение МДУ от основных баков начинается со срабатывания пускового пироклапана, открывающего доступ гелия в систему из шар-баллонов на МДУ.

Дальнейшая работа МДУ аналогична функционированию МДУ с СББ, изложенному выше. При помощи МДУ на перелете производятся три коррекции и торможение для перехода на орбиту искусственного спутника Марса, после которого начинается работа двигательной установки перелетного модуля.

ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ПЕРЕЛЕТНОГО МОДУЛЯ

Двигательная установка перелетного модуля предназначена для выполнения следующих задач:

- создания импульсов тяги для обеспечения режима запуска МДУ;
- создания импульсов тяги при проведении активных маневров на МДУ;

- создания реактивных управляющих моментов вокруг трех осей КА;
- создания импульсов тяги при работе грунтозаборного устройства.

Состав двигательной установки перелетного модуля:

- четыре топливных бака, объединенных в блок баков (два бака с окислителем, два с горючим);
- блок двигателей коррекции в составе четырех ЖРД – 11Д458Ф;
- четыре блока двигателей малой тяги МВСК82.000.000, состоящих из ЖРД - 11Д457Ф (4 шт.), ЖРД - 17Д58ЭФ (1 шт.) в каждом блоке;
- аккумулятор высокого давления – два шар-баллона объемом 23,6 л;
- комплект пневмогидроарматуры, заправочные, дренажные и проверочные клапаны;
- пироклапан С5.642.00-0 и С5.640.00-0;
- блок наддува УФ 90083-006-02;
- клапаны магистральные УФ 96455-010-01;
- электронагреватели баков и плиты блока ДК;
- датчики давления.

Конструкция двигательной установки перелетного модуля

Общий вид двигательной установки дан на рис. 4.

Несущей конструкцией ДУ является блок баков, объединяющий четыре топливных емкости из алюминиевого сплава АМг6 диаметром 784 мм, связанных цилиндрическими проставками. Внутри баков размещается эластичное вытеснительное устройство (ЭВУ), которое разделяет топливо и газ наддува (гелий). Газ подается во внутреннюю полость бака, топливо заправляется в полость эластичного вытеснительного устройства. Конструкция бака с ЭВУ дана на рис. 5.

Работоспособность конструкционного пленочного материала для вытеснительного устройства определяется:

- химической стойкостью;
- диффузионной проницаемостью;
- стойкостью к сложным изгибающим деформациям.

В качестве исходных составляющих для изготовления сложного композиционного материала используются:

- пленка из относительно прочного и эластичного фторопласта Ф10;
- пленка из фторопласта Ф4МБ повышенной химической стойкости;
- тонкая алюминиевая фольга А5Т (20 мкм), исключающая проницаемость газа и компонента через материал;
- полифеновая (фторопластовая) ткань, повышающая стойкость материала к сложным изгибающим деформациям.

В межбаковом колодце установлена плита блока двигателей коррекции, на которой крепятся четыре двигателя коррекции 11Д458Ф.

На выносных пилонах трубчатой конструкции монтируются блоки малой тяги МВСК 82.000.000. Каждый блок состоит из пяти двигателей: четырех ЖРД-11Д457Ф и одного ЖРД-17Д58ЭФ, которые в соответствии с циклограммой обеспечивают выполнение целевых задач от создания режима СОЗ МДУ до создания импульсов тяги при работе грунтозаборного устройства. Типовой блок МВСК 82.000.000 изображен на рис. 6. На блоке баков располагаются панели для размещения арматуры заправки топливных баков, агрегаты регулирования давлений в системе и проверок параметров работы ДУ, а также шар-баллона с газом наддува. На блоке баков монтируется система гидравлических и газовых трубопроводов.

Основные характеристики ДУ ПМ:

- все двигатели работают на двухкомпонентном топливе: окислитель - амил- ОСТ

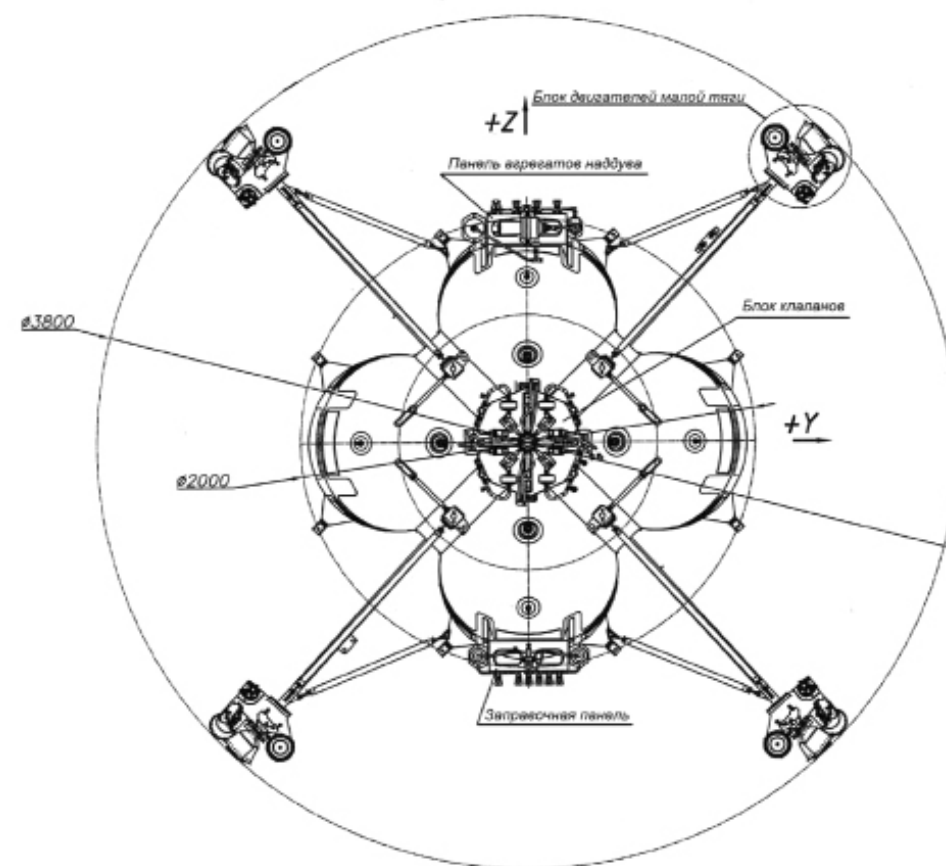
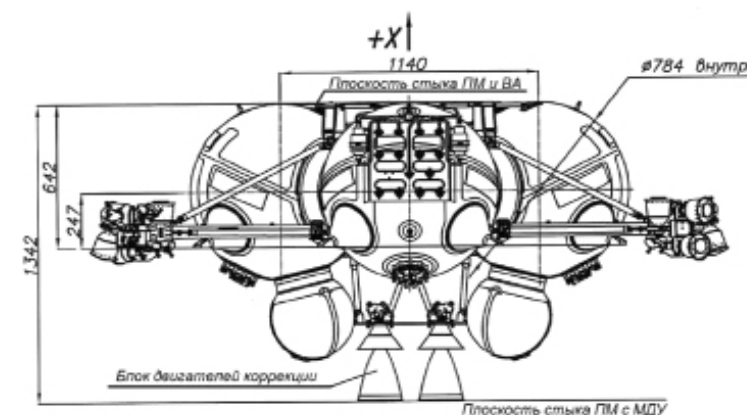


Рис. 4. Двигательная установка перелетного модуля

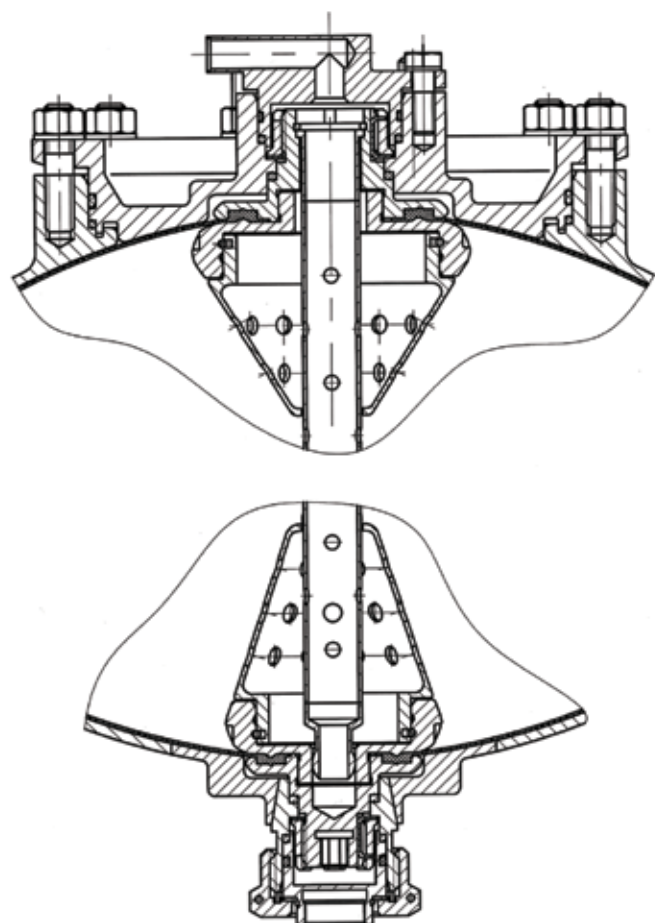


Рис. 5. Топливный бак с эластичным вытеснительным устройством (фрагмент)

- В113-03-503-85, горючее – гептил - ГОСТ В17803-72;
- газ наддува – гелий газообразный - ТУ0271-135-31323949;
- количество топлива: максимальная заправка окислителя в двух баках – 343,4 кг, горючего в двух баках – 185,6 кг;
- давление на входе в двигатели по магистралям «О», «Г» должно быть $12 \pm 0,5$ кгс/см²;
- масса незаправленной ДУ – не более 212 кг без экранновакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) и бортовой кабельной сети (БКС);
- конструкция ДУ обеспечивает соответствующую установку двигателей:
 - отклонения линейных размеров посадочных мест: для ДК не более 1 мм, для ДМТ не более 1,5 мм;
 - угловые отклонения геометрических осей ДМТ не более 30 угл. мин и не более 15 угл. мин для ДК.

Конструкция ДУ обеспечивает поддержание теплового режима в заданном диапазоне.

Схема установки двигателей приведена на рис. 7.

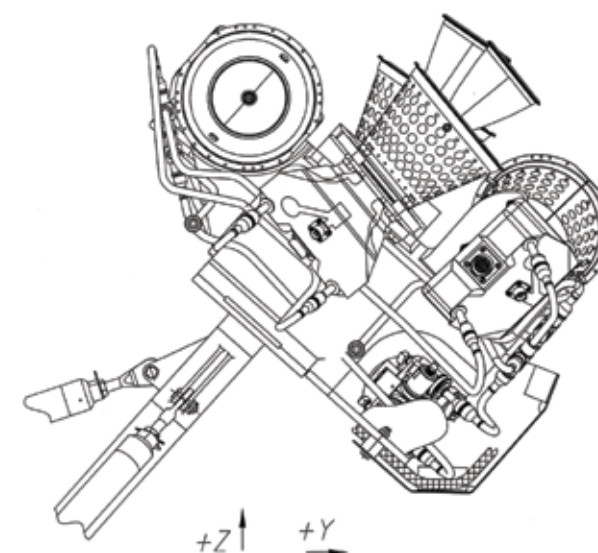


Рис. 6. Схема размещения ЖРД на двигательном блоке MBVK82.000.000

При штатной эксплуатации ДУ обеспечивается возможность как одновременно, так и поочередного забора топлива из топливных баков, допустимая разница по забору топлива не более 15 кг. Переключение баков (открытие магистральных клапанов) осуществляет бортовой комплекс управления.

Основные характеристики двигателей приведены в табл. 2

Таблица 2

Основные характеристики	11Д458Ф	11Д457Ф	17Д58ЭФ
Номинальная тяга в непрерывном режиме, Н (кгс)	382,4 (39)	53,9 (5,5)	12,45 (1,27)
Удельный импульс тяги в непрерывном режиме, не менее, м/с (кгс·с/кг)	2982 (304*)	2845 (290)	2551 (260)
Массовое соотношение компонентов топлива: при номинальных условиях во всех условиях эксплуатации	1,85±0,05 1,85±0,15	1,85±0,05 1,85±0,15	1,85±0,15 1,85±0,2
Предельное отклонение тяги в непрерывном режиме во всех условиях эксплуатации, %	±10	±6,5	±10
Импульс последствия в непрерывном режиме во всех условиях эксплуатации, Н·с (кгс·с), не более	9,41 (0,96)	2,45 (0,25)	0,314 (0,032)
Минимальная длительность включения, с	0,05	0,03	0,03
Максимальная длительность непрерывного включения, с	2000	2000	2000
Максимальная частота включений, Гц	8	8	8
Ресурс по числу включений, не менее	10 000	10 000	10 000
Ресурс по топливу каждого двигателя, не менее, кг	350	100	100
Количество двигателей	4	16	4

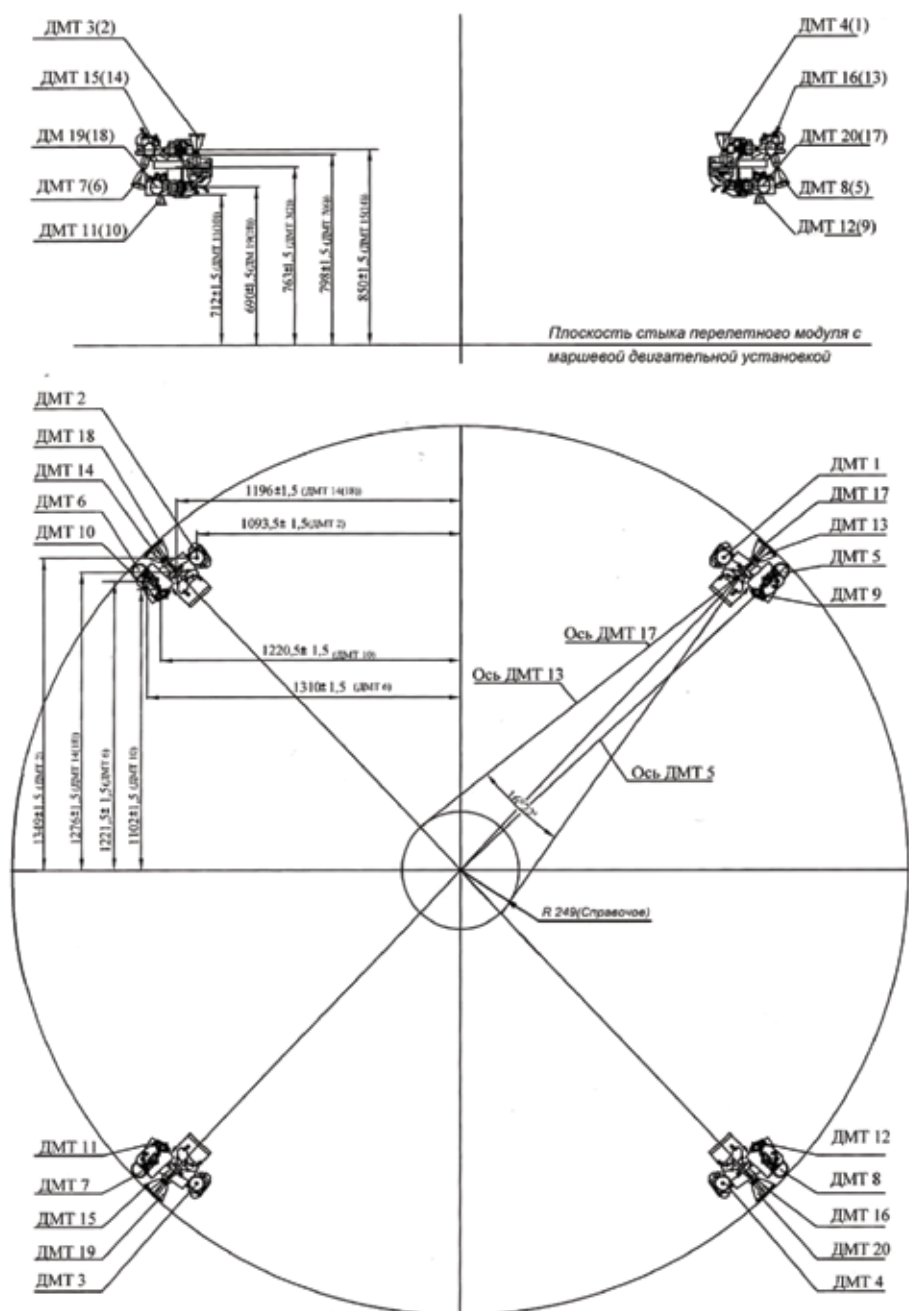


Рис. 7. Схема размещения двигателей 11Д457Ф и 17Д58ЭФ

Функционирование двигательной установки перелетного модуля

Подготовка к функционированию ДУ ПМ начинается до отделения от ракеты-носителя.

Работа ДУ ПМ на этапе подготовки определяется штатной циклограммой функционирования, в соответствии с которой вначале срабатывают пироклапаны С5.642.0-0 пуска газа высокого давления из шар-баллонов в систему подачи газа в блок наддува УФ 90083-06-02. Далее происходит понижение давления и подача его в газовые полости топливных баков. После срабатывания пироклапанов С5.640.0-0 в топливных трактах и открытия магистральных клапанов УФ 96455-010-01 топливо из ЭВУ подается на входы двигателей.

После отделения КГЧ от РН и раскрытия элементов конструкции КА производится успокоение при помощи двигателей стабилизации 11Д457Ф в канале вращения вокруг оси X КА и двигателей 17Д58ЭФ вокруг осей Y и Z КА.

По завершении успокоения производится поиск Солнца, построение и поддержание постоянной солнечной ориентации с помощью тех же двигателей.

Перед включением МДУ космический аппарат переориентируется в положение выдачи первого и последующих импульсов скорости разгона. На 58-й с включаются двигатели 11Д457Ф, обеспечивающие запуск МДУ в невесомости. Режим системы обеспечения запуска (СОЗ) используется для создания предпусковой перегрузки, необходимой для сепарации газовых включений в топливе и недопущения, таким образом, попадания пузырей газа наддува в топливный тракт маршевого двигателя.

Работа двигательной установки ПМ на всех этапах функционирования МДУ на перелетной орбите аналогична работе на первом включении, описанной выше.

На заключительном этапе полета – этапе сближения КА с Фобосом и его посадке на поверхность – производится многократное включение двигателей коррекции 11Д458Ф и двигателей стабилизации 11Д457Ф, 17Д58ЭФ ДУ ПМ.

В момент контакта посадочных опор с поверхностью Фобоса на заданное время включаются двигатели малой тяги (ДМТ) 11Д457Ф, «прижимающие» КА к поверхности. На этом функционирование двигательной установки перелетного модуля завершается.

**Ю.Г.Стекольников, С.С.Степанов,
Л.Г.Александров, В.П.Макаров
НПО им. С.А.Лавочкина**

ПРИБОРЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ФОБОСА

Для выполнения основной задачи миссии по доставке на Землю образцов грунта Фобоса космический аппарат должен совершить мягкую посадку на его поверхность.

Условия выполнения задачи посадки:

- вертикальная скорость космического аппарата (КА) в момент касания Фобоса 0,5...2 м/с;
- горизонтальная скорость КА в момент касания Фобоса 0...0,5 м/с;
- точность попадания в точку посадки – окружность с радиусом 100 м вокруг номинальной точки посадки;
- координаты точки посадки - широта 15° , долгота 230° ;
- КА должен после приземления стоять на опорных штангах;
- ось Y космического аппарата должна быть направлена в сторону экватора Фобоса (для обеспечения лучших условий обзора поверхности Фобоса во время забора грунта).

Анализ условий мягкой посадки показывает, что для их выполнения необходимо иметь приборы, обеспечивающие измерение высоты, вертикальной и горизонтальной скорости, степени шероховатости подстилающей поверхности Фобоса. Координатные двигатели малой тяги должны обеспечивать боковые маневры и движение в направлении +X и -X.

Ниже приведена характеристика приборов обеспечения посадки, входящих в структуру бортового комплекса управления посадочного аппарата. Эти приборы прошли стыковку с бортовой вычислительной системой, проведен ряд натурных испытаний для приборов измерения дальности. Полученные в настоящее время результаты позволяют сделать вывод о соответствии данных приборов задачам проекта для обеспечения посадки на поверхность Фобоса с учетом приведенных выше условий.

ПРИБОРЫ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Для проведения навигационных сеансов и обеспечения посадки на перелетном модуле (ПМ) космического комплекса предусмотрены следующие приборы:

- телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН);
- доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД);
- лазерный высотомер-вертиконт (ЛВ-В).

На начальном этапе разработки экспедиции в рассмотрении находился еще один прибор – телевизионная система посадки (ТСП), но поскольку ТСП технически могла обеспечить точное прицеливание в указанную на начальном этапе спуска точку посадки, что не является необходимым условием, то ее исключили из рассмотрения. Более того, стремление сесть точно в какую-либо точку поверхности Фобоса (т.е., фактически, выполнение задачи бомбометания) приводит к усложнению бортовых алгоритмов управления и затрудняет выполнение других, действительно необходимых условий мягкой посадки.

Телевизионная система навигации и наблюдения

Для выполнения задач посадки ТСНН используется следующим образом:

- при полете на квазиспутниковых орбитах (КСО) с помощью узкоугольных телекамер обеспечивается получение изображений Фобоса на фоне звезд;
- изображения передаются на Землю для последующего использования в уточнении параметров движения КА относительно Фобоса;
- съемка Фобоса проводится с расстояний 30...350 км;
- на участке спуска на Фобос с помощью широкоугольных телекамер обеспечивается получение изображений поверхности Фобоса;
- на последнем участке спуска, после последнего торможения, определяется степень шероховатости подстилающей поверхности на основе автоматической обработки снимков системой ТСНН;

- в бортовых алгоритмах ТСНН определяется наиболее пригодный для посадки участок поверхности в видимой части изображения. Съемка Фобоса проводится с расстояний 30...5000 м.

С помощью ТСНН решаются также несколько научных и служебных задач. К научным задачам относится получение изображений различных районов Марса и Фобоса, к служебным - использование изображений широкоугольной телевизионной камеры при посадке для оценки расстояния между КА и Фобосом в момент выполнения каждого снимка. В случае получения хороших точностных результатов они могут быть использованы в последующих экспедициях с посадкой на планеты и малые тела.

Технические характеристики приборов в составе ТСНН подробно рассмотрены в части 4.

Доплеровский измеритель скорости и дальности

Доплеровский измеритель составляющих скорости, наклонных дальностей и углов нормали относительно подстилающей поверхности обеспечивает следующие параметры движения ПМ на заключительном участке сближения и посадки на Фобос:

- четыре проекции вектора относительной скорости в лучевой (антенной) системе координат ДИСД;
- четыре наклонные дальности до поверхности Фобоса;
- два угла отклонения оси Ox_{II} от нормали к подстилающей поверхности Фобоса в приборной системе координат ДИСД.

Доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД) (рис. 1) обеспечивает радиолокационный захват отраженного от подстилающей поверхности сигнала, измерение доплеровских частот, соответствующих проекциям вектора скорости ПМ на оси радиолокационных лучей антенной системы ДИСД, преобразование их в значения проекций вектора скорости ПМ на оси лучей антенной системы координат v_1, v_2, v_3, v_4 , измерения дальностей до поверхности по каждому из лучей D_1, D_2, D_3, D_4 и передачу этих данных в бортовой комплекс управления (БКУ) вместе с сигналами исправности и радиолокационного захвата соответствующих каналов измерений, а также определение на основе измеренных дальностей и передачу в БКУ углов θ_d и ψ_d отклонения оси Ox_{II} от нормали к подстилающей поверхности. Углы θ_d и ψ_d соответствуют поворотам вокруг осей Ox_{II} и Oy_{II} .

Измеряемые значения проекций скорости и наклонных дальностей показаны на рис. 2.

Система координат OXYZ является связанной системой координат перелетного модуля в составе космического комплекса.

Оси приборной системы координат $Ox_{II}y_{II}z_{II}$ и оси антенн приборной системы направлены по векторам $\overline{OA_1}$, $\overline{OA_2}$, $\overline{OA_3}$ и $\overline{OA_4}$. Вдоль оси антенны, направленной по вектору $\overline{OA_1}$, измеряется проекция скорости v_1 и наклонная дальность D_1 .

Направление $\overline{OA_2}$ соответствует измеренным значениям v_2 и D_2 , $\overline{OA_3} - v_3$ и D_3 , $\overline{OA_4} - v_4$ и D_4 .

Ориентацию лучей антенной системы в осях приборной системы координат определяют два угла:

- угол наклона луча к плоскости основания, равный 70° ;
- угол поворота вектора $\overline{OA_3}$ относительно оси, равный 45° .

На рис. 3 показаны нормаль к плоскости подстилающей поверхности \overline{N} и ее проекции $\overline{N}_{x_{II}}$ и $\overline{N}_{y_{II}}$ на плоскости $Ox_{II}y_{II}$ и $Ox_{II}z_{II}$ соответственно.

Угол θ_d – это угол между проекцией нормали на плоскость $Ox_{II}y_{II}$ и осью Ox_{II} .

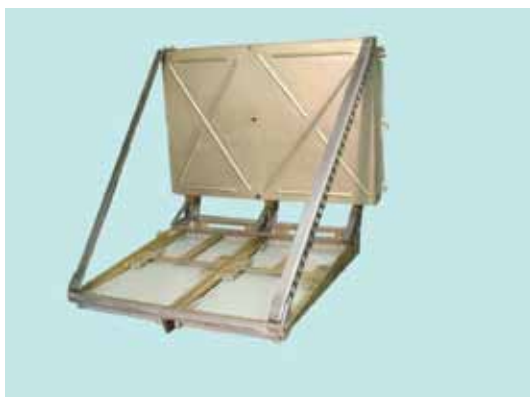


Рис. 1. Общий вид прибора ДИСД

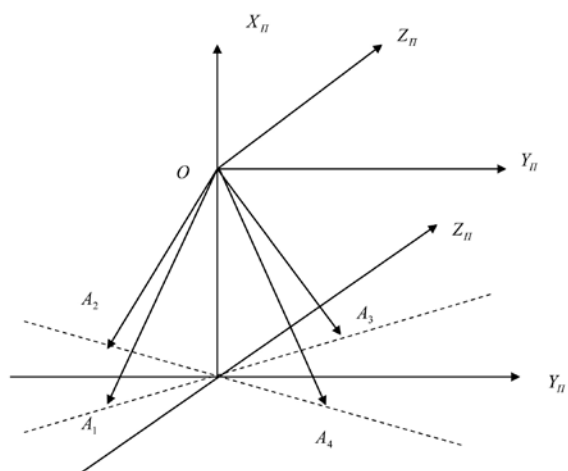


Рис. 2. Измеряемые значения проекций скорости и наклонных дальностей

Положительный знак угла соответствует положительной проекции на ось OY_{II} . Угол ψ_d – это угол между проекцией нормали на плоскость $OX_{II}Z_{II}$ и осью OX_{II} . Положительный знак угла соответствует отрицательной проекции на ось OZ_{II} . За нормаль к поверхности Фобоса принимается нормаль к осредненной плоскости, содержащей концы векторов дальностей, измеренных по каждому из лучей антенной системы.

Доплеровский измеритель скорости и дальности обеспечивает измерения проекций скорости и наклонных дальностей при следующих условиях:

- отклонение оси луча антенной системы от нормали к поверхности облучения на угол не более 40° ;
- высота ПМ относительно подстилающей поверхности находится в диапазоне от 0,5 до 3000 м;
- максимальная скорость изменения проекции вектора скорости ПМ на луч не превосходит 1 м/с^2 ;
- максимальная угловая скорость не более 3 град/с;
- при отсутствии элементов конструкции ПМ в зоне, определяемой образующей конуса относительно приборной оси – OX_{II} , не менее 70° .

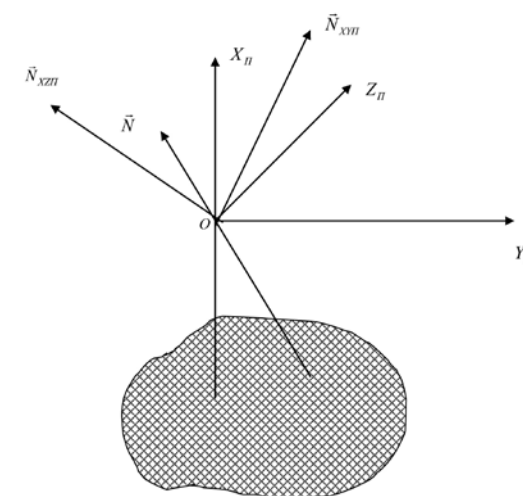


Рис. 3. Нормаль \vec{k} плоскости подстилающей поверхности и ее проекции на плоскости $OX_{II}Y_{II}$ и $OX_{II}Z_{II}$

Диапазон измеряемых скоростей в проекциях на направления лучей антенной системы $\pm 40 \text{ м/с}^2$.

Максимальная погрешность измерения скоростей составляет $|\Delta v| \leq (0,05 + 0,01|v|) \text{ м/с}^2$ с вероятностью 0,997.

При радиолокационном захвате поверхности Фобоса ДИСД должен выдавать в БВК информацию о проекциях вектора скорости на ось лучевой антенной системы координат и признаки "Нормальная работа по скорости" (НРС) по каждому из лучей антенной системы. Время радиолокационного захвата ДИСД подстилающей поверхности по скорости в оговоренных условиях не более 1 с. При потере отраженного сигнала признак "Нормальная работа по скорости" (НРС) соответствующего луча снимается с задержками от 0,1 до 0,2 с, и ДИСД переходит в режим захвата подстилающей поверхности.

Диапазон измеряемых дальностей от 0,5 до 4000 м.

Максимальная погрешность измерения дальности - не более $|D| \leq (0,05 + 0,02D) \text{ м}$ с вероятностью 0,997.

При радиолокационном захвате поверхности Фобоса по дальности ДИСД выдает в БВК ПМ информацию об измеренной дальности и признак "Нормальная работа по дальности" (НРД) по каждому из лучей. Время радиолокационного захвата поверхности по дальности не превосходит 1 с. При потере измерений по дальности признак НРД по соответствующему лучу снимается с запаздыванием от 0,1 до 0,2 с, и ДИСД переходит в режим захвата подстилающей поверхности по соответствующему лучу.

Диапазон измеряемых углов θ_d и ψ_d – $\pm 20^\circ$. При превышении измеренного значения угла ДИСД выдает в БКУ в качестве измерения соответствующее предельное значение.

Максимальная погрешность измерения углов не превосходит 3° с вероятностью 0,997.

Лазерный высотомер-вертикант

Лазерный высотомер-вертикант предназначен для измерения дальности по направлению продольной оси OX_{II} приборной системы координат и двух углов отклонения нормали к площадке подстилающей поверхности Фобоса от продольной оси OX_{II} приборной системы координат в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях.

Лазерный высотомер-вертикант измеряет и выдает в БКУ:

- значение дальности до поверхности Фобоса в направлении оси $-OX_{II}$ приборной системы координат;
- значения наклонных дальностей до подстилающей поверхности по четырем фиксированным направлениям относительно оси $-OX_{II}$;
- углы θ_{II} и ψ_{II} отклонения нормали к площадке осредненной поверхности Фобоса от продольной оси OX_{II} приборной системы координат в двух взаимно перпендикулярных плоскостях приборной системы координат.

Диаметр площадки осредненной поверхности должен быть не менее 300 м; для высоты 1000 м диаметр осредненной поверхности должен составлять не менее 10% от высоты.

Измеряемые значения дальности до поверхности D_0 в направлении $-OX_{II}$ и наклонные дальности D_1, D_2, D_3 и D_4 показаны на рис. 4.

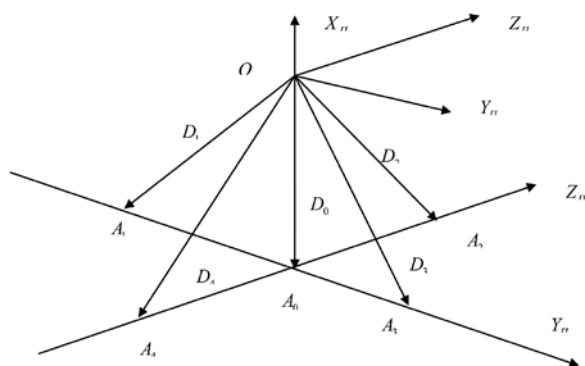


Рис. 4. Измеряемые значения дальности и наклонных дальностей

На рисунке изображены оси приборной системы координат $OX_{II}Y_{II}Z_{II}$ и направление лучей $\overline{OA_0}, \overline{OA_1}, \overline{OA_2}, \overline{OA_3}$ и $\overline{OA_4}$ в приборной системе координат, по которым измеряются значения дальностей D_0, D_1, D_2, D_3 и D_4 . Угол между лучами $\overline{OA_0}$ и $\overline{OA_i}, i=1,2,3,4$, составляет $\alpha=3^\circ$.

Измеряемые углы θ_{II} и ψ_{II} показаны на рис. 5.

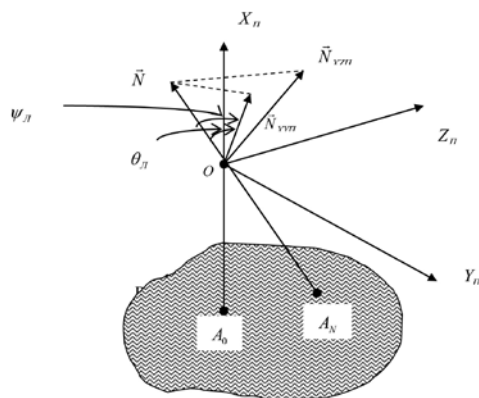


Рис. 5. Измеряемые углы θ_{II} и ψ_{II}

На рис. 5 изображены оси приборной системы координат: A_0 - точка встречи с поверхностью луча в направлении $-OX_{II}$; A_n - точка поверхности, являющаяся основанием нормали к поверхности; вектор \vec{N} - нормаль к площадке поверхности Фобоса; \vec{N}_{xyp} - проекция вектора \vec{N} на плоскость OX_nY_n ; \vec{N}_{xzp} - проекция вектора \vec{N} на плоскость OX_nZ_n ; θ_{II} - угол между осью OX_{II} и вектором \vec{N}_{xyp} , проекцией нормали на плоскость OX_nY_n ; положительное направление угла соответствует положительной проекции на ось OY_{II} приборной системы координат; ψ_{II} - угол между осью OX_{II} и вектором \vec{N}_{xzp} , проекцией нормали на плоскость OX_nZ_n ; положительное направление угла соответствует отрицательной проекции на ось OZ_{II} приборной системы координат.

Лазерный высотомер-вертикант обеспечивает измерения текущих значений дальности до поверхности Фобоса по направлениям лучей $\overline{OA_0}, \overline{OA_1}, \overline{OA_2}, \overline{OA_3}$ и $\overline{OA_4}$ в диапазоне от 60 000 до 1000 м при допустимом угле отклонения луча от нормали в точке встречи луча с подстилающей поверхностью 40° . В процессе снижения, при достижении высоты ниже 10 000 м, в ЛВ-В задействуется attenuator отраженного сигнала.

Погрешность измерения дальностей не превышает величины 3 м во всем диапазоне измерений с вероятностью 0,997.

Период обновления информации равен 1 с.

Лазерный высотомер-вертикант измеряет и выдает в БВК значения углов θ_{II} и ψ_{II} в диапазоне $\pm 20^\circ$ при высотах от 60 000 до 1000 м. В случае выхода измерительной информации за границы диапазона ЛВ-В выдает в БВК соответствующее предельное значение угла.

Максимальная погрешность определения углов θ_{II} и ψ_{II} по измеренным диапазонам не превышает 1° с вероятностью 0,997.

Период обновления информации по углам составляет 1 с.

Поиск отраженного сигнала продолжается от 1 до 2 с. При срыве сопровождения ЛВВ переходит в повторный поиск.

Лазерный высотомер-вертикант выдает в БВК сигналы достоверности информации по пяти измеренным дальностям и двум углам отклонения оси OX_{II} от нормали.

При потере сигнала по дальности или углам соответствующий сигнал достоверности снимается с задержкой не более 2 с.

Время непрерывной работы ЛВВ - не более двух часов.

Лазерный высотомер-вертикант показан на рис. 6.

Описанные приборы прошли полный комплекс наземной отработки с моделированием условий космического полета и допущены к установке на космический аппарат для информационного обеспечения автоматической посадки на Фобос.



Рис. 6. Лазерный высотомер-вертикант

Ю.К. Зайко, П.Е. Розин
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

БАЗОВАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Система ориентации и стабилизации (СО И С) КА «Фобос-Грунт» решает следующие основные задачи:

- обеспечение требуемой ориентации перелетного модуля (ПМ) и возвращаемого аппарата (ВА) в инерциальном пространстве;
- парирование возмущающих сил и моментов, действующих на ПМ и ВА в полете;
- реализация активных участков полета ПМ и ВА.
- управление приводами остронаправленной антенны (ОНА) для обеспечения радиосвязи с наземными станциями;
- управление ПМ на участке проведения навигационных измерений;
- управление движением КА на участке спуска и посадки.

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

Базовая система координат космического аппарата (БСК КА) материализуется базовой поперечной плоскостью КА, за которую принята плоскость стыка космического аппарата с переходным отсеком. Базовая продольная ось X перпендикулярна базовой поперечной плоскости и проходит через геометрический центр системы отверстий крепления КА к переходному отсеку (ПХО), положительное направление оси X - в сторону КА.

Началом БСК КА является точка пересечения базовой оси X с базовой поперечной плоскостью КА. Базовая поперечная ось Z расположена в базовой поперечной плоскости КА, проходит через начало БСК, в номинальном положении направлена в сторону ОНА. Базовые оси КА X, Y, Z образуют правую ортогональную систему координат.

Началом связанной системы координат КА является центр масс КА, оси связанной системы координат $X_{св}, Y_{св}, Z_{св}$ совпадают по направлению с одноименными осями БСК.

Визирная система координат КА совпадает с визирной системой координат перелетного модуля и материализуется посадочным местом под БИБ №1 перелетного модуля. Визирные оси X_v, Y_v, Z_v в номинальном положении совпадают по направлению с одноименными осями БСК. Началом связанной системы координат КА является центр масс КА, оси связанной системы координат $X_{св}, Y_{св}, Z_{св}$ совпадают по направлению с одноименными осями БСК.

Инерциальное пространство при решении задач управления КА определяется второй экваториальной системой координат.

ПРИБОРНЫЙ СОСТАВ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

На участках выведения КА на отлетную траекторию, перелета Земля - Марс и функционирования КА на орбите Марса бортовой комплекс управления перелетного модуля задействует следующие отдельные системы, предназначенные для обеспечения управляемого движения центра масс и вокруг центра масс КА:

- бортовой вычислительный комплекс (БВК);
- блок определения координат звезд БОКЗ-МФ (2 комплекта);
- бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) ФГ (2 комплекта);
- оптический солнечный датчик (ОСД) (2 комплекта);
- телевизионную систему навигации и наблюдения (ТСНН);
- кластер из четырех управляющих двигателей-маховиков (ДМ);
- двигательную установку перелетного модуля.

Бортовой вычислительный комплекс ПМ, в свою очередь, является совокупностью семнадцати приборов: ЦВМ22-1, ЦВМ22-2, АС11-АС19, АС1А, АС21-АС25.

На участках старта с Фобоса, перелета Марс - Земля бортовой комплекс управления возвращаемого аппарата задействует следующие отдельные системы, предназначенные для обеспечения управляемого движения центра масс и вокруг центра масс КА:

- бортовой вычислительный комплекс (БВК);

- блок определения координат звезд БОКЗ-МФ (2 комплекта);
- бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) ФГ (2 комплекта);
- оптический солнечный датчик (ОСД) (2 комплекта);
- двигательную установку возвращаемого аппарата.

Бортовой вычислительный комплекс ВА, в свою очередь, является совокупностью пяти приборов - ЦВМ22-1, ЦВМ22-2, АС1-АС3.

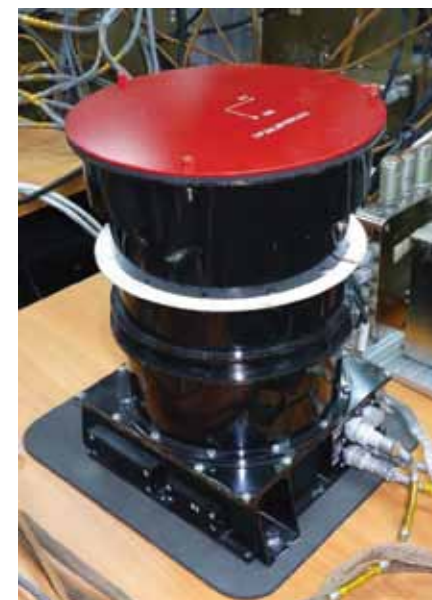
Приборы обеспечения посадки (ТСНН, ДИСД, ЛВ-В) детально рассмотрены в других статьях данной книги.

Блок определения координат звезд БОКЗ-МФ предназначен для высокоточного определения в реальном времени параметров трехосной ориентации по изображениям произвольных участков звездного неба.

Основные характеристики прибора БОКЗ-МФ (рис. 1):

- масса - 1,65 кг;
- энергопотребление - 11 Вт;
- габариты - 247x179x180 мм;
- допустимая угловая скорость изменения ориентации - 1...2 град/с;
- частота обновления информации об ориентации - 1,0 Гц;
- время (макс) распознавания зарегистрированных звезд без априорной информации об ориентации - 8,0 с;
- выходные данные: матрица направляющих косинусов;
- точность $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ - 5/12 угл.с.

Рис. 1. Общий вид прибора БОКЗ-МФ



Оптический солнечный датчик (ОСД) предназначен для получения информации о направлении на Солнце продольной оси КА.

Основные характеристики ОСД (рис. 2):

- масса - 0,67 кг;
- энергопотребление - 3 Вт;
- габариты - 120x112x72,5 мм;
- период обновления данных - 250 мс;
- выходная информация: координаты вектора направления на Солнце в виде на-

правляющих косинусов;

- точность (3σ) - 3 угл. мин при угловой скорости до $0,1^\circ$ град/с и 5 угл. мин при угловой скорости до 1° град/с.

Рис. 2. Общий вид прибора ОСД

Бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) состоит из трех волоконно-



оптических гироскопов и трех кварцевых акселерометров.

Основные характеристики прибора (рис. 3):

- масса - 1 кг;
- энергопотребление – 10 Вт;
- шумовая составляющая в выходной информации (3σ) - не более 3 угл. с;
- стабильность "нулевого" сигнала на любом временном интервале длительностью до 2 ч после проведения калибровки углоизмерительных каналов - не более $0,2$ град/ч по каждому каналу;
- номинальная цена импульса выходной информации акселерометров $0,005...0,01$ м/с²;
- допустимое отклонение цены импульса $\pm 0,05$ %;
- шумовая составляющая в выходной информации не превышает двух младших разрядов выходной информации акселерометра.

Все приборы БКУ ПМ и БКУ ВА космического комплекса «Фобос-Грунт» прошли полный цикл испытаний, подтвердили свою высокую надежность и их характеристики полностью соответствуют требованиям.

ОСНОВНЫЕ РЕЖИМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ БКУ ПМ

В качестве исполнительных органов БКУ ПМ использует:

- для управления движением центра масс КА: маршевую двигательную установку (МДУ) с двумя рулевыми машинами (РМ) (двухкомпонентная, тяга 19 600 Н);
- для управления движением вокруг центра масс КА: двигатели малой тяги (ДМТ) (двухкомпонентные, 16 двигателей тягой по 54 Н, 4 двигателя тягой по 13,3 Н);



Рис. 3. Общий вид прибора БИБ «Фобос-Грунт»

- тормозные двигатели (ТД) (двухкомпонентные, 4 двигателя тягой по 392 Н);
- блок из четырех управляющих ДМ «Агат-15М», расположенных по схеме «несимметричная пирамида» (рис.4).

Блок управляющих ДМ на этапе выведения не задействуется ввиду того, что этот участок является энергетически напряженным и КА имеет существенные массово-инерционные характеристики, не позволяющие эффективно использовать ДМ.

Логика функционирования системы ориентации и стабилизации КА «Фобос-Грунт» на этапе выведения строится исходя из наличия нескольких существенных ограничений:

- непосредственно после отделения от РН есть лишь небольшой отрезок времени (порядка 5 мин), когда КА находится в зоне радиовидимости наземных станций;
- переход КА на отлетную траекторию к Марсу осуществляется по трехимпульсной схеме;
- первым включением МДУ КА переходит с опорной орбиты на первую промежуточную;
- после этого осуществляется сброс дополнительного топливного бака;
- вторым включением МДУ КА переходит на вторую промежуточную орбиту, на которой находится достаточно длительное время, которое необходимо для проведения траекторных измерений;
- особенности трехимпульсной схемы таковы, что первые два импульса проводятся автономно, по уставкам, которые закладываются на Земле до пуска КА;
- третий активный участок, из-за накопления ошибок выполнения первых двух активных участков, требуется проводить после уточнения вектора состояния, после чего заложить уставки на третий маневр;
- параметры второй промежуточной орбиты таковы, что все траекторные измерения проводятся через радиокomплекс КА, а не средствами передатчика З8Г6, который работает на опорной и первой промежуточной орбите;
- штатный бортовой радиокomплекс невозможно задействовать на опорной ор-



Рис. 4. Прибор «Агат-15М» с блоком управления

бите, ввиду его технических особенностей (изготовление для работы в дальнем космосе);

- наземные станции слежения в Медвежьих Озерах и Уссурийске конструктивно не могут обеспечить передачу командной информации на борт КА, функционирующего на опорной и первой промежуточной орбите.

На борту КА установлена система для проведения навигационных измерений (З8Г6), а также передатчик телеметрической информации РПТ-111. Функционирование этих двух систем является единственным средством контроля функционирования БКУ ПМ на опорной и первой промежуточной орбите.

После отделения от ракетносителя с помощью БКУ ПМ включаются приборы БИБ ФГ. Система управления ориентацией и стабилизацией осуществляет гашение остаточных угловых скоростей КА. После этого производится включение двух комплектов приборов ОСД и реализуется алгоритм поиска Солнца, с приведением его к заданному программному положению в поле зрения ОСД с допустимым отклонением $\pm 1^\circ$. Длительность построения солнечной ориентации не превышает 15 мин.

Алгоритм управления движением на участке построения солнечной ориентации разработан так, что идет одновременная обработка информации двух комплектов ОСД и БИБ, что позволяет обеспечить высокую надежность и удержание ориентации аппарата в требуемом направлении при заходе КА в тень.

В режиме построения солнечной ориентации СОиС выполняет следующие операции:

- после окончания успокоения БКУ производит набор и стабилизацию угловой скорости поиска $\omega_z = 1$ град/с и поиск Солнца в течение ~ 7 мин;
- после получения признака наличия координат Солнца в поле зрения одного из ОСД начинается работа на участке приведения оси ОХ в направление на Солнце; длительность участка приведения ~ 3 мин;
- если по истечении времени режима поиска (~ 7 мин) ни один из ОСД не выдал признак наличия Солнца, производится стабилизация КА, затем осуществля-

ется разворот вокруг продольной оси аппарата в течение 3,5 мин, после этого - повторный поиск Солнца;

- при угловом отклонении оси ОХ от направления на Солнце меньше 5° начинается работа на участке стабилизации КА; длительность участка определяется параметрами полетного задания.

В режиме поиска контроль углового положения КА и скорости вращения осуществляется с использованием приборов БИБ. В режиме приведения работает алгоритм «гирсолнце», который контролирует положение аппарата по информации с БИБ, корректируя его показаниями ОСД.

Функционирование КА в режиме солнечной ориентации осуществляется в течение довольно продолжительного времени, обусловленного невозможностью построения трехосной инерциальной ориентации, поскольку имеются ограничения на включения прибора БОКЗ, обусловленные газопылевой обстановкой на опорной орбите после отделения КА от РН.

После выполнения всех необходимых операций по подготовке бортовых систем к проведению первого активного участка и включения приборов БОКЗ СОиС КА осуществляет реализацию режима инерциальной ориентации (ИНО).

Режим ИНО предназначен для проведения следующих участков работы БКУ.

1-й участок. На этом участке КА стабилизируется по информации БИБ. Включается и тестируется звездный прибор БОКЗ-МФ (128 с). Участок оканчивается после получения устойчивых измерений прибора БОКЗ.

2-й участок – участок определения «уходов» волоконно-оптических гироскопов БИБ по измерениям БОКЗ, длительность участка составляет $\sim 15\text{...}20$ мин.

3-й участок - участок программного разворота. На этом участке реализуется программный (по кратчайшему пути) разворот КА в требуемую ориентацию с угловой скоростью $\sim 0,2$ град/с при использовании ДМТ. Длительность участка программного разворота определяется углом разворота, но не превышает 10 мин.

4-й участок - участок программного склонения КА с требуемой угловой скоростью от 0,05 до 0,5 град/с при использовании ДМТ и от 0,01 до 0,1 град/с - при использовании ДМ. Ориентация вектора угловой скорости задается в связанной системе координат направляющими косинусами, длительность участка программного склонения определяется требованиями проведения навигационных измерений.

5-й участок - участок возврата КА в исходную ориентацию. На этом участке БКУ реализует программный разворот в исходную перед проведением режима ИНО ориентацию, после чего включается ОСД и уточняется положение Солнца.

6-й участок – участок «профильного» разворота КА, реализуется только с использованием блока ДМ. На этом участке БКУ реализует разворот КА согласно заранее определенной траектории, которая закладывается на борт в виде различных наборов данных. Такими данными могут служить: времена начала и конца участка, кватернион конечного положения КА (в этом случае на борту автоматически строится кубический сплайн, определяющий точное программное значение угловых отклонений и угловых скоростей КА в текущий момент времени) или набор полиномов прямого восхождения и склонения.

В случае, если после проведения режима ИНО БКУ переходит в режим реализации активного маневра, вместо операций программного склонения и возврата КА в исходную ориентацию проводятся операции определения «нулевого» сигнала акселерометров и уточнение ориентации КА по информации БОКЗ-МФ.

Таким образом, режим ИНО КА, определяемый набором участков режима, позволяет реализовать управления КА на пассивных участках полета непосредственно перед включением маршевой двигательной установки для реализации маневра.

В момент начала реализации активного маневра для перевода КА на промежуточную орбиту (или с промежуточной на перелетную) БКУ ПМ функционирует в режиме выдачи корректирующего импульса (ВКИ).

Режиму ВКИ всегда предшествует режим ИНО с выставленным признаком «Признак активного режима после ИНО».

Измерительным прибором режима является БИБ ФГ (два комплекта).

Работа режима разделяется на следующие участки:

1-й участок – участок системы обеспечения запуска (СОЗ). На этом участке осуществляется выключение БОКЗ, приведение ОНА КА в положение ОНА-ВКИ, которое минимизирует возмущения, действующие на конструкцию ОНА при работе МДУ. Производится включение ДМТ для создания перегрузки с целью заполнения топливных магистралей компонентами топлива на время, определяемое в полетном задании (ПЗ). Осуществляется включение рулевых машин (РМ МДУ) (рис. 5).

Рис. 5. Рулевая машина МДУ на нагрузочном стенде



2-й участок – участок работы МДУ. По окончании времени участка СОЗ осуществляется включение МДУ по команде зажигания в режиме большой тяги. На участке осуществляется поддержание ориентации КА с использованием ДМТ (в канале ОХ) и РМ-Т и РМ-Р в каналах ОУ и ОZ. Параллельно производится реализация склонения траектории (если требуется) с использованием РМ МДУ. При наборе характеристической скорости, большей заложенной в полетном задании, производится переключение двигателя МДУ в режим малой тяги, после чего ведется «добор» характеристической скорости до значения $V_{\text{хар}}$, определенного в ПЗ.

3-й участок – выключение акселерометров, построение ориентации соответственно структуре дежурного режима.

В процессе функционирования ведется страховочный контроль показаний акселерометрических каналов БИБ ФГ:

1) левая граница временного интервала соответствует моменту времени, до достижения которого $V_{\text{хар}}$ не может быть набрана с учетом всех ограничений и случайных факторов; соответственно, если, по показаниям акселерометров, произошло достижение $V_{\text{хар}} = V_{\text{хар}}^E$, то выключение двигателя будет осуществлено по достижении левой границы;

2) если до момента времени, определяемого правой границей временного ин-

тервала, по показаниям акселерометров, не произошло достижения $V_{\text{хар}} = V_{\text{хар}}^E$, то также производится выключение МДУ.

Телеметрическая информация во время выполнения активного маневра записывается в память БВК.

На протяжении всего времени работы маршевого двигателя стабилизация КА относительно осей $OY_{\text{св}}$ и $OZ_{\text{св}}$ связанной системы координат производится работой РМ МДУ. Формирование управляющего сигнала происходит по следующей схеме. Рассчитывается программный кватернион ориентации КА с учетом программной скорости склонения, и формируются рассогласования по углам и угловым скоростям от требуемой ориентации в связанных осях КА. В рассчитанные сигналы добавляются поправки, связанные с компенсацией углового и линейного эксцентриситета тяги маршевого двигателя и его перекоса в осях приборной системы координат БИБ.

Активные участки на ДМТ проводятся для коррекции траектории на этапе перелета Земля - Марс, когда для коррекции траектории необходим набор характеристической скорости не более 10 м/с.

Активные участки с использованием тормозной двигательной установки ПМ КА используются для коррекций и формирования орбит при функционировании КА на орбите Марса.

После выведения КА на перелетную траекторию к Марсу КА переходит к функционированию в дежурном режиме (ДР).

Дежурный режим характеризуется ориентацией КА в положение с направлением продольной оси КА на Солнце с диапазоном возможных отклонений $\pm 10^\circ$. В режиме используется информация БОКЗ. Остальные измерительные приборы не задействуются.

Реализация дежурного режима, в рамках управления ориентацией КА, происходит следующим образом.

Осуществляется разворот КА таким образом, чтобы направления на Землю и Солнце лежали в плоскости, содержащей ось X связанной системы и ось диаграммы ОНА. Для этого осуществляется разворот КА в положение, определяемое матрицей ориентации, рассчитываемой на борту.

Переориентация КА на этапе выведения и перелета Земля - Марс выполняется с использованием ДМТ; на этапе функционирования аппарата на орбите Марса, после отделения МДУ и китайского микроспутника (КМС), - с использованием блока двигателей-маховиков и ДМТ.

Используется режим с постоянным заданным наведением остронаправленной антенны на Землю. При этом допускается, что угол между осью X (нормалью к солнечным панелям КА) и направлением на Солнце может достигать заданного уровня в $\pm 10^\circ$. Если этот уровень превышает, включаются приводы ОНА, которые реализуют поддержание направления на Землю, а угол между осью X и направлением на Солнце сводится к нулю путем программного разворота. В этом варианте приводы ОНА реализуют «ступенчатое» управление, при котором положение ОНА в связанной системе координат может не изменяться длительное время.

Для автономного расчета программной ориентации в дежурном режиме необходимо заложить в бортовой компьютер данные, описывающие изменение во времени направлений на Солнце и Землю в инерциальной системе отсчета при наблюдении с КА.

В качестве такой информации используется квадратичная аппроксимация прямого восхождения и склонения для каждого из указанных ортов с целью построения дежурной ориентации аппарата.

В БВУ для реализации дежурного режима хранится информация о структуре данных (ДР-структура) (таблица).

Параметры	Содержание
1	Начальный момент времени t_0
2-4	Коэффициенты $\alpha_{S0}, \alpha_{S1}, \alpha_{S2}$ квадратичного представления прямого восхождения Солнца относительно КА
5-7	Коэффициенты $\delta_{S0}, \delta_{S1}, \delta_{S2}$ квадратичного представления склонения Солнца относительно КА
8-10	Коэффициенты $\alpha_{E0}, \alpha_{E1}, \alpha_{E2}$ квадратичного представления прямого восхождения Земли относительно КА
11-13	Коэффициенты $\delta_{E0}, \delta_{E1}, \delta_{E2}$ квадратичного представления склонения Земли относительно КА

По этим данным БВК на произвольный момент времени t рассчитывает направление на Солнце r_s^0 и на Землю r_E^0 .

Указанные параметры, описывающие угловые координаты направлений на Солнце и Землю, закладываются в память БВУ по данным прогноза орбитального движения.

При реализации активных маневров ПМ (управления движением центра масс) БКУ ПМ осуществляет обработку импульса линейной скорости в режиме поддержания трехосной ориентации.

Допустимые стабилизационные отклонения отработки заданных импульсов линейной скорости ПМ:

по продольной составляющей, м/с

$$\Delta V_1 \leq \sqrt{\left(0.02^2 + (0.003 \cdot t)^2 + (0.0005 \cdot V)^2 + \left(\frac{P \cdot T_H}{M_{ПМ}}\right)^2 + \left(\frac{J_{ПД}}{M_{ПМ}}\right)^2\right)},$$

где t - длительность работы МДУ (тормозного двигателя, ДМТ), с; V - значение импульса скорости, м/с; P - тяга МДУ (тормозного двигателя, ДМТ), Н; $J_{ПД}$ - разброс импульса последействия при выключении МДУ (тормозного двигателя, ДМТ), Н·с; T_H - длительность цикла счета БВК, с; $M_{ПМ}$ - масса ПМ в момент выключения МДУ (тормозного двигателя, ДМТ), кг;

по поперечной составляющей, м/с

$$\Delta V_2 \leq V \cdot \sin(20^\circ) - \text{для ДМТ};$$

$$\Delta V_2 \leq V \cdot \sin(40^\circ) - \text{для МДУ и тормозного двигателя.}$$

ОСНОВНЫЕ РЕЖИМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ БКУ ВА

Помимо описанных выше режимов ПСО и ИНО на газовых двигателях (ГД), БКУ ВА реализует дежурный режим в закрутке и режим активных маневров в закрутке.

Перед реализацией дежурного режима в закрутке БКУ ВА осуществляет переориентацию КА в заданное пространственное положение со скоростью до 1 град/с, для обеспечения требуемой ориентации оси ОХ базовой системы координат ВА перед проведением закрутки, а также перед включением двигательной установки (для управления движением центра масс). После этого производится закрутка КА вокруг оси ОХ БСК со скоростью от 2 до 4 град/с (устанавливается в ПЗ). Основным измерительными приборами БКУ ВА в этом режиме являются приборы ОСД, по информации которых определяется отклонение продольной

оси КА от направления на Солнце в диапазоне $\pm 10^\circ$.

Бортовой комплекс управления ВА осуществляет периодическую подправку закрутки - изменение ориентации оси закрутки относительно инерциального пространства. При проведении подправки реализуются следующие операции:

- гашение угловой скорости закрутки;
- переход в режим ИНО;
- разворот КА для обеспечения требуемой ориентации оси ОХ БСК ВА;
- закрутка КА.

Для закрутки предусмотрены два способа включения режима подправки:

- задание момента проведения подправки в массиве командно-программной информации (КПИ) из наземного комплекса управления (НКУ), одновременно в массиве КПИ задаются параметры ориентации оси закрутки;
- автономное включение режима подправки при превышении допустимого отклонения оси ОХ БСК от направления на Солнце с приведением ее в процессе подправки к этому направлению по информации ОСД.

При реализации активных маневров ВА (управления движением центра масс) БКУ ВА осуществляет отработку импульса линейной скорости ВА со скоростью закрутки относительно оси ОХ БСК 50 град/с, при помощи ДУ ВА с погрешностями относительно заданного значения:

по продольной составляющей, м/с

$$\Delta V_1 \leq \sqrt{\left(0.01^2 + (0.03 \cdot t)^2 + (0.0005 \cdot V)^2 + \left(\frac{J_{ПД}}{M_{ВА}}\right)^2\right)},$$

где t - время работы ДУ ВА, с; V - величина импульса скорости, м/с; $J_{ПД}$ - суммарный разброс импульса последействия и интеграла от тяги ДМТ за два такта работы БВК, Н·с; $M_{ВА}$ - масса ВА, кг;

по поперечной составляющей, м/с

$$\Delta V_2 \leq V \cdot \sin(2^\circ).$$

Алгоритмами БКУ ВА предусмотрены два варианта выключения двигателей при реализации активных маневров:

- по результатам измерений акселерометров, функционирующих в составе БИБ;
- путем задания длительности работы двигателей.

Примечания:

- приведенные погрешности выполнения активных маневров обеспечиваются при условии погрешности «привязки» приборов ориентации БКУ ВА к БСК ВА не более 2 угл. мин;
- данная точность привязки обеспечивается проведением юстировочных обмеров на этапе наземной подготовки ВА к полету;
- дополнительные требования к бортовым системам ВА, необходимые для обеспечения заданной точности выполнения активных маневров (разброс импульса последействия ДУ ВА, запаздывания в трактах электроавтоматики и т.п.), подтверждаются технической документацией на эти бортовые системы или проверяются на этапе наземных испытаний.

Ю.К. Зайко, П.Е. Розин
НПО им. С.А. Лавочкина

ГРУНТОЗАБОРНЫЙ КОМПЛЕКС

Основной задачей космического аппарата «Фобос-Грунт» является забор и доставка грунта Фобоса на Землю. Выполнение задачи забора грунта решается средствами грунтозаборного комплекса.

Грунтозаборный комплекс (рис. 1) предназначен для выполнения следующих функций:

- взятия с поверхности Фобоса образцов реголита и консолидированных фрагментов с помощью грунтозаборных устройств (ГЗУ), входящих в состав манипуляторного комплекса;
- погрузки взятых образцов в контейнер грунтоперегрузочного устройства (ГПУ);
- перегрузки контейнера в спускаемый аппарат, предназначенный для доставки взятых образцов на Землю;
- обеспечения образцами грунта приборов комплекса научной аппаратуры с помощью манипуляторного комплекса.

Грунтозаборный комплекс (ГЗК) выполняет свои функции по командам, выдаваемым бортовым вычислительным комплексом перелетного модуля «Фобос-Грунт» и исполнительным блоком управления.



Рис. 1. Состав грунтозаборного комплекса

Основные требования к грунтозаборному комплексу:

- тип забираемого грунта – реголит и консолидированные фрагменты;
- размер консолидированных фрагментов – от 5 до 15 мм;
- суммарный объем загружаемых в контейнер грунтоперегрузочного устройства образцов вещества Фобоса – не менее 100 см³;
- осевое усилие при заборе грунта – не более 1 Н;
- длительность перегрузки контейнера в спускаемый аппарат – не более 5 мин;
- длительность подготовки ГЗК к выполнению операций по взятию и загрузке грунта – не более 10 мин;
- угол между продольной осью ГЗУ и осью X космического аппарата при перегрузке образцов грунта – не более 10°;

- погрешность относительного позиционирования продольной оси ГЗУ:
 - линейная по каждой координате – не более 3 мм;
 - угловая – не более 3°.

Манипуляторный комплекс (МК) установлен на стойке перелетного модуля с возможностью досягаемости как контейнера грунтоперегрузочного устройства, так и научных приборов.

В состав манипуляторного комплекса (МК) входят: манипулятор и грунтозаборное устройство. На МК установлены мессбауэровский спектрометр, панорамная камера и микроскоп «МикрОмега» (рис. 2).



Рис. 2. Манипуляторный комплекс

При стандартной циклограмме забора грунта предполагается:

- осуществление съемки поверхности Фобоса стереокамерой ГЗУ;
- передача стереоизображения на Землю;
- выбор точек забора грунта манипулятором и назначение грунтоприемников для каждой выбранной точки;
- обработка стереоизображения и передача координат точек забора грунта на КА;
- выход манипулятора над первой точкой забора;
- разворот панорамной камеры в сторону точки забора и определение необходимых коррекций положения манипулятора (может делаться автоматически на борту КА);
- коррекция положения манипулятора;
- разворот ГЗУ в сторону точки забора грунта;
- вертикальное опускание ГЗУ в точку забора грунта до срабатывания датчика контакта с грунтом; автоматическое движение ГЗУ без использования датчика затруднено в связи с тем, что координата по оси X средствами ПМ определяется с точностью менее ± 10 мм;

- забор грунта;
 - перенос грунта в указанный грунтоприемник и выгрузка грунта.
- Разрабатывается автоматическая циклограмма забора грунта:
- осуществление съемки поверхности Фобоса стереокамерой ГЗК;
 - расчет точек забора грунта манипулятором и назначение грунтоприемников для каждой выбранной точки;
 - выход манипулятора над первой точкой забора;
 - разворот панорамной камеры в сторону точки забора и определение необходимых коррекций положения манипулятора;
 - коррекция положения манипулятора;
 - разворот ГЗУ в сторону точки забора грунта;
 - вертикальное опускание ГЗУ в точку забора грунта до срабатывания датчика контакта с грунтом;
 - забор грунта;
 - перенос грунта в указанный грунтоприемник и выгрузка грунта.

Разработан аварийный способ забора грунта для случая срочного взлета возвращаемого аппарата:

- на Земле до запуска в память БВК закладываются координаты 40...50 точек забора грунта в зоне досягаемости манипулятора;
- выход манипулятора над первой точкой забора;
- вертикальное опускание ГЗУ в точку забора грунта до срабатывания датчика контакта с грунтом;
- забор грунта;
- перенос грунта в грунтоприемник и выгрузка грунта.

Три различные циклограммы забора грунта повышают надежность выполнения основной задачи миссии для любых условий посадки космического аппарата.

Для повышения надежности забора грунта на перелетном модуле на соседней по отношению к МК стойке установлен **манипуляторный комплекс второго исполнения** (МК2) (рис. 3), который предназначен для обеспечения загрузки контейнера грунтоперегрузочного устройства (ГПУ) (рис. 4) и обладает возможностью досягаемости одного из научных приборов (термодинамического анализатора ТДА) (рис. 5).

В состав МК2 входят: манипулятор, грунтозаборное устройство (ГЗУ), аналогичное установленному на МК, и грунтозаборное устройство пенетрационного типа (ГЗУП) CHOMIK [Seweryn, Grygorczuk, Rickman etc, 2010]. На МК2 устанавливается панорамная камера и микроскоп МикрОмега2.

Конструктивно манипулятор и ГЗУ МК2 аналогичны МК. Отличие МК2 от МК заключается в установке на перелетный модуль и другом составе устанавливаемых приборов.

Грунтозаборное устройство пенетрационного типа CHOMIK. Для увеличения вероятности забора образцов грунта с поверхности Фобоса на МК2 установлено дополнительное устройство, разработанное Центром космических исследований Польской академии наук (ЦКИ ПАН). Устройство предназначено для забора не только реголита, но и грунта с несущей способностью до 50 МПа. Дополнительно устройство может проводить дробление твердых образований и замер температуры поверхности. Прототипом механизма выбрано устройство MUPUS, установленное на европейском космическом аппарате Rosetta Lander.

Диверсификация методов забора грунта. Одной из причин переноса запуска КА «Фобос-Грунт» с 2009 г. на 2011 г. является требование «по диверсификации и повышению надежности методов забора грунта и его доставки на Землю» (диверсификация методов забора грунта – повышение разнообразия устройств и методов, обеспечивающих забор грунта).



Рис. 3. Манипуляторный комплекс второго исполнения

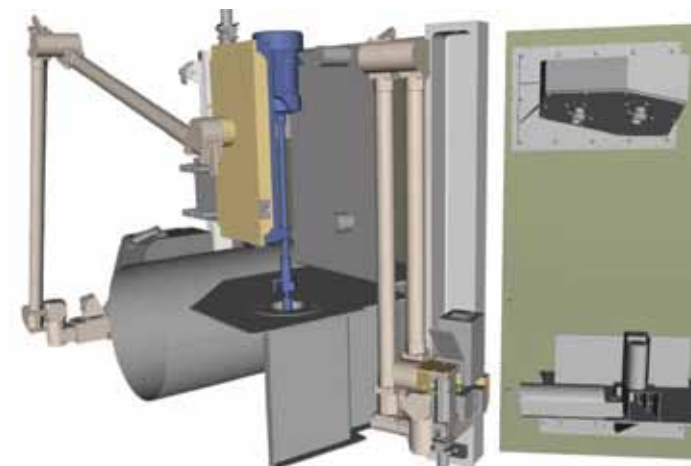


Рис. 4. Перегрузка образца грунта в контейнер ГПУ

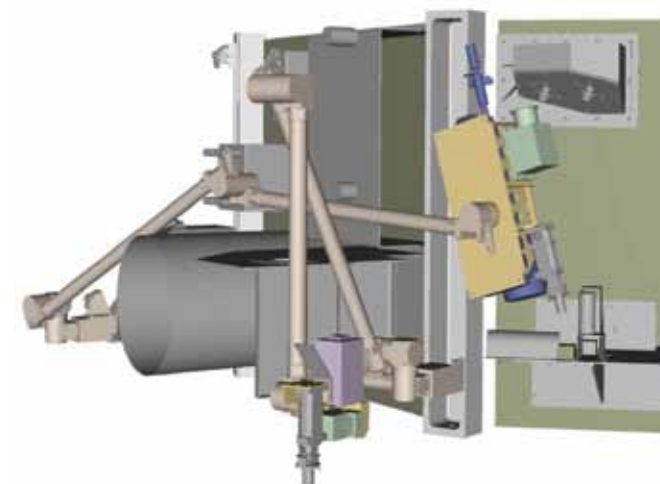
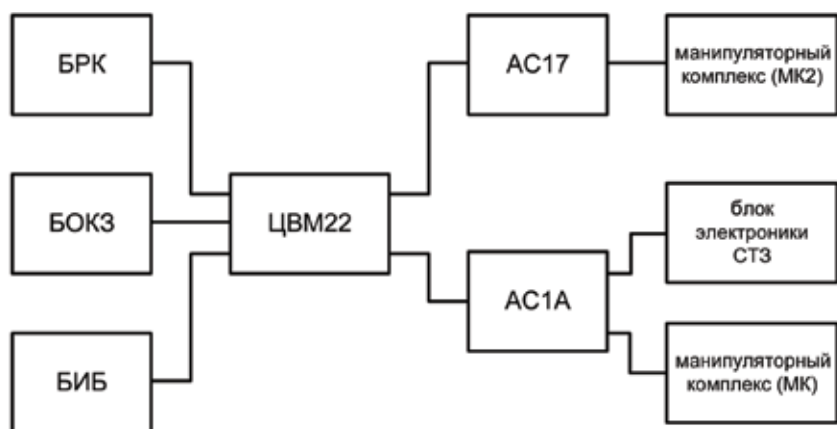


Рис. 5. Перегрузка образца грунта в прибор ТДА

Для выполнения этого требования:

- достигнута договоренность с польской стороной о создании ГЗУ пенетрационного типа и установки его на манипулятор МК2; ГЗУ пенетрационного типа позволяет разрушать и забирать грунт с каменистой поверхности, по твердости аналогичной кирпичу;
- в ИКИ РАН разработана методика повышения возможностей существующих ГЗУ:
 - в дополнение к штатному методу забора реголита и камней размером до 10 мм вместе с реголитом разработан метод черпания, позволяющий забирать грунт связный, сыпучий и гравийный;



ЦВМ – центральная вычислительная машина

БРК – бортовой радиокомплекс

БОКЗ – блок определения координат звезд

БИБ – блок инерциальный бесплатформенный

АС17; АС1А – адаптеры связи

СТЗ – система технического зрения

Рис. 8. Структурная схема аппаратных средств, участвующих в реализации алгоритмов забора грунта

стеклотекстолитовыми кожухами. Масса ГПУ 14 кг.

Подробное описание этого устройства приведено в статье «Пиромеханические и детонационные системы и устройства» данной книги.

Система управления грунтозаборным комплексом. Управление ГЗК обеспечивается бортовым вычислительным комплексом БВК ПМ.

Основными устройствами, обеспечивающими управление ГЗК, в составе БВК ПМ являются ЦВМ22 и адаптеры связи АС1А и АС17. Часть функций, имеющих отношение к управлению ГЗК (подрыв пиропатронов, электрическое включение приборов ГЗК), реализуется с помощью других адаптеров связи в составе БВК ПМ, основной задачей которых является взаимодействие с другими научными и служебными системами КА.

В части управления ГЗК БВК ПМ осуществляет следующие функции:

- выполняет электрическое включение/выключение приборов в составе ГЗК;
- выдает команды управления на блок подрыва пиропатронов для активизации перечисленных выше электромеханических устройств;
- реализует один из типовых алгоритмов грунтозабора;
- формирует для передачи на Землю телеметрическую информацию о работе алгоритмов грунтозабора и технических средств ГЗК;
- исполняет получаемые с Земли команды настройки алгоритмов грунтозабора и режимов функционирования технических средств ГЗК.

Структурная схема аппаратных средств, участвующих в реализации алгоритмов забора грунта, показана на рис. 8.

Разработанные методы и средства обеспечения грунтозабора гарантируют выполнение основной задачи экспедиции – доставки образцов грунта на Землю.

Проведенные испытания позволили выбрать оптимальную конструкцию ГЗК. Отработка программных средств управления ГЗК не влияет на конструкцию ГЗК, а позволяют оптимизировать:

- управление перемещениями манипуляторов;
- обработку стереоизображений;
- взаимодействие МК, МК2, СТЗ, БВК ПМ и приборов комплекса научной аппаратуры.

При этом БВК ПМ позволяет проводить отработку программных средств ГЗК после старта космического аппарата и вносить уточнения в программу управления ГЗК в процессе полета КА.

Литература

Seweryn K., Grygorczuk J., Rickman H. etc. [2010] CHOMIK – Sampling Device of Penetrating Type for Russian Phobos Sample Return Mission // Cospar, 2010.

**С.Н. Алексахин, Ю.К. Зайко, С.Е. Сутугин,
НПО им. С.А. Лавочкина
О.Е. Козлов
ИКИ РАН**

МАНИПУЛЯТОРНЫЙ КОМПЛЕКС КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ФОБОС-ГРУНТ»

Для реализации научных задач на автоматической межпланетной станции «Фобос-Грунт» установлен грунтозаборный комплекс (ГЗК), в состав которого входят два манипуляторных комплекса (МК) различных исполнений, основными задачами которых является забор проб грунта с поверхности Фобоса и выгрузка их в возвращаемый на Землю контейнер и в грунтоприемники научных приборов.

Манипуляторный комплекс первого исполнения предназначен для выполнения следующих функций:

- взятие с поверхности Фобоса образцов реголита и консолидированных фрагментов;
- перегрузка взятых образцов в контейнер спускаемого аппарата, предназначенного для доставки взятых образцов на Землю;
- обеспечение образцами грунта приборов комплекса научной аппаратуры (КНА);
- установка на грунт блока датчиков мессбауэровского спектрометра;
- обеспечение наведения панорамной камеры для съемки панорам поверхности Фобоса и контроля забора грунта.

Манипуляторный комплекс второго исполнения (рис.1) обеспечивает следующее:

- наведение на грунт прибора СНОМІК для забора связанного грунта, определения физико-механических свойств грунта и проведения его теплового анализа;
- взятие с поверхности Фобоса образцов реголита и консолидированных фрагментов при помощи установленного грунтозаборного устройства;
- перегрузка образцов грунта из прибора СНОМІК и грунтозаборного устройства в контейнер спускаемого аппарата.



Рис. 1. Манипуляторный комплекс второго исполнения

Впервые в отечественной практике было запланировано использовать манипулятор как многоуровневое многофункциональное устройство для забора грунта, установки приборов на грунт и съемки грунта и элементов космического аппарата. Кроме того, забор грунта в условиях практически отсутствия гравитации до настоящего времени не осуществлялся.

Отсутствие гравитации накладывает ограничение на выбор способа забора и перегрузки грунта, в частности, процесс пересыпания грунта неприемлем. Особенностью конструкции грунтозаборного устройства (ГЗУ) становится принудительная выгрузка грунта при помощи поршня.

Поверхностный слой (реголит) Фобоса как безатмосферного планетного тела по ряду физико-механических характеристик должен быть близок к лунному реголиту. Следует ожидать, что слагающие реголит Фобоса частицы, подобно частицам лунного реголита, должны иметь сложную неправильную форму, возникшую в результате процессов переработки поверхности Фобоса микрометеоритными частицами и фрагментами, выброшенными при метеоритной бомбардировке с Марса. Кроме того, на грунт Фобоса влияют следующие факторы:

- высокий вакуум;
- большой диапазон температур;
- низкая гравитация;
- солнечно-космическая радиация.

На основе анализа данных по модели Фобоса и реголиту Луны [Черкасов, Шварев, 1979] была принята следующая модель грунта Фобоса: гранулометрический состав на глубину до 10 см соответствует модели незрелого реголита - тонкозернистый пылеватый песок с размерами частиц от 20 до 240 мкм. Около 5% по объему занимают камни и щебень размером до 10 мм, грунт находится в рыхлом состоянии и деформируется только за счет уплотнения по схеме местного сдвига, при этом межзерновая пористость изменяется от 0,8 [рыхлый грунт] до 0,5 [плотный грунт], после деформирования или взятия образцов грунт «держит» вертикальные стенки высотой до 5...10 см.

Для испытаний было использовано несколько моделей грунта. В ГЕОХИ РАН был разработан грунт-аналог на основе дробленого керамзита с добавлением 1% масла для обеспечения стабильных свойств модели грунта и необходимого сцепления и несущей способности. Для проведения испытаний на сыпучем грунте был использован сухой кварцевый песок. Также для испытаний использовались камни размером до 10 мм. Кроме того, для испытаний прибора СНОМІК был использован каменистый грунт, в ГЕОХИ РАН за аналог грунта были приняты углистые хондриты типа СМ/СR, предел прочности которых на сжатие составляет 30...100 МПа, а вероятные значения предела прочности на растяжения 4...12 МПа. Вероятные значения плотности составляют 2,7...3,1 г/см³, пористости – 6...12 % при возможных вариациях от нуля до более чем 30%.

При разработке грунтозаборного устройства МК его размеры и принцип работы были согласованы с грунтоперегрузочным устройством спускаемого аппарата разработки НПО им.С.А.Лавочкина и приборами комплекса научной аппаратуры. В манипуляторном комплексе [Козлов и др., 2010] захват ГЗУ выполнен в виде разрезанной вдоль тонкостенной трубы с наружным диаметром 16 мм, внутренним диаметром 13 мм и длиной внутренней полости 21 мм с поршнем-выталкивателем внутри (рис.2).

Трубчатая конструкция захвата обладает рядом преимуществ, которые и определили выбор:

- трубчатый захват позволяет забирать грунт, калиброванный по диаметру, что обеспечивает надежную его перегрузку в контейнер спускаемого аппарата;
- цилиндрический поршень по трубчатому захвату надежно и полностью перегружает грунт в грунтоприемник;

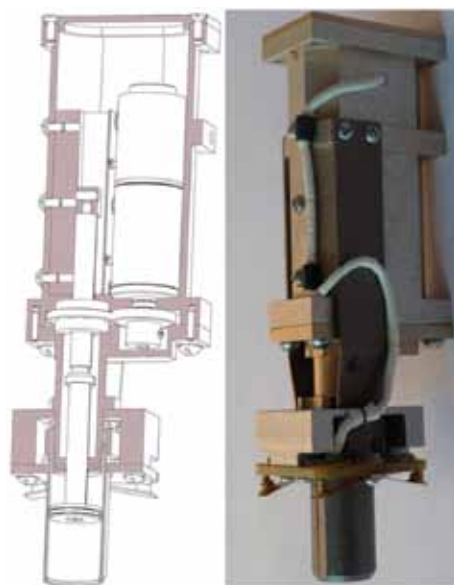


Рис. 2. Грунтозаборное устройство

- при любом положении манипулятора на космическом аппарате трубчатый грунтозаборник обеспечивает соосную стыковку с грунтоприемным устройством спускаемого аппарата;
- трубчатые грунтозаборники широко используются в механике грунтов и геологии, а также были использованы в экспедициях КА «Аполлон».

Грунтозаборное устройство устанавливается на поворотной платформе на манипуляторе. Манипулятор представляет собой жёстко закреплённый на кронштейне перелетного модуля двухзвенный с четырьмя степенями свободы механизм, окончательным звеном которого является поворотная платформа (рис.3). Четыре степени свободы обеспечиваются четырьмя приводами, что позволяет манипулятору поворачиваться по азимуту в пределах выделенной общей компоновочной зоны. Поверхность, которая может быть исследована манипулятором – сегмент углом 150° от точки крепления манипулятора – ограничена максимальной длиной манипулятора около 900мм. В транспортном положении манипулятор находится в сложенном виде и крепится к космическому аппарату в двух местах с помощью кронштейнов и системы пирочек. Манипуляторы первого и второго исполнения аналогичны по конструкции, но отличаются установленными на поворотной платформе приборами. На последнем звене манипулятора первого исполнения установлены ГЗУ, панорамная камера и блок датчиков мессбауэровского спектрометра, а на манипуляторе второго исполнения – ГЗУ, панорамная камера и геологический пенетратор СНОМІК.

ГЗУ состоит из привода, аналогичного приводу манипулятора, и винтовой передачи, которая обеспечивает перемещение поршня. Перемещение поршня контролируется датчиками. Движение ГЗУ контролируется датчиком контакта с грунтом, который срабатывает при погружении в грунт захвата ГЗУ на 25мм. Для обеспечения надежного забора грунта было отработано несколько алгоритмов, в зависимости от испытываемой модели грунта.

Для связного керамзита использовался стандартный алгоритм забора грунта, при котором захват открывался на 2...3мм, внедрялся в грунт, после чего сжи-



Рис. 3. Последнее звено манипулятора

маля, обеспечивая надежную фиксацию грунта, манипулятор позиционировал захват в точку выгрузки и поршень выталкивал грунт. Столбик грунта получался диаметром 13мм, высотой около 20мм.

Для сыпучего грунта стандартный алгоритм был не применим, так как при подъеме захвата над грунтом песок высыпался. Поэтому был использован алгоритм «черпания», при котором захват в сжатом положении опускался в грунт вертикально вниз, поворачивался на $70..80^\circ$ и переносился в точку выгрузки. Манипулятор обеспечивал разворот захвата над точкой выгрузки до вертикального положения и поршень выталкивал остатки грунта. Такой алгоритм позволил в условиях земной гравитации забирать около трети полного объема захвата, что гарантирует забор грунта в условиях низкой гравитации.

Были проведены испытания по забору камней размером до 10мм, которые захватывались ГЗУ вместе с окружающим грунтом.

В случае если на поверхности Фобоса толщина слоя реголита будет составлять менее 20мм, на ГЗУ предусмотрен скребок (рис.4) для сбора частиц реголита в одном месте с последующим забором образца с помощью захвата.

Предусмотрен также забор каменистого грунта, который обеспечивается геологическим пенетратором СНОМІК (рис.5), установленным на манипуляторном комплексе второго исполнения. Прибор СНОМІК разработан и изготовлен в Лаборатории космической мехатроники и робототехники в Центре космических исследований Польской академии наук в Варшаве. С функциональной точки зрения прибор СНОМІК основан на приборе MUPUS, разработанном для КА «Розетта» с целью исследования кометы 67P/Чурюмова-Герасименко. Прибор MUPUS был предназначен для внедрения в вещество кометы температурного зонда, с последующим замером теплопроводности вещества.

Конструкция прибора СНОМІК состоит из трех основных частей: устройства внедрения с датчиком положения, контейнера для образца грунта с механизмом отделения, блока электроники с кабелями. Суммарная масса конструкции не пре-



Рис. 4. Скребок

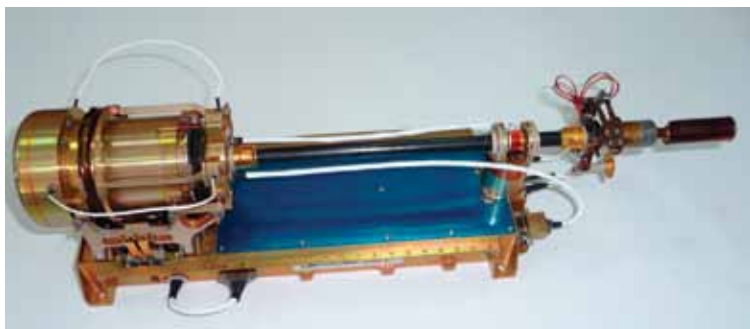


Рис. 5. Прибор CHOMIK

вышает 1,4 кг. Конструкция выдерживает воздействие перепада температур в диапазоне значений $\pm 100^{\circ}\text{C}$ на этапе перелета. В процессе функционирования допустимое значения температуры от -50 до $+20^{\circ}\text{C}$.

Устройство внедрения представляет собой электромагнитный молоток (рис. 6) и служит для забивания контейнера в грунт. Устройство в транспортном положении зачековано к основанию, выполненному из алюминиевого сплава и прикрепленного к манипулятору. Датчик положения предназначен для получения информации о контакте контейнера с грунтом и пространственном положении контейнера относительно приемной капсулы в момент отделения.

Контейнер для образцов грунта выполнен в виде тонкостенного стакана из титанового сплава. Максимальный наружный диаметр контейнера 16мм, длина 40мм. Контейнер прикреплен к устройству внедрения механизмом отделения. Забор грунта обеспечивается забиванием контейнера в грунт серией ударов, при этом конструкция крепления ударника обеспечивает ограничение отдачи на манипулятор в пределах 1...3Н. Во время ударов кроме забора грунта проводится измерение механических свойств грунта, которые определяются после анализа данных с датчика перемещения в зависимости от заданной силы удара. На основании полученных свойств грунта может быть принято решение о возможности использовать забор грунта с помощью ГЗУ.

Механизм отделения служит для сброса контейнера с образцами грунта в кап-

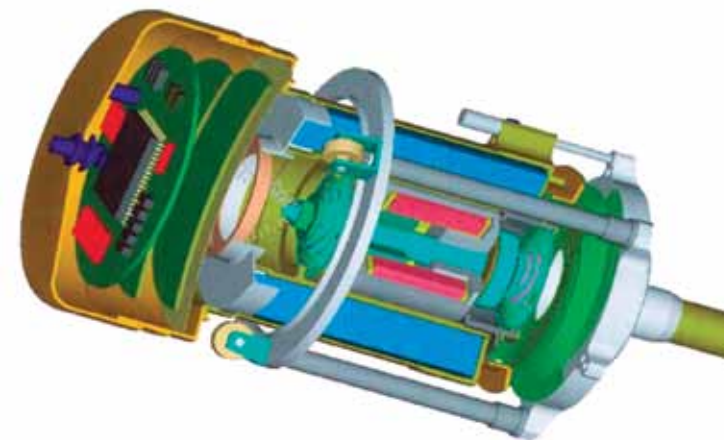


Рис. 6. Электромагнитный молоток

сулу и выполнен в виде пережигающей чеки. При подаче напряжения на сопротивление происходит нагрев последнего и пережигание синтетической нити, крепившей контейнер к устройству внедрения. Пружина отталкивает контейнер от устройства в грунт. После сброса контейнера появляется доступ к керну на устройстве внедрения. Керн предназначен для дробления твердых образований пород, а также может производить тепловой анализ реголита Фобоса с помощью установленных на нем датчиков.

Выбор наиболее интересных точек для забора грунта будет проводиться на основании анализа полученного изображения со стереокамеры, зона видимости которой соответствует зоне работы манипуляторного комплекса первого исполнения. Хотя в манипуляторном комплексе предусмотрена возможность забора грунта «вслепую» (ориентируясь на показания датчиков контакта с грунтом), обработка изображения, полученного от системы технического зрения, позволит выбрать образцы грунта или подходящего размера камни, наиболее интересные для исследований на Фобосе или для доставки на Землю. Кроме того, обработка изображения позволит рассчитать оптимальную траекторию движения манипулятора в случае наличия на поверхности Фобоса каких-либо препятствий. Обработка изображений будет проводиться как на Земле, так и на борту для случая, если связь с Землей будет отсутствовать.

Для испытаний был разработан стенд, имитирующий две панели космического аппарата, на котором установлены оба манипуляторных комплекса. Стенд обеспечивает имитацию невесомости с помощью системы обезвешивания двух манипуляторов.

На панелях расположены имитаторы приборов комплекса научной аппаратуры с воспроизведением внешних габаритов для отработки оптимальных траекторий движения манипулятора. Кроме испытаний по забору грунта были проведены совместные испытания с комплексом научной аппаратуры. Были проведены стыковки с приборами ТДА (термодинамический анализатор), ЛАЗМА (лазерный спектрометр), МикрОмега (оптический и инфракрасный микроскопы), с грунтоперегрузочным устройством спускаемого аппарата (рис.7).

Управление манипулятором и отработка траекторий движения проводилась с помощью системы управления, разработанной для испытаний и аналогичной системе управления на борту космического аппарата. Система управления позво-

АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



Рис. 7. Испытательный стенд

ляет одновременно управлять всеми пятью приводами манипулятора для обеспечения движения по сложным заданным траекториям и точного позиционирования ГЗУ над грунтоприемными устройствами комплекса научной аппаратуры и соосной стыковки грунтоперегрузочного устройства спускаемого аппарата и ГЗУ.

Проведенные испытания показали возможность использовать выбранное техническое решения для забора грунта, различного по физико-механическим характеристикам, подтвердили, что манипуляторный комплекс выполняет все поставленные перед ним задачи в рамках миссии ФОБОС-ГРУНТ.

Литература

Черкасов И.И., Шварев В.В. (1979) Грунтоведение Луны. // М.: Наука, 1979
Козлов О.Е. и др. (2010) Манипуляторный комплекс космического аппарата «Фобос-Грунт» // *Астрономический вестник*. 2010. Т.44. № 5. с. 1–5.

О.Е. Козлов, Т.О. Козлова
ИКИ РАН
А.Т. Базилевский, А.В. Иванов
ГЕОХИ РАН
С.Е. Сутугин
НПО им.С.А.Лавочкина
К. Северин, Ю.Григорчук
ЦКИ ПАН

На начальном этапе проектирования космического аппарата «Фобос-Грунт» было принято решение по организации связи, исходя из которого предлагалось разработать антенно-фидерную систему (АФС), работающую в X-диапазоне. Это была первая попытка перехода на работу в международном частотном диапазоне с отечественными объектами для исследования дальнего космоса. Для выполнения требований технического задания в процессе предварительного проектирования было предложено большое количество элементов-аналогов, макеты которых были изготовлены и экспериментально отработаны. К этому моменту стали появляться и получившие впоследствии широкое применение специализированные программы расчета и автоматизированного проектирования антенн и элементов волноводной техники. Специалисты вновь созданного сектора перспективных разработок в кратчайшие сроки освоили данные программы, создали свои программные продукты и стали применять их для расчета элементов, разрабатываемых в рамках проекта «Фобос-Грунт». На начальном этапе с учетом развития компьютерной техники на расчет фильтра уходило несколько часов, и все же это давало выигрыш по сравнению с механической доводкой элементов до нужных радиопараметров. В настоящее время в фидерной системе космического аппарата ФОБОС-ГРУНТ все элементы, включая простейшие, такие как E- и H-уголковые переходы, пересчитаны и имеют оптимальные размеры с точки зрения согласования и потерь при распространении высокочастотной энергии, что позволило обойтись без дополнительных согласующих устройств.

Оригинальными были и схемные решения при создании антенно-фидерной системы. Так, по результатам проработки АФС совместно с фирмой-разработчиком радиоконспекса было принято решение о выносе малошумящих усилителей непосредственно к антеннам, установленным на элементах конструкции аппарата, что позволило существенно уменьшить ослабления в приемных трактах, заменить волноводы коаксиальными линиями, что, в свою очередь, обеспечило экономии массы системы.

К сожалению, в силу особенности конструкции космического аппарата не нашла поддержки идея выноса усилителей мощности к антеннам, хотя в зарубежных космических аппаратах это используется достаточно часто.

Оригинальным было предложение работать двумя антеннами, направленными в разные стороны пространства (остронаправленной и малонаправленной антенной, установленной по оси -X) на один приемник через тройник с развязанными по влиянию друг на друга плечами, что позволило обойтись без механического переключателя в приемном тракте.

Антенно-фидерная система космического аппарата «Фобос-Грунт» состоит из двух совершенно автономных систем: АФС перелетного модуля и АФС возвращаемого аппарата. АФС входит в состав космического аппарата и полностью отвечает требованиям технического задания.

На рис.1 приведена функциональная схема антенно-фидерной системы перелетного модуля.

Антенно-фидерная система перелетного модуля состоит из приемного тракта, куда входят: остронаправленная антенна ФА01, работающая в режиме приема-передачи; три малонаправленные антенны ФАМ1, ФАМ2, ФАМ3, установленные в направлении осей $\pm X$ и обеспечивающие прием радиоволн в сфере (ФАМ2 работает после отделения маршевой двигательной установки) с усилением $-5,5$ дБ в углах $\pm 90^\circ$; режекторные фильтры ФФП1, ФФП2, ФФП3, которые повышают защищенность приемного тракта от паразитных излучений, коаксиально волноводные переходы ФБС1, ФБС2, ФБС3 для соединения АФС с радиоконспексом. Коаксиальная сборка, состоящая из кабельных сборок, выполненных на полужестком кабеле РК50-7-47 и делителя мощности, позволяет сигнал, принятый одной из антенн, заводить на вход приемно-передающего устройства. При этом для уменьшения уровня шумов на входе приемно-передающего устройства не участвующий в приеме малошумящий усилитель мощности обесточивается.

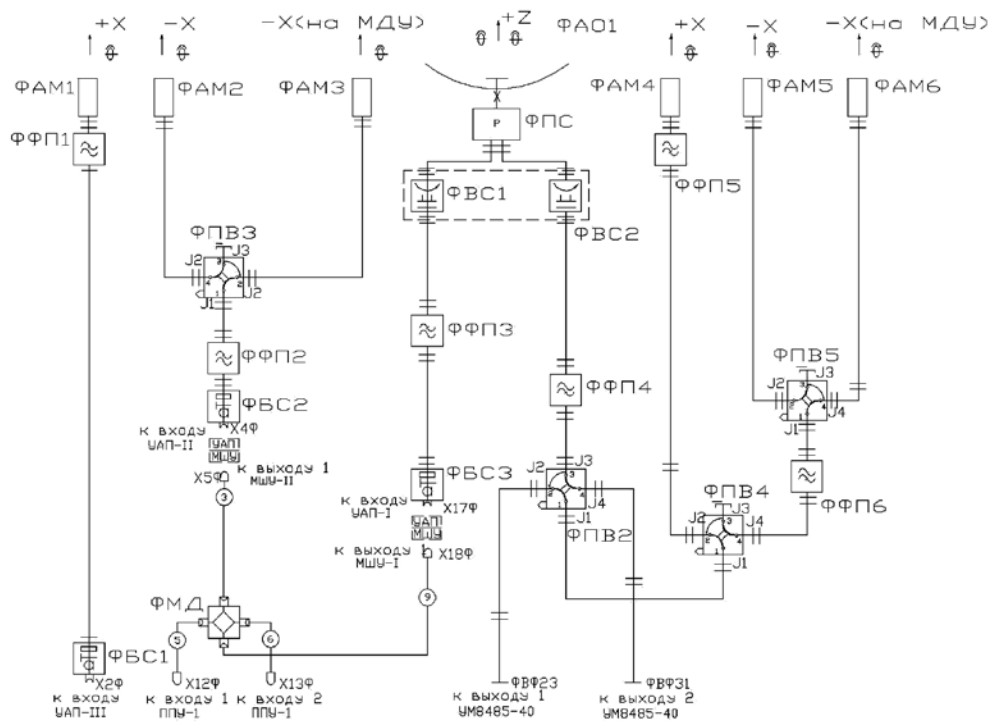


Рис. 1. Функциональная схема антенно-фидерной системы перелетного модуля: ФАО1 – остронаправленная антенна; ФАМ1-ФАМ9 – антенны малонаправленные; ФФП1-ФФП6 – фильтры режекторные; ФБС1-ФБС3 – коаксиально-волноводные переходы; ФВС1, ФВС2 – волноводные вращающиеся соединения (входят в состав привода); ФПВ2-ФПВ5 – переключатели волноводные; X2Ф, X4Ф, X5Ф, X12Ф, X13Ф, X17Ф, X18Ф – разъемы кабельных сборок; ФВФ23, ФВФ31 – выходные фланцы волноводов; УАП-I – УАП-III – переключатели комплектов малошумящих усилителей; МШУ – малошумящий усилитель; ППУ-1 – приемопередающее устройство; УМ8485-40 – 40-ваттный усилитель мощности

В состав передающего тракта входят: остронаправленная антенна ФАО1; три малонаправленные антенны ФАМ4, ФАМ5, ФАМ6, установленные в направлении осей $\pm X$ и обеспечивающие излучение радиоволн в сфере (ФАМ5 работает после отделения перелетного модуля от маршевой двигательной установки) с усилением – 5 дБ в углах $\pm 90^\circ$; режекторные фильтры ФФП1, ФФП2, ФФП3 дополнительно обеспечивают чистоту излучаемого передатчиками спектра.

Переключатели (покупное изделие – изготовлены фирмой Tesat-Spacecom GmbH и Co.KG) ФПВ3 и ФПВ5 обеспечивают переход работы с антенн ФАМ3, ФАМ6 на антенны ФАМ2, ФАМ5 соответственно после отделения от перелетного модуля маршевой двигательной установки и китайского микроспутника; переключатель ФПВ2 обеспечивает выбор работы передающего устройства через остронаправленную или малонаправленную антенну, ФПВ4 – переход работы с антенны ФАМ4 на ФАМ6 (ФАМ5) в случае нештатной ситуации.

Остронаправленная антенна установлена на двухкоординатном приводе, обеспечивающем сканирование луча в диапазоне углов $\pm 90^\circ$. Привод разработан и изготовлен в ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф.Решетнева».

Соединительные волноводы имеют стандартное сечение $28,5 \times 12,6$, после малошумящих усилителей используется коаксиальный кабель РК50-7-47, имеющий радиочастотные соединители с присоединительными размерами 7/3,04.

На рис. 2 приведена функциональная схема антенно-фидерной системы возвращаемого аппарата. В силу меньших размеров возвращаемого аппарата отказались от выноса малошумящих усилителей. Приемные антенны, такие же, как на перелетном модуле, установлены в направлении осей $\pm X$; передающие антенны имеют более выраженную осенаправленную диаграмму с коэффициентом усиления 4дБ в углах $\pm 50^\circ$. Остальной состав и назначение элементов волноводного тракта – аналогично элементам антенно-фидерной системы перелетного модуля.

Переключатель ФПВ1 обеспечивает переход работы с антенны ФАМ3 на ФАМ4 в случае нештатной ситуации.

Соединительные волноводы имеют стандартное сечение $28,5 \times 12,6$.

В качестве остронаправленной антенны использована осесимметричная двухзеркальная конструкция, диаметром 800 мм с фокусным расстоянием 350 мм. Коэффициент усиления антенны в секторе углов $\pm 1^\circ$ на выходе облучателя на частоте передачи +32,3 дБ, на выходе облучателя на частоте приема +31,3 дБ.

На рис. 3 приведен эскиз конструкции и внешний вид остронаправленной антенны. Расчет антенны проводился по программе DESIGN 2002.

Зеркало (поз.1) представляет собой параболаид вращения и изготовлено из углепластика с металлическими сотами внутри. Контур рабочей поверхности зеркала обеспечивается оснасткой. Среднеквадратичное отклонение от теоретического контура не превышает 0,5...0,8 мм и определяется точностью изготовления оснастки. Стабильность формы зеркала обеспечивается применением как высокостабильных материалов, так и выбором схемы армирования оболочек зеркала. Масса зеркала 0,8 кг.

Облучатель остронаправленной антенны состоит из гофрированного рупора (поз.8) и поляризационного селектора (поз.4), которые с помощью стакана (поз.3) крепятся к зеркалу. Вспомогательное зеркало (поз.5), которое представляет собой гиперболаид вращения, с помощью фермы из трех планок (поз.2) крепится к рупору облучателя (поз.8). В ферме имеются овальные отверстия, которые позволяют регулировать взаимное положение рупора облучателя и вспомогательного зеркала при настройке антенны.

Для обеспечения настройки, т.е. нахождения оптимального положения облучающей системы относительно параболического зеркала антенны, предусмотрен стакан (поз.6), по которому в осевом направлении перемещается облучатель. Ход перемещения составляет 15 мм. С помощью гайки (поз.7) осуществляется контроль стакана в выбранном положении.

С помощью волноводного разветвителя (поз.9) остронаправленная антенна крепится на приводе.

Малонаправленные антенны, установленные на перелетном модуле, представляют собой открытый конец круглого волновода диаметром 28 мм для приемного канала и диаметром 23 мм – для передающего канала со специальной диэлектрической вставкой, выполненной из модифицированного фторопласта, которая обеспечивает получение требуемой диаграммы направленности. Такая антенна позволяет получить диаграмму направленности с коэффициентом усиления – 2,5 дБ в диапазоне углов $\pm 90^\circ$. Эскиз антенны и внешний вид представлены на рис. 4 слева и справа соответственно. На возвращаемом аппарате в качестве передающей антенны использовалось устройство, представленное на рис. 5 (слева – эскиз, справа – внешний вид). Антенна обеспечивает в секторе $\pm 50^\circ$ требуемый в техническом задании КУ+5дБ. Для соединения со стандартным волноводом $28,5 \times 12,6$ используется волноводный переход с круглого сечения на прямоугольное.

Внешний вид режекторных фильтров в приемном и передающем каналах и их топология приведены на рис. 6 (справа и слева соответственно).

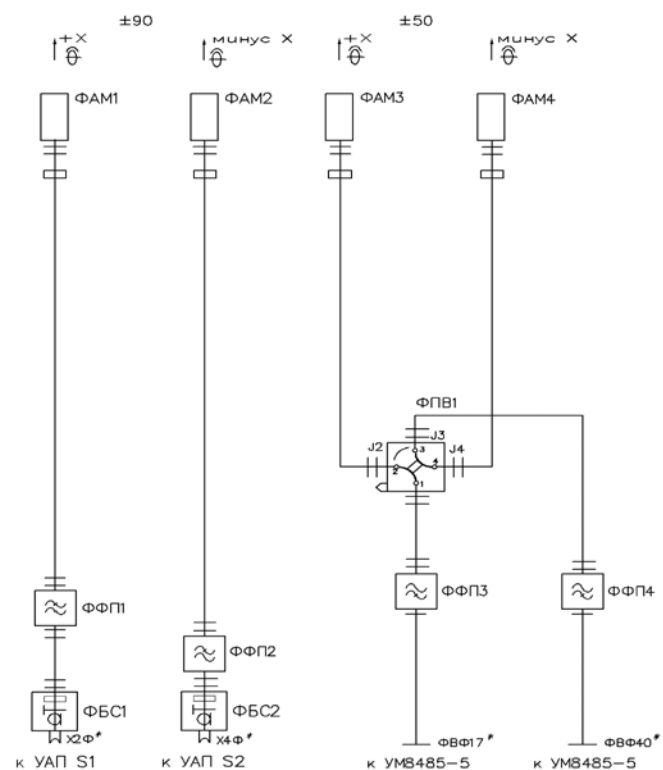


Рис. 2. Функциональная схема антенно-фидерной системы перелетного модуля: ФАМ1-ФАМ4 – антенны малонаправленные; ФФП1-ФФП4 – фильтры режекторные; ФБС1, ФБС2 – коаксиально-волноводные переходы; ФПВ1 – переключатель волноводный; ФВФ17, ФВФ40 – выходные фланцы волноводов; УАП S1, УАП S2 – переключатели комплектов малошумящих усилителей; УМ8485-5 – 5-ваттный усилитель мощности

Фильтр представляет собой отрезок волновода сечением $28,5 \times 12,6$ мм, с введенными в волновод короткозамкнутыми шлейфами, образованными резонаторами разной длины. Для согласования в волноводном тракте используется ступенчатое изменение высоты волновода. Разработанные устройства обладают высокими радиотехническими характеристиками: коэффициент стоячей волны (КСВ) в диапазоне частот не более 1,05, ослабление в рабочем диапазоне частот не менее 0,15 дБ, ослабление в диапазоне частот заграждения для фильтра в приёмном канале не менее 60 дБ, для фильтра в передающем канале не менее 100 дБ.

Для реализации приёмной части схемы АФС перелётного модуля был разработан делитель мощности, который представляет собой балансный восьмиполюсник на основе жесткой коаксиальной линии сечением $7/3,04$. Тип радиочастотных соединителей делителя – $7/3,04$. КСВ на входах делителя не более 1,2, ослабление в прямом канале в диапазоне рабочих частот не более 0,1 дБ, в соседних каналах не менее 40 дБ. Аналогичный делитель мощности, но работающий на частоте передачи, поставлен в ОАО «Российские космические системы» для комплектования бортового радиокомплекса космического аппарата «Фобос-Грунт».

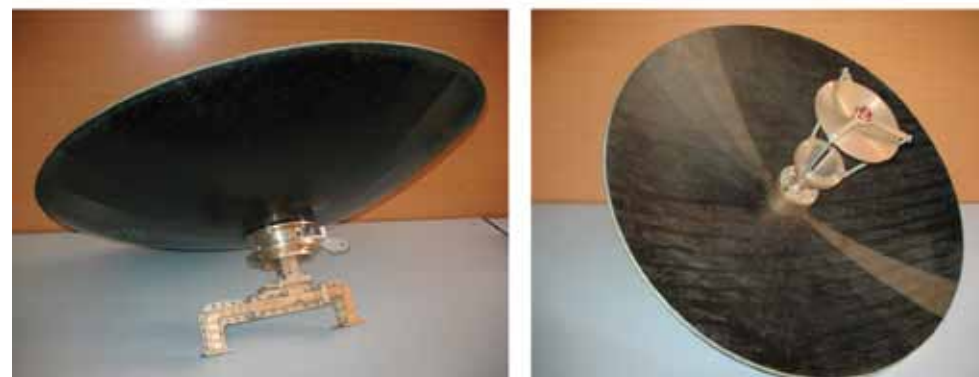
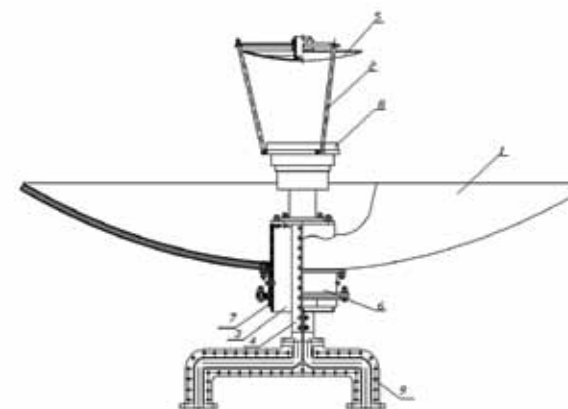


Рис. 3. Остронаправленная антенна

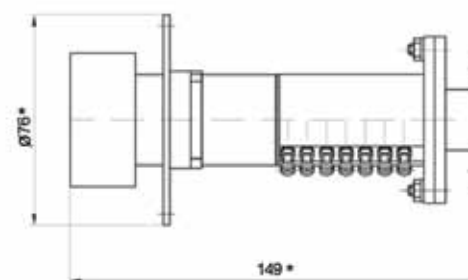


Рис. 4. Малонаправленная антенна перелетного модуля

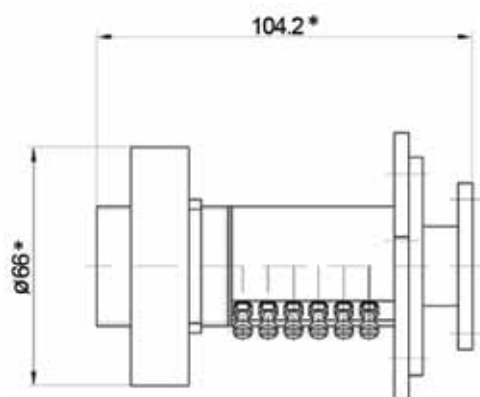


Рис. 5. Малонаправленная антенна возвращаемого аппарата

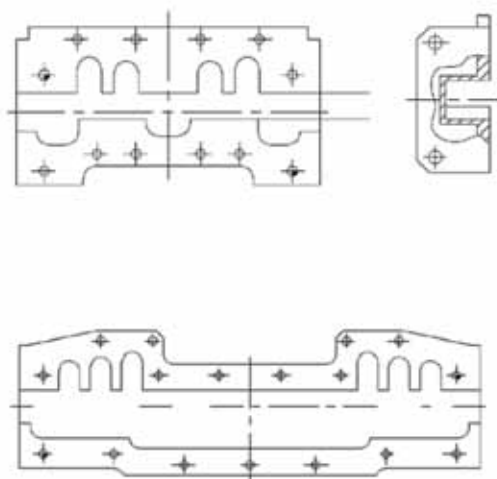


Рис. 6. Режекторные фильтры (вверху – приемного тракта, внизу – передающего тракта)

На рис. 7 приведен эскиз и внешний вид коаксиально-волноводного перехода. Требуемое значение радиопараметров коаксиально-волноводного перехода достигается электродинамическим расчетом и отработкой конструкции ступенчатой секции в волноводе. Устройство работает во всем диапазоне частот волновода. КСВ на входах не более 1,2; ослабление не превышает 0,12.

На рис. 8 приведен внешний вид образцов кабельной сборки. Все элементы, образующие высокочастотные соединители в кабельных сборках, - разработки НПО им. С.А.Лавочкина.

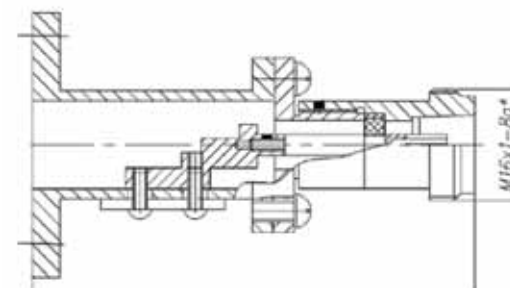


Рис. 7. Коаксиально-волноводный переход

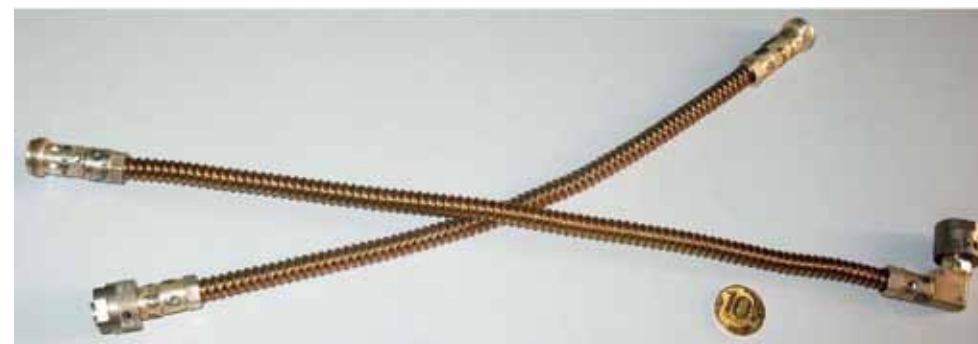


Рис. 8. Кабельная сборка

Все антенны, элементы волноводных и коаксиальных фидерных трактов с положительными результатами прошли доводочные и предварительные испытания, по результатам которых были разрешены изготовление лётного комплекта АФС и его установка на изделия.

В.Н Барзенков, В.И Машков
НПО им. С.А. Лавочкина

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Значительное число различных типов космических аппаратов (КА), особенно- сти их конструкции, эксплуатации, специфика условий полета требуют разработки и создания множества вариантов систем обеспечения теплового режима (СОТР) самого различного назначения. За время работы по космической тематике в НПО им. С.А. Лавочкина сложилась и отработана совокупность методов проектирования, разработки, изготовления, экспериментальной отработки и летной эксплуатации систем обеспечения теплового режима автоматических космических аппаратов, иллюстрируемая на примере КА «Фобос-Грунт», который является весьма сложным, с точки зрения обеспечения теплового режима, космическим аппаратом.

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СОТР КА «ФОБОС-ГРУНТ»

Состав космического аппарата и основные этапы экспедиции в значительной мере определяют облик и характеристики системы обеспечения теплового режима КА «Фобос-Грунт». Космический комплекс (КК) «Фобос-Грунт» создан для исследований Марса, его спутника Фобоса и околомарсианского пространства, взятия и доставки на Землю образцов грунта с поверхности Фобоса, а также для доставки китайского космического аппарата УН-1 на орбиту искусственного спутника Марса в качестве попутной полезной нагрузки. Решение данных задач обуславливает необходимость построения входящего в состав КК космического аппарата «Фобос-Грунт» как совокупности фрагментов, которые могут функционировать в режиме совместного полёта, а также и автономно. В состав КА «Фобос-Грунт» входят следующие конструктивно-автономные фрагменты:

- маршевая двигательная установка выведения со сбрасываемым блоком баков;
- перелетный модуль;
- возвращаемый аппарат;
- спускаемый аппарат;
- микрокосмический аппарат УН-1;
- переходная ферма.

Маршевая двигательная установка предназначена для выведения КА с орбиты искусственного спутника Земли, сформированной ракетой-носителем, на траекторию полета к Марсу, для проведения коррекций межпланетной траектории и для торможения с целью выведения КА на начальную орбиту искусственного спутника Марса.

Перелетный модуль является основным структурным элементом КА, обеспечивающим управление работой КА на всех этапах его функционирования, кроме этапа полета возвращаемого аппарата от Марса к Земле.

Возвращаемый аппарат предназначен для старта к Земле и перелета по трассе Земля - Марс с посадкой на Землю спускаемого аппарата с образцами грунта Фобоса.

Спускаемый аппарат обеспечивает торможение в атмосфере Земли и посадку на Землю герметичного контейнера с образцами грунта Фобоса.

Переходная ферма предназначена для крепления микрокосмического аппарата УН-1.

Запуск КА «Фобос-Грунт» осуществляется ракетой-носителем (РН) без использования автономного разгонного блока. На атмосферном участке полета от теплосилового воздействия набегающего потока КА защищен головным обтекателем, створки которого сбрасываются после прохождения плотных слоев атмосферы. Все бортовые системы космического аппарата (в том числе и СОТР) запитываются только в момент отделения КА от РН. После отделения от РН космический аппарат переходит из транспортно-конфигурации, в которой он находился под головным обтекателем, в рабочую: открываются панели солнечных батарей, штанги с приборами и оборудованием.

При разгоне на отлетную от Земли траекторию после израсходования заправ-

ленного в него топлива сбрасываемый блок баков отделяется от маршевой двигательной установки и далее в таком составе КА «Фобос-Грунт» существует до торможения и выхода на начальную орбиту искусственного спутника Марса. Затем осуществляется отделение МДУ, сброс переходной фермы, проведение малых коррекций, отделение спутника УН-1.

После выхода на орбиту ИСМ КА «Фобос-Грунт» функционирует в составе перелетного модуля с установленным на нем возвращаемым аппаратом.

Далее проводится посадка на поверхность Фобоса, взятие проб грунта и старт возвращаемого аппарата с поверхности Фобоса.

После старта возвращаемого аппарата перелетный модуль остается на Фобосе и продолжает активную работу на его поверхности длительностью до одного земного года.

После завершения перелета Марс-Земля от возвращаемого аппарата отделяется спускаемый аппарат, осуществляется вход в атмосферу Земли и посадка, поиск и эвакуация СА.

Описанные выше эволюции конфигурации космического комплекса «Фобос-Грунт» хорошо иллюстрируются в представленных выше статье «Конструкция космического аппарата» и «Спускаемый аппарат» данной книги.

Сложная организация КА «Фобос-Грунт», трансформация состава космического аппарата в процессе экспедиции, разные условия эксплуатации на её различных этапах обусловили необходимость автономного обеспечения теплового режима для отдельных фрагментов КА. Свою автономную систему или средства обеспечения теплового режима имеют такие фрагменты КА как маршевая двигательная установка выведения со сбрасываемым блоком баков, перелетный модуль, возвращаемый аппарат, микрокосмический аппарат УН-1, переходная ферма.

Разработка СОТР КА «Фобос-Грунт» проводилась с учетом задела, полученного при разработке других космических аппаратов, в частности КА «Электро-Л» [Tulin D. et al., 2008; Альтов и др. 2010], лётные испытания которого проводятся в настоящее время.

СОСТАВ СОТР КА «ФОБОС-ГРУНТ». СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА

Регулирование теплового режима аппаратуры, оборудования и элементов конструкции КА «Фобос-Грунт» осуществляется способами, обеспечивающими минимум затрат энергии и повышенную надежность системы в целом.

Система обеспечения теплового режима КА «Фобос-Грунт» включает комплекс автономных СОТР для отдельных фрагментов КА:

- маршевой двигательной установки ;
- перелетного модуля ;
- возвращаемого аппарата ;
- микрокосмического аппарата УН-1 ;
- переходной фермы.

По возможности, тепловой режим элементов аппаратуры и оборудования из различных систем, имеющих одинаковые температурные требования и подходящую компоновку в составе КА, обеспечиваются одной автономной подсистемой СОТР.

Некоторые из вышеперечисленных фрагментов КА (например, перелетный модуль) являются весьма сложными конструктивно-автономными частями КА, поэтому их системы обеспечения теплового режима включают несколько автономных подсистем СОТР.

В СОТР КА «Фобос-Грунт» используются следующие средства и методы обеспечения теплового режима:

- электронагреватели и термоэлектрические модули холодильные (ТЭМХ) - элементы управления СОТР;

- управляющие термодатчики - чувствительные элементы контура управления СОТР;
- покрытия с заданными термооптическими характеристиками;
- коллекторные тепловые трубы на базе аксиальных тепловых труб;
- теплопроводы на базе аксиальных и контурных тепловых труб;
- тепловые сотовые панели с аксиальными тепловыми трубами;
- теплопроводы с сотовыми радиаторами на базе контурных тепловых труб с регулятором;
- теплоизоляция;
- нормируемые термические связи между элементами конструкции;
- тепловой аккумулятор;
- использование теплоемкости конструкции и оборудования;
- расположение термостатируемого объекта на КА определенным образом относительно внешних источников тепловых потоков и смежных элементов конструкции и оборудования.

Система обеспечения теплового режима КА «Фобос-Грунт» разработана с учетом того, что конструкция КА имеет негерметичное исполнение.

Основная часть бортовой аппаратуры перелётного модуля и возвращаемого аппарата расположена на специальных приборных сотовых панелях, температура которых поддерживается СОТР в заданных пределах. Эти тепловые сотовые панели (ТСП) выполняют одновременно роль силовой рамы для установки оборудования и теплоотводящего агрегата СОТР. Они представляют собой трехслойные панели с сотовым наполнителем, алюминиевыми листами обшивки из сплава В-95 и аксиальными тепловыми трубами (АТТ) из алюминиевого профиля. ТСП содержат точки для крепления панелей к КА, точки крепления аппаратуры, элементы металлизации, точки крепления ЭВТИ, точки крепления технологической оснастки, элементы СОТР, такие как аксиальные тепловые трубы, терморегулирующие покрытия. Элементы ТСП (обшивки, сотовый наполнитель, тепловые трубы, точки крепления) соединяются между собой пленочными заливными вспенивающимися или терморасширяющимися клеевыми компаундами, образуя неразъемную композиционную конструкцию. Сотовый наполнитель изготавливается из перфорированной алюминиевой фольги.

Для улучшения теплового контакта между основанием блоков аппаратуры и поверхностью ТСП устанавливаются прокладки из теплопроводного материала на основе термически расщепленного графита.

Часть аппаратуры и оборудования расположена на выносных элементах конструкции (панелях солнечных батарей, штангах и т.д.).

Принцип обеспечения теплового режима отдельных фрагментов КА описан ниже.

В космическом пространстве вне пределов атмосферы планет единственным видом теплообмена КА с окружающим его пространством (если исключить процессы, связанные с выбросом масс) является теплообмен излучением. Поверхность КА поглощает падающую на нее лучистую энергию от внешних источников и, в свою очередь, излучает в окружающее пространство энергию, равную сумме поглощенной и подведенной изнутри от работающей аппаратуры.

Подбором параметров средств обеспечения теплового режима на всех этапах работы обеспечивается отрицательный тепловой баланс фрагмента КА. Отвод избыточного тепла от элементов аппаратуры и оборудования осуществляется за счет излучения тепла в космическое пространство, для чего должна быть организована тепловая связь (постоянная или переменная) между источниками тепла и радиатором-охладителем.

Для уменьшения неуправляемого теплообмена с окружающим пространством вся наружная КА, за исключением рабочих поверхностей приборов, излучающих поверхностей радиаторов-охладителей и сопел двигателей, закрывается тепло-

изоляцией. На космическом аппарате «Фобос-Грунт» используется экранно-вакуумная теплоизоляция, основу которой составляет теплоизоляция ЭВТИ-2В.

Если тепловой баланс фрагмента, определяемый внешним теплообменом с окружающим пространством и внутренним тепловыделением аппаратуры, в процессе эксплуатации меняется незначительно, то используется постоянная тепловая связь между источниками тепла и радиатором-охладителем. Заданный уровень температур обеспечивается электронагревателями, компенсирующими тепловые потери. Тепловой режим отдельных элементов конструкции и оборудования обеспечивается при этом за счет организации лучистых и кондуктивных тепловых связей этих элементов с нагревателем и холодильником.

Если тепловой баланс фрагмента, определяемый внешним теплообменом с окружающим пространством и внутренним тепловыделением аппаратуры, в процессе эксплуатации меняется существенно, то организуется переменная тепловая связь между источниками тепла и радиатором-холодильником. В СОТР КА «Фобос-Грунт» для этой цели используются контурные тепловые трубы (КнТТ).

Контурные тепловые трубы представляют собой класс двухфазных теплопередающих устройств, отличающихся высокой теплопередающей способностью и возможностью работы в поле сил тяжести в произвольном положении. Кроме того, можно создать КнТТ переменной проводимости.

Таким образом, все подсистемы СОТР КА «Фобос-Грунт» можно разделить на две группы: СОТР без контурных тепловых труб переменной проводимости (рис. 1) и СОТР, имеющие в своем составе КнТТ переменной проводимости.

Контурные тепловые трубы переменной проводимости входят в состав систем обеспечения теплового режима тепловых сотовых панелей перелётного модуля и возвращаемого аппарата. Отвод тепла от тепловых сотовых панелей в этих системах осуществляется теплопроводами на основе контурных тепловых труб. Излучение тепла происходит с поверхности радиаторов-теплообменников, в которых расположены конденсаторы КнТТ.

Каждый теплопровод радиатора (ТПР) на базе КнТТ (рис. 2) содержит следующие компоненты:

- испаритель — капиллярный насос (являющийся также и гидрозатвором), выполненный в виде цилиндрического корпуса с контактным основанием и посаженный на капиллярно-пористую втулку (КПВ);
- компенсационную полость, соединенную с испарителем со стороны конденсаторопровода, которая служит для компенсации объемных расширений теплоносителя, является дополнительным объемом для неконденсирующихся газов и для дополнительной подпитки пористого тела теплоносителем при запуске КнТТ и при переходных режимах; для транспортировки теплоносителя из компенсационной полости к КПВ испарителя, при работе против силы тяжести и в условиях невесомости используется вторичная капиллярная структура;
- байпас, служащий для регулируемого перераспределения потока пара из паропровода в конденсаторопровод, минуя конденсатор;
- автоматический регулятор давления — регулирует направление движения потока пара в конденсатор или в байпас, в зависимости от температуры пара;
- гибкие транспортные каналы, соединяющие испаритель и конденсатор, соответственно для пара и жидкости (паропровод и конденсаторопровод);
- радиатор, представляющий собой сотовую панель с параллельно размещенными ветками конденсатора (внутри которых движется теплоноситель), кондуктивно связанного с излучающим листом, выполненным из алюминиевого сплава.

Движение теплоносителя в контуре, т.е. передаваемый им тепловой поток, определяется наличием перепада давления (и, соответственно, температуры) между паровым пространством испарителя и компенсационной полостью.

В качестве теплоносителя в ТПР на базе КнТТ взят пропилен. В данном случае

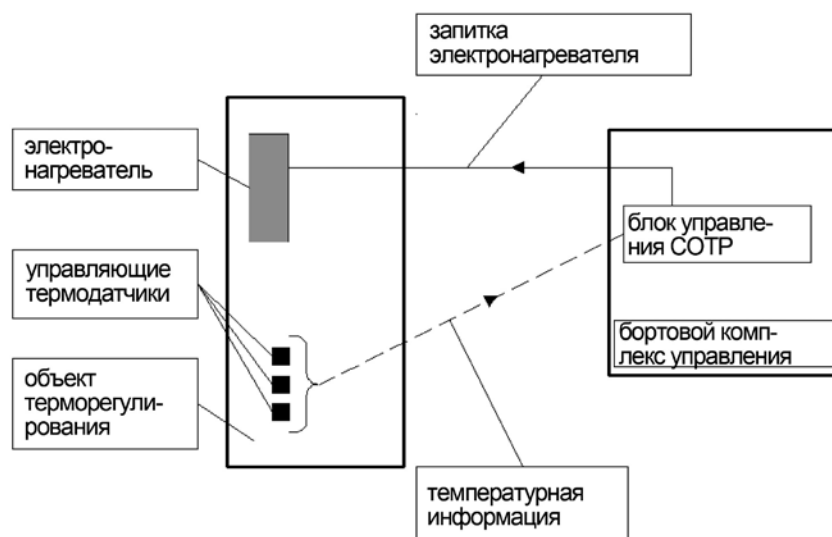


Рис. 1. Принципиальная схема автономной СОТР с постоянной тепловой связью между источниками тепла и радиатором-охладителем

теплоноситель для КнТТ выбран с учетом того, что при снижении тепловыделения до минимума или полном его отсутствии необходимо «отключить» радиатор от объекта терморегулирования, вследствие чего его температура может опуститься до уровня $-120 \dots -140^\circ\text{C}$. Температура замерзания пропилена составляет около -185°C , что гарантирует запуск и работоспособность ТПР при любых температурах в конденсаторе КнТТ и любых условиях теплового нагружения.

Регулирование КнТТ (увеличение термического сопротивления в случае снижения температуры испарителя ниже допустимой) достигается использованием автономного регулятора давления (клапана), устанавливаемого в байпасной линии между испарителем и компенсационной полостью. При снижении температуры и давления пара в зоне испарения КнТТ ниже заданной величины настройки клапан перекрывает паропровод, ведущий в конденсатор КнТТ, и открывает байпас. Автономный регулятор давления используется в качестве основного регулятора термического сопротивления контура. В качестве резервного органа управления в СОТР КА «Фобос-Грунт» используются термоэлектрические модули холодильные.

Принципиальная схема автономной СОТР, имеющей в своем составе контурные тепловые трубы переменной проводимости, приведена на рис. 3.

В СОТР КА «Фобос-Грунт» используются электронагреватели двух типов: электронагреватели стеклопластиковые тонкослойные, нагревательным элементом в которых является заформованная в стеклопластик угольная ткань, и электронагреватели фольговые, нагревательным элементом в которых является металлическая фольга, помещенная между слоями полиимидной пленки. Оба типа электронагревателей являются поверхностными, т.е. в обязательном порядке должны иметь хороший тепловой контакт с поверхностью термостатируемого объекта. Это условие в СОТР КА «Фобос-Грунт» обеспечивается с помощью приклейки электронагревателей к поверхности термостатируемого элемента конструкции.

Нагреватели типа НЭСТ могут обеспечивать плотность теплового потока до 1400 Вт/м^2 ; надёжны, малочувствительны к механическим повреждениям.

Нагреватели типа НЭФ обеспечивают плотность теплового потока, в несколько

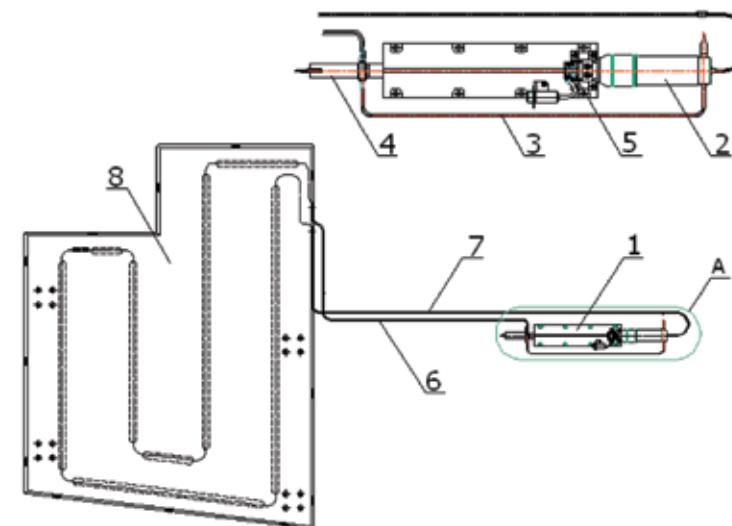


Рис. 2. Теплопровод радиатора СОТР ТСП ПМ

1 — испаритель; 2 — компенсационная полость; 3 — байпасная магистраль; 4 — регулятор давления; 5 — ТЭМХ; 6 — паропровод; 7 — конденсаторопровод; 8 — радиатор

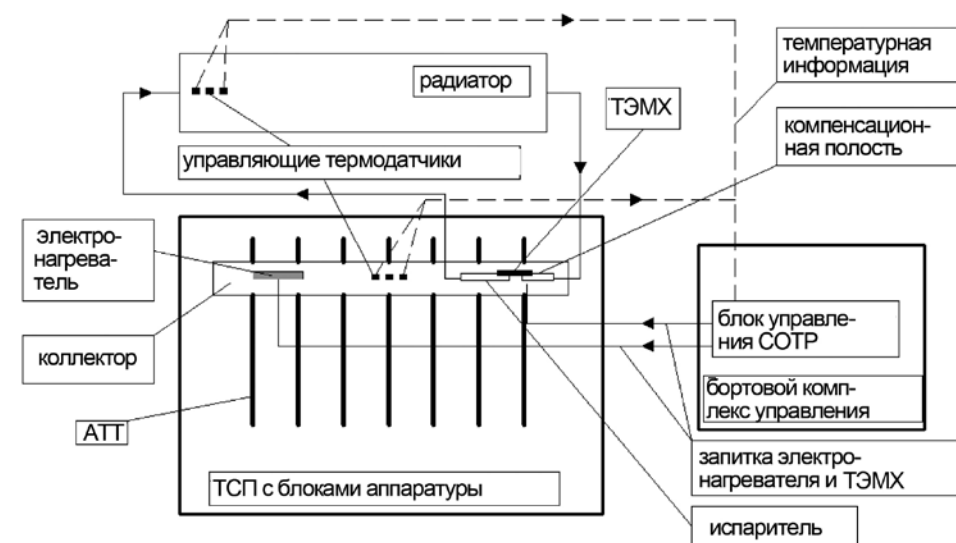


Рис. 3. Типовая схема СОТР ТСП с использованием КнТТ переменной проводимости (на примере одной ТСП)

раз большую, чем НЭСТы, однако чувствительны к механическим повреждениям; при установке на поверхность термостатируемого объекта не допускают дефектов приклейки.

Управление электронагревателями и термоэлектрическими модулями холодильными, т.е. изменение их состояния (ВКЛ/ОТКЛ), осуществляется по командам из бортового комплекса управления, которые формируются на основании показаний управляющих температурных датчиков.

Управление каждым объектом производится по одному или нескольким каналам (последнее, если мощность объекта управления превышает пороговое значение, допускаемое блоком электроавтоматики, от 30 до 60 Вт). Объект управления включается по одной команде, выданной в один или несколько каналов управления.

Изменение состояния (ВКЛ/ВЫКЛ) каждого объекта управления может производиться по показаниям управляющих термодатчиков и/или по временной циклограмме (только для электронагревателей).

Предусмотрена возможность изменения способа управления состоянием каждого объекта управления, а также изменения характеристик каждого контура управления по командам из наземного комплекса управления.

Изложенная ниже логика функционирования автономных СОТР, в частности логика запитки ТЭМХ, приводится в упрощенном виде.

Рассмотрим логику управления автономных СОТР, имеющих в своем составе контурные тепловые трубы.

Как было отмечено выше, в качестве регулятора термического сопротивления контура используется автономный регулятор давления, при отказе которого для активного регулирования КнТТ в качестве резервного органа управления используется термоэлектрический модуль холодильный. ТЭМХ может включаться как с прямой полярностью, так и с обратной. При включении с прямой полярностью ТЭМХ охлаждает компенсационную полость и нагревает испаритель КнТТ, что приводит к запуску КнТТ, т.е. образованию термической связи ТСП и радиатора.

При включении с обратной полярностью ТЭМХ нагревает компенсационную полость и охлаждает испаритель КнТТ, что приводит к заклиниванию КнТТ, т.е. разрыву термической связи ТСП и радиатора.

Управление работой ТЭМХ осуществляется по результатам анализа текущего значения температуры коллектора ТСП и текущего значения температуры радиатора в зоне входа магистралей КнТТ. При работе ТЭМХ в режиме с обратной полярностью управление мощностью ТЭМХ обеспечивается путем изменения скважности включения ТЭМХ внутри интервала опроса управляющих термодатчиков.

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА МДУ

Конструктивно МДУ состоит из следующих основных элементов: блока баков с топливом, приборных отсеков (без приборов управления), маршевого двигателя, рулевых машинок, шар-баллонов с азотом, который используется для наддува баков с топливом и как рабочее тело для газовых двигателей, четырёх приборных фрезерованных панелей с блоками аппаратуры.

Основным силовым элементом МДУ является блок баков, представляющий собой шесть сваренных между собой сферических емкостей, четыре из которых герметичны и используются в качестве топливных баков; две другие сферы используются как приборные отсеки. Топливные баки окислителя и горючего разделены триметаллическими перегородками. Через каждый топливный бак проходит по одной, а через приборные отсеки - по две силовые штанги, служащие переходной фермой. К основным бакам горючего и окислителя добавлены две дополнительные емкости: одна в виде сферы, вторая - в виде вытянутой сферы, с большим объемом.

Снизу к блоку баков крепится сбрасываемый блок баков, который на промежуточной орбите ИСЗ после израсходования заправленного в него топлива отделя-

ется от маршевой двигательной установки.

Вся наружная поверхность блока баков, кроме зон в районе сопла маршевого двигателя и сопел двигателей малой тяги, закрывается теплоизоляцией. Сбрасываемый блок баков также закрыт теплоизоляцией. Основу теплоизоляции составляет ЭВТИ-2В. В зонах высокотемпературного воздействия маршевого двигателя дополнительно устанавливаются маты из ЭВТИ-2И и ЭВТИ-Е.

В процессе полёта КА «Фобос-Грунт» ориентирован осью X на Солнце. Поверхность теплоизоляции МДУ экранируется от солнечного излучения элементами конструкции перелётного модуля, поэтому тепловой баланс МДУ отрицательный. Для компенсации утечек тепла на элементы конструкции МДУ устанавливаются электронагреватели. Параметры электронагревателей представлены в табл. 1.

Таблица 1

№	Обозначение	Место установки нагревателя	Номинальная мощность, Вт	$T_{\text{вкл}}, ^\circ\text{C}$	$T_{\text{выкл}}, ^\circ\text{C}$
1	НГ201(-1,-2,-3,-4)	Зона охлаждаемой части сопла МДУ	80	Управление по временным уставкам	
2	НГ5Д(НГ5Д-1,-2,-3)	Стенка бака Г1	24	+12	+15
3	НГ6Д(НГ6Д-1,-2)		16	+14	+19
4	НГ7Д(НГ7Д-1,-2,-3)	Стенка бака О2	24	+12	+15
5	НГ8Д(НГ8Д-1,-2,-3)		16	+14	+19
6	НГ9Д(НГ9Д-1,-2,-3)	Стенка бака Г3	24	+12	+15
7	НГ10Д(НГ10Д-1,-2)		16	+14	+19
8	НГ11Д(НГ11Д-1,-2,-3)	Стенка бака О4	24	+12	+15
9	НГ12Д(НГ12Д-1,-2)		16	+14	+19
10	НГ13Д(НГ13Д-1,-2,-3,-4)	Заборники топлива Г1, О2, Г3, О4	16	+15	+20
11	НГ14Д	Зона охлаждаемой части сопла МДУ	24	Управление по временным уставкам	

Тепловой режим маршевого двигателя в дежурном режиме обеспечивается при помощи электронагревателей в зоне охлаждаемой части сопла МДУ в сочетании с использованием теплоизоляции и нормированных тепловых связей. В период работы двигатель охлаждается компонентами топлива.

Тепловой режим рулевых машинок поддерживается за счет тепловой связи с топливными баками. Для предотвращения перегрева при длительных включениях маршевого двигателя кронштейн крепления рулевых машинок с помощью контурной тепловой трубы связан в тепловом отношении со стенкой топливного бака.

Тепловой режим приборных панелей с блоками аппаратуры обеспечивается установкой общей с топливными баками теплоизоляции, организацией лучистой и кондуктивной тепловой связи со стенками топливных баков.

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ПЕРЕЛЁТНОГО МОДУЛЯ

Конструктивно-компоновочное исполнение перелётного модуля

Основным силовым элементом перелётного модуля КА «Фобос-Грунт» является каркас, представляющий собой восемь силовых стоек, объединённых в единую конструкцию верхним и нижним шпангоутами. В каждой из восьми граней каркаса устанавливается ТСП.

К верхнему шпангоуту каркаса крепится двигательная установка перелётного модуля. Конструктивно двигательная установка перелётного модуля представляет собой связку из четырех сферических топливных баков (два бака с окислителем и два – с горючим), соединённых цилиндрическими проставками.

В межбаковой полости ДУ ПМ устанавливается плита с четырьмя двигателями коррекции 11Д458Ф. Крепление плиты к бакам осуществляется с помощью фермы, выполненной из углепластиковых стержней.

На выносных штангах, крепящихся к цилиндрическим проставкам, установлены четыре блока двигателей малой тяги.

Нижним шпангоутом каркаса перелётный модуль установлен на переходной ферме, которая, в свою очередь, устанавливается на маршевую двигательную установку.

Перелётный модуль является многофункциональным конструктивно-автономным фрагментом КА. Его система обеспечения теплового режима является наиболее сложной и состоит из следующих автономных подсистем СОТР – СОТР тепловых сотовых панелей перелётного модуля, двигательной установки, грунтозаборного комплеккса, платформ приборов штанги малонаправленной антенны (МНА), посадочного места солнечного датчика, привода ОНА.

Рассматривая условия функционирования перелётного модуля в составе КА «Фобос-Грунт» в тепловом аспекте, можно выделить следующие три этапа его эксплуатации, на которых будут реализованы экстремальные тепловые состояния тех элементов КА, тепловой режим которых должен находиться в определенных пределах:

- полет КА в окрестности Земли в режиме штатной ориентации (продольная ось +X направлена на Солнце) при реализации наиболее напряженных участков штатной циклограммы энергопотребления приборами, аппаратурой и оборудованием;
- полет КА в режиме штатной ориентации в окрестности Марса при минимальном энергопотреблении приборов, аппаратуры и оборудования;
- пребывание перелётного модуля на поверхности Фобоса с возвращаемым аппаратом и без возвращаемого аппарата (после его отделения) при реализации циклограммы минимально возможного внутреннего энергопотребления.

Первый этап функционирования КА примечателен тем, что полет происходит в условиях воздействия на внешние элементы КА потока солнечного излучения с максимально возможной плотностью (1400 Вт/м²).

На втором этапе функционирования КА аппарат подвергается воздействию потока солнечного излучения плотностью, приблизительно в два раза меньшей по сравнению с плотностью потока излучения Солнца в окрестности Земли.

На третьем этапе функционирования КА, во-первых, резко уменьшается мощность системы электропитания, а следовательно, и уровень внутренних тепловыделений, во-вторых, кардинально изменяется характер внешнего теплообмена КА не только из-за изменения положения Солнца и смены дня и ночи, но и из-за появления такого важного фактора во внешнем теплообмене как излучение поверхности Фобоса, температура которой в месте посадки может изменяться в течение местных суток от 40С до –140С.

Система обеспечения теплового режима сотовых панелей

Основная часть аппаратуры и оборудования ПМ установлена на восьми ТСП, термически объединённых между собой с помощью коллекторного теплопровода.

Система обеспечения теплового режима сотовых панелей перелётного модуля разработана для обеспечения требуемых температурных условий на посадочных местах блоков аппаратуры, размещённых на тепловых сотовых панелях. СОТР ТСП ПМ (рис. 4) включает следующие основные агрегаты: тепловые сотовые панели (8шт.), электронагреватели ТСП, электронагреватели посадочных мест каждого из двух звездных датчиков (приборы БОКЗ-1 и БОКЗ-2), коллекторный теплопровод из семи аксиальных тепловых труб, два теплопровода радиаторов ПМ на базе контурных тепловых труб, ЭВТИ.

Как указывалось выше, каждый ТПР (см. рис. 2) включает испаритель, компенсационную полость, ТЭМХ, регулятор давления, транспортные каналы и радиатороохладитель (РТО-1 и РТО-2).

Каждая контурная тепловая труба (КНТТ-1 и КНТТ-2) имеет байпасную магистраль с автоматическим пассивным регулятором давления, поддерживающим давление пара на выходе из испарителя КНТТ соответствующим температуре пара теплоносителя (12 ± 3) °С. Электронагреватели ТСП установлены на коллекторном теплопроводе в зонах первого и второго испарителей КНТТ. Мощность каждого электронагревателя составляет 30 Вт. Еще один электронагреватель мощностью 13 Вт установлен на ТСП 7. Мощности электронагревателей на посадочных местах приборов БОКЗ-1, БОКЗ-2 составляют по 15 Вт.

В качестве чувствительных элементов, управляющих работой электронагревателей и ТЭМХ, используются температурные датчики. Все электронагреватели включаются при температуре на управляющем датчике 0°С и выключаются при температуре 5°С. Электронагреватель, установленный на ТСП 7, включается на поверхности Фобоса по радиокоманде при падении температуры на ТСП ниже 0°С.

Общий вид испарителя, входящего в состав теплопровода радиатора СОТР ТСП ПМ, представлен на рис. 5.

Система обеспечения теплового режима двигательной установки

Общий вид двигательной установки перелётного модуля с элементами СОТР показан на рис. 6, 7.

Двигательная установка представляет собой связку из четырех сферических топливных баков (1, 3 — баки с горючим, 2, 4 — баки с окислителем), соединённых цилиндрическими проставками. В межбаковой полости ДУ посадочного аппарата на специальной ферме из углепластика 19 устанавливается плита 13 с четырьмя двигателями коррекции 26 (агрегаты 11Д458Ф). Там же установлены два шарбаллона 6. Монтаж топливных магистралей выполнен по конструкции топливных баков и шар-баллонов под общей теплоизоляцией 24. В качестве теплоизоляции используется ЭВТИ-2В. Для защиты конструкции перелётного модуля от высокотемпературного воздействия при работе двигателей коррекции используется специальная теплозащита 25.

Блок баков с помощью восьми элементов крепления крепится к корпусу 5 перелётного модуля.

Рис. 6. Двигательная установка перелётного модуля с элементами СОТР (вид сверху)

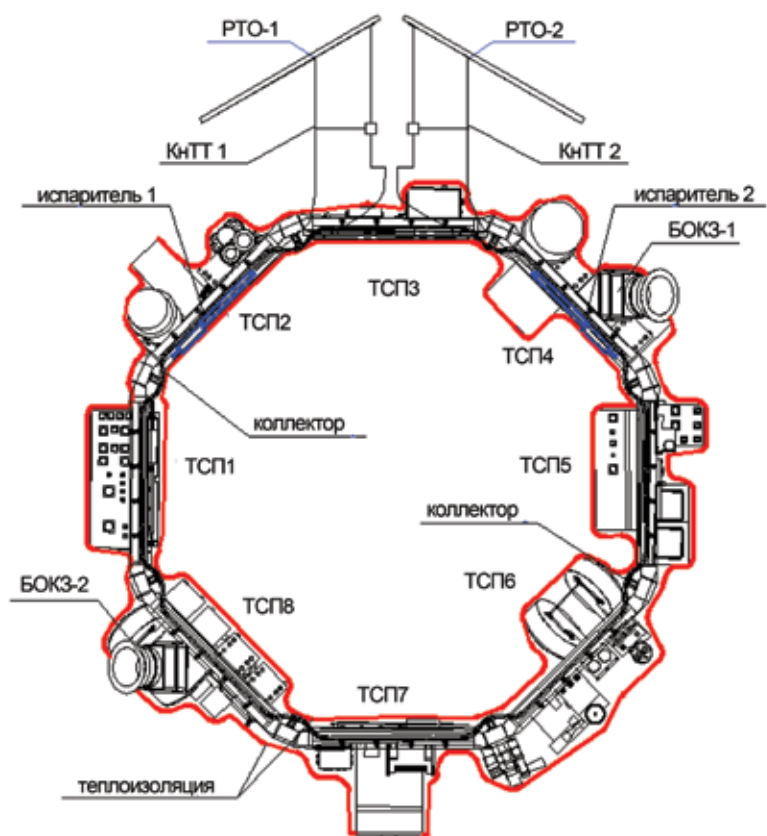


Рис. 4. Принципиальная схема СОТР ТСП ПМ



Рис. 5. Испаритель из состава теплопровода радиатора СОТР ТСП ПМ

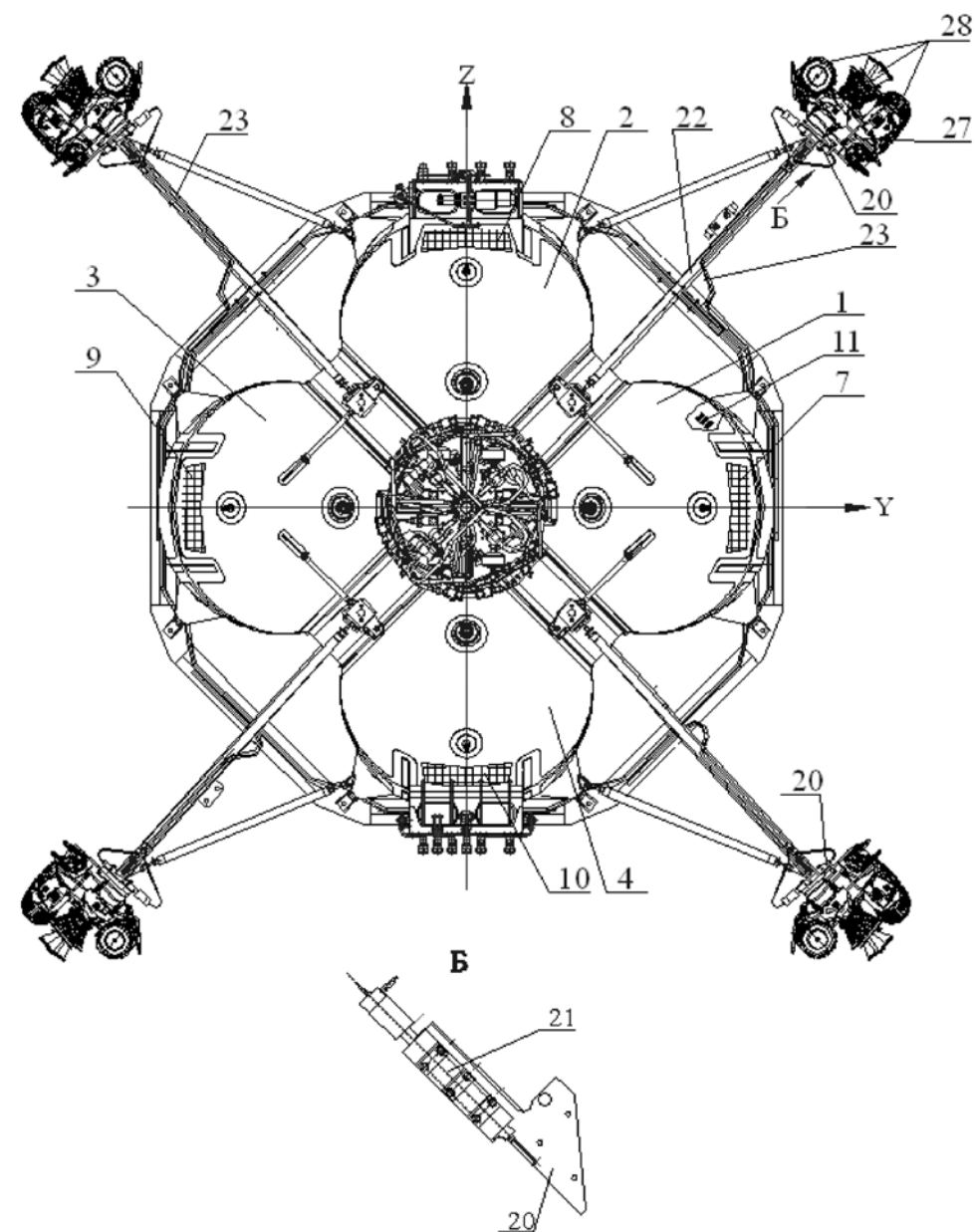
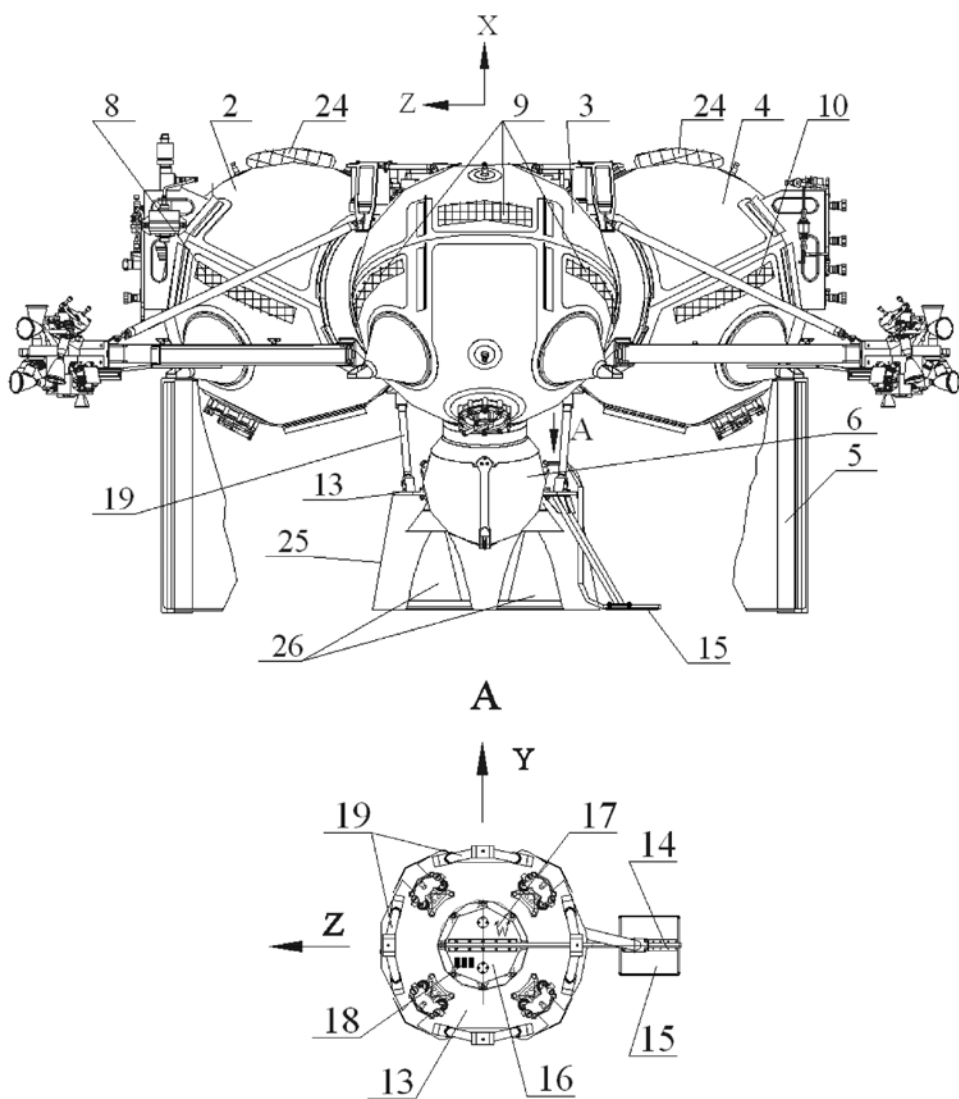


Рис. 7. Двигательная установка перелетного модуля с элементами СОТР (вид сбоку)

В состав двигательной установки перелётного модуля КА «Фобос-Грунт» входят



(рис. 8) четыре блока двигателей малой тяги (БДМТ).

БДМТ устанавливаются на специальных балках 22. В состав каждого блока входят четыре двигателя 11Д457Ф 28 и один двигатель 17Д58ЭФ 27, установленные на кронштейне 20.

Тепловой режим топливных баков, шар-баллонов и топливных магистралей обеспечивается с помощью электронагревателей 7-10 и ЭВТИ 24. Электронагреватели устанавливаются на наружной поверхности каждого бака. На баках размещены три секции электронагревателей. Мощность каждой секции 20 Вт (по 5 Вт на каждом из четырёх баков).

В качестве чувствительных элементов, управляющих работой электронагревателей, используются температурные датчики 11. Управляющие температурные датчики установлены на баке горючего 1. При температуре конструкции топлив-

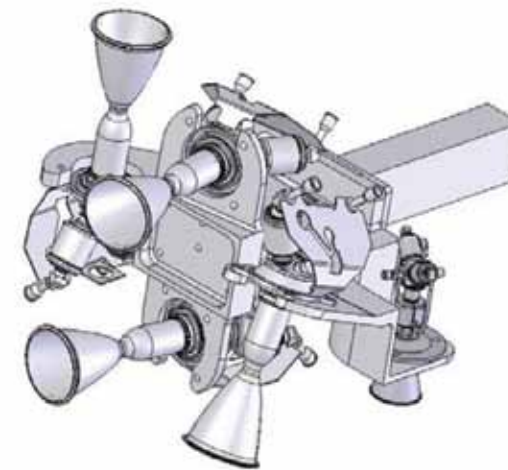


Рис. 8. Блок двигателей малой тяги (теплоизоляция не показана)

ного бака в зоне установки управляющих температурных датчиков ниже 15°C электронагреватели всех четырех топливных баков включены, при температуре выше 25°C — выключены.

Система обеспечения теплового режима блока двигателей коррекции (БДК) разработана для обеспечения требуемых температурных условий на плите и включает следующие основные агрегаты: тепловой аккумулятор 16, теплопровод БДК 14 с радиатором 15, электронагреватель 17, теплоизоляцию.

Плита двигателей коррекции выполнена из теплопроводного алюминиевого сплава. Снизу на плите закреплены четыре двигателя коррекции. На верхней поверхности плиты установлен тепловой аккумулятор. В процессе фазового перехода рабочего вещества, заправленного в тепловой аккумулятор, температура на поверхности контакта теплового аккумулятора с плитой обеспечивается в диапазоне от 30 до 40°C . Количество тепла, поглощаемое тепловым аккумулятором при плавлении рабочего вещества, не менее 300 кДж. Внутренняя полость теплового аккумулятора заправлена нонадеканом массой $0,87^{+0,1}$ кг. К верхней крышке корпуса теплового аккумулятора крепится фланец теплопровода БДК. Этот теплопровод, состоящий из аксиальной тепловой трубы и радиатора, служит для сброса тепла с плиты двигателей коррекции в перерывах между работой двигателей. Время перерывов между последовательными включениями двигателей 11Д458Ф не менее 24 ч.

При работе двигателей коррекции поступающее от них тепло идёт на разогрев конструкции плиты и теплового аккумулятора и на плавление рабочего вещества. До момента следующего включения за счет излучения тепла через сопла двигателей коррекции и с рабочей поверхности радиатора, связанного тепловой трубой с плитой двигателей коррекции, происходит остывание плиты и затвердевание рабочего вещества теплового аккумулятора. При понижении температуры ниже нижнего предела регулирования включается электронагреватель 17 мощностью 30 Вт, установленный на корпусе теплового аккумулятора. В качестве чувствительных элементов, управляющих работой электронагревателя, используются температурные датчики 18. Электронагреватель включается при температуре на управляющем датчике 5°C и выключается при температуре 10°C .

Общий вид блока двигателей коррекции с агрегатами СОТР представлен на рис. 9, теплового аккумулятора – на рис. 10.

Рис. 9. Общий вид блока двигателей коррекции с агрегатами СОТР



Тепловой режим каждого из четырёх установочных кронштейнов двигателей малой тяги обеспечивается теплопроводами БДМТ 23, соединяющими кронштейны с коллекторным теплопроводом СОТР ТСП перелетного модуля; теплоизоляцией и электронагревателями, установленными в клапанах двигателей. В качестве теплопроводов БДМТ используются контурные тепловые трубы без автоматических регуляторов давления. Для каждого блока двигателей малой тяги создан положительный тепловой баланс, а излишки тепла от каждого установочного кронштейна ДМТ контурной тепловой трубой передаются в СОТР ТСП ПМ. Испаритель 21 контурной тепловой трубы закреплен на специально организованной площадке 20 установочного кронштейна, а конденсатор контурной трубы крепится к специальной площадке коллекторного теплопровода СОТ ТСП ПМ.

Система обеспечения теплового режима грунтозаборного комплекса

Система обеспечения теплового режима грунтозаборного комплекса разработана для обеспечения теплового режима пиротехнических средств и электродвигателей ГЗК. СОТР ГЗК включает следующие основные агрегаты: электронагреватели манипулятора (мощностью 20 Вт), узла поворота (мощностью 6 Вт), контейнера с капсулой (мощностью 7 Вт), балки пневмосистемы (мощностью 6 Вт), системы отделения тракта (мощностью 4 Вт), узла поворота тракта (мощностью 9 Вт), теплоизоляцию ЭВТИ-2В.

В качестве чувствительных элементов, управляющих работой электронагрева-

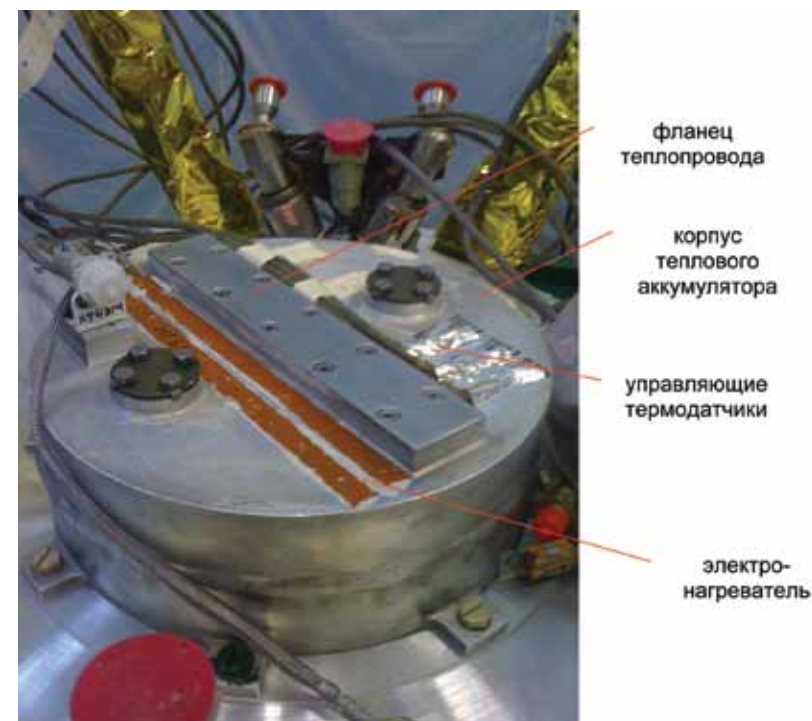


Рис. 10. Общий вид теплового аккумулятора

телей, используются температурные датчики.

Все электронагреватели, кроме электронагревателя узла поворота, включаются при температуре на управляющем датчике 0 °С и выключаются при температуре 20 °С. Электронагреватель узла поворота включается при температуре на управляющем датчике –5 °С и выключается при температуре 15 °С.

Система обеспечения теплового режима платформы приборов штанги МНА

Система обеспечения теплового режима платформы приборов штанги МНА разработана для обеспечения требуемых температурных условий на посадочных местах приборов УАП и ША 1133 и включает электронагреватель мощностью 5 Вт и теплоизоляцию.

Чувствительными элементами, управляющими работой электронагревателя, служат температурные датчики. Электронагреватель включается при температуре на управляющем датчике 0 °С и выключается при температуре 15 °С.

В качестве теплоизоляции используется ЭВТИ-2В (30 слоев).

Система обеспечения теплового режима посадочного места солнечного датчика

Космический аппарат «Фобос-Грунт» укомплектован двумя солнечными датчиками, установочные кронштейны которых расположены на панелях солнечных батарей.

В систему обеспечения теплового режима посадочного места (кронштейна) каждого солнечного датчика входят электронагреватель, радиатор и теплоизоляция.

Электронагреватель установлен на кронштейне и имеет мощность 10 Вт. В ка-

честве чувствительных элементов, управляющих работой электронагревателя, используются температурные датчики. Электронагреватель включается при температуре на управляющем датчике – 5°C и выключается при температуре 5°C.

Радиатором служит открытая от ЭВТИ поверхность кронштейна, на которую нанесено терморегулирующее покрытие ЭКОМ-1.

В качестве теплоизоляции используется ЭВТИ-2В (30 слоев).

Система обеспечения теплового режима привода остронаправленной антенны

Привод остронаправленной антенны выполнен моноблоком, в состав которого входят две ступени с взаимно перпендикулярными осями вращения, обеспечивающие вращение антенны вокруг осей OY и OZ КА.

Тепловой режим моноблока обеспечивается автономными средствами излучением избыточного тепла в космическое пространство с радиационных поверхностей и энергией от управляемых электронагревателей, входящих в состав конструкции блока. На каждой ступени привода установлен электронагреватель мощностью 10 Вт. В качестве чувствительных элементов, управляющих работой электронагревателей, используются температурные датчики. Электронагреватели включаются при температуре на управляющем датчике – 20°C и выключаются при температуре 10°C. Радиатором служит незакрытая ЭВТИ поверхность корпуса привода, на которую нанесено терморегулирующее покрытие К208СрЭ. В качестве теплоизоляции используется ЭВТИ-2В (30 слоев).

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА

Конструктивно возвращаемый аппарат состоит из следующих основных элементов: двигательной установки, включающей 4 топливных бака, 2 шар-баллона с азотом и двигатель; спускаемого аппарата, который представляет собой тело конической формы с углом раствора 90°; двух тепловых сотов панелей с блоками служебной аппаратуры; батареи фотопреобразователей (БФ), выполненной на основе арсенид-галлиевых преобразователей; батарея установлена на баках с топливом, элементы БФ закреплены на струнах, натянутых на углепластиковый каркас; теплопровода радиатора системы обеспечения теплового режима; антенно-фидерной системы.

Для обеспечения теплового режима возвращаемого аппарата при проведении теплового проектирования был выбран вариант схемы СОТР приборных панелей, основанной на использовании двух различных типов тепловых труб: аксиальных и контурных. В аксиальных тепловых трубах в качестве теплоносителя используется аммиак, в контурных – пропилен. Система предназначена для выравнивания поля температур на ТСП и сброса избыточной тепловой энергии через радиатор в окружающее пространство.

Блоки аппаратуры устанавливаются на двух приборных панелях, каждая из них представляет собой сотовую конструкцию, внутри которой проложены аксиальные тепловые трубы, предназначенные для выравнивания поля температур на приборных панелях и передачи теплового потока на испарители КнТТ, являющиеся частью теплопровода, состоящего из двух КнТТ. Конденсаторы КнТТ объединены в один радиатор, устанавливаемый через термосопротивления на кронштейнах перед панелью с радиокомплексом. Избыточный тепловой поток от испарителей на ТСП по транспортным линиям передается в радиатор-конденсатор, через поверхность которого излучается в космос. Приборные панели ВА объединены общим коллектором, выполненным на базе АТТ, который служит для перераспределения тепловой нагрузки между приборными панелями.

Основными составными частями СОТР ТСП являются:

- две приборные сотовые панели с аксиальными тепловыми трубами, выполняющие одновременно роль силовой рамы для установки оборудования и теплоотводя-

щего агрегата СОТР;

- общий коллектор, соединяющий две приборные панели и выполненный на базе АТТ;
- теплопровод радиатора ВА, состоящий из двух КнТТ (каждая из них включает испаритель, компенсационную полость, ТЭМХ, регулятор давления, транспортные каналы) и общего радиатора-охладителя;
- теплоизоляция (ЭВТИ-2В);
- теплопроводящая смазка;
- нормированные термические сопротивления;
- терморегулирующее покрытие.

Тепловой режим двигательной установки ВА поддерживается обеспечением тепловой связи с ТСП, установкой теплоизоляции и использованием электронагревателей, управляемых по показаниям температурных датчиков.

Параметры электронагревателей по подсистемам СОТР ВА представлены в табл. 2.

ОТРАБОТКА ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КА «ФОБОС-ГРУНТ»

При создании КА «Фобос-Грунт» был проведен комплекс мероприятий по отработке теплового режима, включающий проектные работы по определению параметров средств обеспечения теплового режима КА, тепловакуумные испытания, расчетные работы по анализу и идентификации результатов испытаний и, в случае необходимости, мероприятия по доработке конструкции КА и применяемых средств обеспечения теплового режима.

Система обеспечения теплового режима КА «Фобос-Грунт» проектировалась как комплекс автономных СОТР для отдельных фрагментов КА. На этапе проектирования, когда проходили определение конструкции КА и выбор средств СОТР, были разработаны упрощенные модели теплового режима фрагментов КА с минимальным количеством расчетных элементов и тепловых связей между ними. Такие модели позволили просчитать большое количество вариантов и выбрать оптимальные средства обеспечения теплового режима.

На основе расчетов по упрощенным моделям теплового режима были определены состав и параметры средств автономных СОТР и согласованы с разработчиками бортовой аппаратуры параметры теплового интерфейса.

Далее по мере разработки конструкции, уточнения состава и характеристик средств СОТР, определения параметров бортовой аппаратуры проводились тепловые расчеты агрегатов СОТР, конструкции КА, бортовой аппаратуры, уточнялись тепловые интерфейсы между ними. Была проведена экспериментальная отработка агрегатов СОТР. С учётом полученных данных были разработаны детализированные математические модели теплового режима фрагментов КА, результаты расчетов по которым были использованы при разработке методик тепловакуумных испытаний автономных СОТР для фрагментов КА.

Тепловакуумные испытания были проведены в соответствии с «Комплексной программой экспериментальной отработки автоматического космического аппарата «Фобос-Грунт». Проведение тепловакуумных испытаний теплового макета КА «Фобос-Грунт» (изделие 907) было проведено на следующих экспериментальных сборках:

- изделие 907/1 – тепловые сотовые панели возвращаемого аппарата;
- изделие 907/2 – возвращаемый аппарат в сборе;
- изделие 907/3 – тепловые сотовые панели перелетного модуля;
- изделие 907/4 – перелетный модуль с имитатором ВА;
- изделие 907/7 – плита двигателей коррекции ДУ ПМ.

Результаты испытаний показали, что все оцениваемые температурные параметры соответствуют заданным температурным требованиям.

По результатам разработки конструкторской документации, отработки агрега-

Таблица 2

N п/п	Подсистема СОТР ВА	Место расположения электронагревателя или ТЭМХ	Обозначение	Номинальная мощность электронагревателей (кол-во секций × Вт)	Режим работы - температура регулирования, °С
1	СОТР ДУ	Стенка бака 1	НГ 1,3	4,64(4×1.16)	Вкл. +10 Выкл. +20
2		Стенка бака 2		4,64(4×1.16)	Вкл. +10 Выкл. +20
3		Стенка бака 3	НГ 5,7	4,64(4×1.16)	Вкл. +10 Выкл. +20
4		Стенка бака 4		4,64(4×1.16)	Вкл. +10 Выкл. +20
5		Стенка бака 1	НГ 2	2,32(2×1.16)	Вкл. +3 Выкл. +15
6		Стенка бака 2	НГ 4	2,32(2×1.16)	Вкл. +3 Выкл. +15
7		Стенка бака 3	НГ 6	2,32(2×1.16)	Вкл. +3 Выкл. +15
8		Стенка бака 4	НГ 8	2,32(2×1.16)	Вкл. +3 Выкл. +15
9		Головка маршевого двигателя	НГ Д	2,32(2×1.16)	Вкл. +5 Выкл. +20
10	СОТР приборной панели по оси -Y	Сопанель в зоне установки аккумуляторной батареи	НГ 9	12(2×6)	Вкл. +5 Выкл. +15
11		Испаритель-компенсационная полость КНТТ	ТЭМХ1	19(1×19)	Вкл./Выкл./ прямая полярность/ обратная полярность
12	СОТР приборной панели по оси Y	Зона установки звездных датчиков	НГ 10	12(2×6)	Вкл. +5 Выкл. +15
13		Испаритель-компенсационная полость КНТТ	ТЭМХ2	19(1×19)	Вкл./Выкл./ прямая полярность/ обратная полярность
14	СОТР солнечного датчика 1	Зона установки солнечного датчика 1 (по оси Y)	НГ 11	5(1×5)	Вкл. -5 Выкл. +10
15	СОТР солнечного датчика 2	Зона установки солнечного датчика 2 (по оси -Y)	НГ 12	5(1×5)	Вкл. -5 Выкл. +10

тов систем обеспечения теплового режима и с учетом результатов тепловакуумных испытаний были разработаны высокодетализированные математические модели теплового режима фрагментов КА «Фобос-Грунт» и с их использованием проведены тепловые расчеты. Результаты расчетов показали, что все заданные требования по обеспечению температурного режима элементов аппаратуры, конструкции и оборудования КА «Фобос-Грунт» выполнены.

Проведенная идентификация результатов тепловакуумных испытаний и расчетных тепловых моделей фрагментов КА «Фобос-Грунт» показала хорошую сходимость, что подтверждает достоверность разработанных тепловых моделей.

Как было отмечено выше, разработка СОТР КА «Фобос-Грунт» была проведена с учетом задела, полученного при создании других космических аппаратов, в частности ИСЗ для метеорологических исследований «Электро-Л», работающего на геостационарной орбите с 21.01.2011 г.

Данные температурных измерений, полученные при полёте ИСЗ по геостационарной орбите в дежурной и рабочей ориентации при разных режимах работы агрегатов СОТР, показывают, что все параметры теплового режима находятся в норме. Проведенное сравнение летных данных с результатами тепловых расчётов и тепловакуумных испытаний показало высокую сходимость и подтвердило правильность заложенных принципов обеспечения теплового режима и достоверность тепловых моделей.

Таким образом, можно сделать заключение, что задачи обеспечения теплового режима миссии «Фобос-Грунт» будут успешно решены.

Литература

Альтов В.В., Гуля В.М., Копятевич Р.М., Мишин Г.С., Гончаров К.А., Кочетков А.Ю., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф. (2010) Тепловое проектирование и пофрагментная наземная отработка системы обеспечения теплового режима космического аппарата негерметичного исполнения на базе сотопанелей с тепловыми трубами // Космонавтика и ракетостроение. 2010. Т. 3(60). ЦНИИмаш. С. 33-41.

Tulin D.V., Tulin I.D., Goncharov K.A., Kochetkov A.Yu. (2008) Thermal control system of the precision instrument board integrated into meteorological satellite // Proceedings of the VII Minsk International Seminar "Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators, Power Sources", 2008. P. 445-455.

К.А. Гончаров, Д.В. Тулин
НПО им. С.А.Лавочкина

3.1 ПИРОМЕХАНИЧЕСКИЕ И ДЕТОНАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА

В состав всех космических аппаратов независимо от их назначения входят различного рода пиромеханические и детонационные системы и устройства. Они осуществляют разделение космического аппарата и ракеты-носителя; отделяют отработавшие агрегаты, десантные аппараты; приводят в рабочее состояние раскрываемые панели фотопреобразователей, антенн, штанг с приборами и др., а также входят в состав практически всех двигательных установок.

Пиромеханические устройства в качестве источников энергии используют в основном пиротехнические составы. Детонационные устройства создаются на основе взрывчатых веществ. Поскольку скорость распространения детонации, как правило, на несколько порядков выше скорости горения, такие устройства и системы обеспечивают быстрдействие и синхронность срабатывания исполнительных элементов; их выходные параметры практически не зависят от давления и температуры эксплуатации; они высоконадежны, так как их массово-геометрические характеристики превышают критические значения [Котомин и др., 2005] имеют высокую стабильность характеристик и надежность срабатывания, обеспечиваемую технологией изготовления, что было успешно подтверждено на космических комплексах «Венера – комета Галлея» [«Вега-1, -2»]. Отметим, что несрабатывание какого-либо из рассматриваемых устройств чаще всего приводит к невыполнению целевой задачи всего космического комплекса.

На борту КА «Фобос-Грунт» установлено более десяти типов различных пиромеханических и детонационных устройств и систем. Они прошли большой объем наземных испытаний, в том числе и летных в составе космического аппарата «Электро-Л» и разгонного блока «Фрегат-СБ» [20.01.2011 г.]

Указанные системы и агрегаты относятся к служебным системам КА и предназначены для обеспечения его функционирования в процессе полета.

Рассмотрим системы и агрегаты КА «Фобос-Грунт» в логической последовательности их срабатывания.

СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ ОТ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ЗЕНИТ»

Система предназначена для обеспечения силовой связи КА через его стыковочный шпангоут со шпангоутом переходного отсека второй ступени РН «Зенит» и разделения этих силовых связей по команде системы управления РН в требуемый момент времени на промежуточной орбите первой стадии полета.

В систему входят следующие основные узлы: 8 разрывных детонационных замков (рис. 1) [Устройство для быстрого разделения ..., 2008], 12 трансляторов детонационных импульсов от инициирующих устройств к замкам, 8 пружинных толкателей и 4 инициирующих устройства.

Разрывные детонационные замки должны противостоять воздействию растягивающих и поперечных сил, возникающих в процессе полета РН от механических перегрузок, от набегающего скоростного потока и ветровых нагрузок, а также транспортных нагрузок при перемещении РН с КА по технической и стартовой площадкам.

Максимальная растягивающая эксплуатационная сила, приходящаяся на каждый из восьми замков, может достигать 110 кН, поэтому каждый замок должен иметь достаточный запас прочности, чтобы обеспечить надежное соединение РН с переходным отсеком под воздействием этих нагрузок.

Функционирование системы происходит следующим образом. Подается команда от системы управления РН «Зенит» в виде импульса тока не менее 1А на каждый мостик накаливания электродетонаторов (ЭД) четырех инициирующих устройств. ЭД, срабатывая, инициирует заряды трансляторов детонации (рис. 2) [Котомин и др., 2010], по которым детонационный импульс от любого инициирующего устройства передается ко всем восьми замкам. Скорость прохождения детонационного импульса достигает ≈ 7000 м/с, поэтому система имеет высокую степень синхронизации срабатывания всех замков.

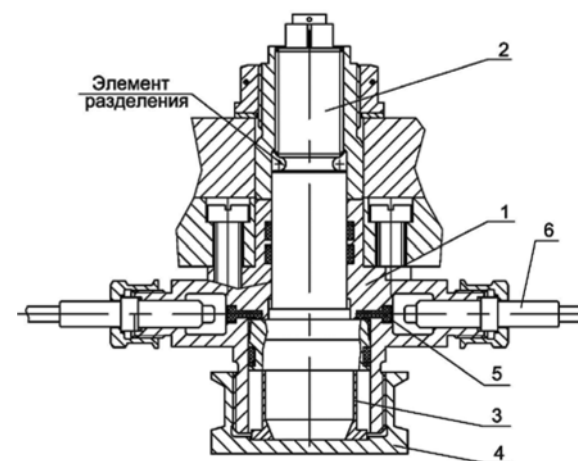


Рис. 1. Замок детонационный:

1 - корпус; 2 - шток; 3 - демпфер; 4 - наполнитель – эластичное взрывчатое вещество; 5 - гайка упорная; 6 - транслятор детонации

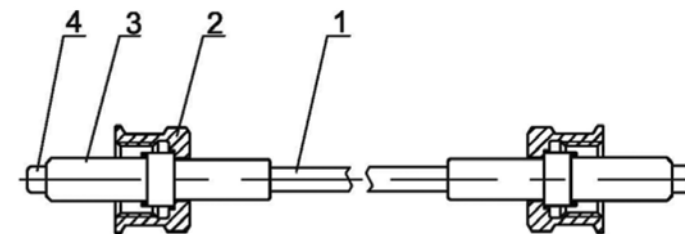


Рис. 2. Транслятор детонации:

1 – шнур в оболочке; 2 – гайка накидная; 3 – наконечник; 4 – усилитель

Детонационный импульс трансляторов инициирует рабочие заряды замков, их продукты детонации воздействуют на поршни замка, штоки которых разделяют стержень замка по «шейке» - усилие ее разрушения регламентировано в пределах 170 ± 5 кН. Таким образом мгновенно снимается силовая связь между стыковочными шпангоутами КА и переходного отсека РН, образуя «гладкий» стык, так как перерезывающие силы, действующие в стыке, также воспринимались стягивающим стержнем, который при разрыве «шейки» втягивается внутрь замка.

Далее вступают в действие восемь пружинных толкателей, обеспечивающих начальную относительную скорость отделения $\approx 0,1$ м/с. В это же время включаются твердотопливные двигатели увода РН «Зенит», которые и обеспечивают надежное разведение второй ступени РН и КА.

Эффективность функционирования системы отделения достигается большим объемом наземной отработки комплектующих узлов системы, значительной степенью конструктивной преемственности с существующими системами и их испытаниями в экспериментальных условиях с определением запаса работоспособности.

При срабатывании система отделения остается герметичной, не создает осколков, выходящих во внешнюю среду.

СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ СБРАСЫВАЕМОГО БЛОКА БАКОВ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Система срабатывает по команде системы управления КА после выработки топлива из сбрасываемого блока баков (СББ) на второй стадии полета.

Конструктивно система отделения СББ (рис. 3) [Ефанов и др., 2010] аналогична предыдущей системе, отличие только в конструкции инициирующего устройства [Efanov et al., 2007] и у рассматриваемой системы более длинный ход пружинных толкателей.

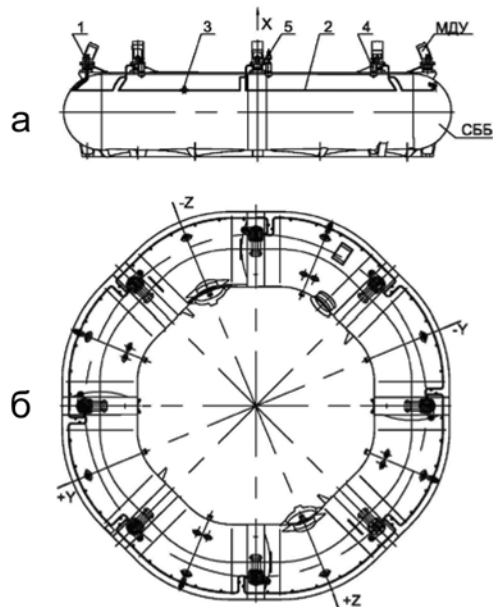


Рис. 3. Схема системы отделения СББ:

а – фронтальный вид; б – вид сверху;
1 – замок детонационный; 2 – транслятор детонации; 3 – узел инициирования с ножом;
4 – толкатель пружинный; 5 – датчик контактный

В корпус инициирующего устройства (рис. 4) установлен нож для автоматической резки электрического кабеля, связывающего инициирующие устройства, установленные на кронштейне СББ, с блоком управления пиротехникой системы управления КА. Обычно устанавливается еще дополнительный пирунож, который перерезает электрический кабель после подачи электрического импульса на инициирующее устройство, тогда требуется строгая синхронизация подачи команд по времени, иначе может произойти отказ из-за преждевременного срабатывания дополнительного пируножа. Ножи срабатывают автоматически только после срабатывания электродетонаторов инициирующих устройств.

Перед срабатыванием системы отделения необходимо провести целый ряд подготовительных операций для надежного сброса СББ.

Баки СББ связаны со второй ступенью маршевой двигательной установки, расходными топливными магистралями окислителя («О») и горючего («Г»), которые необходимо перед сбросом СББ разделить и загерметизировать (рис. 5).

Эту операцию выполняет система разделения топливных магистралей [Устройство для разделения коммуникаций ..., 2010а], в которую входят (рис. 6) блок клапанов «нормально» открытых, управляемый специальной детонационной чекой, и блок разрывных детонационных замков, обеспечивающих герметичность стыка до разделения путем стягивания фланцев каждой из магистралей «О» и «Г».

Сначала подается команда на детонационную чеку (рис. 7), которая высвобождает штоки блока клапанов, и клапаны перекрывают полости СББ и основных ба-

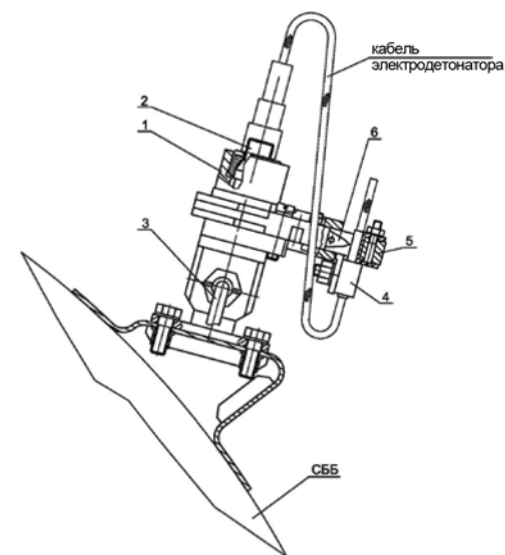


Рис. 4. Устройство инициирования с пиромеханическим ножом:
1 – корпус; 2 – электродетонатор; 3 – транслятор детонации; 4 – хомут;
5 – наковальня; 6 – пиромеханический нож

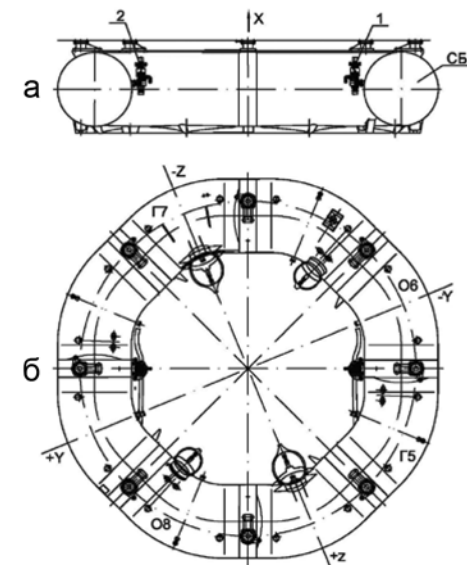


Рис. 5. Схема размещения устройств разделения топливных магистралей:
а – фронтальный вид; б – вид сверху;
1 – клапан-разделитель в сборе магистрали окислителя;
2 – клапан-разделитель в сборе магистрали горючего

ков МДУ. Затем подается команда на срабатывание четырех разрывных замков (рис. 8), и они снимают силовую связь между фланцами топливных магистралей.

Далее необходимо разделить газовые магистрали, в количестве 5 трубок, системы пневмоавтоматики МДУ, стыкуемые с пневмоклапанами, находящимися на СББ. Разделение обеспечивается детонационным ножом (рис. 9) [Устройство для разделения коммуникаций ..., 2010б], в «наковальне» которого в специальных ложементы установлены транзитные пневмомагистрали. Под поршнем ножа размещен рабочий детонирующий заряд, который инициируется электродетонатором, установленным в корпусе ножа.

При срабатывании основного заряда продукты его детонации и ударная волна перемещают нож, который разрезает и перекрывает газовые магистрали.

Затем происходят необходимые переключения пневмоавтоматики МДУ, подготавливающие работу двигателя от основных баков. После этого подается команда на систему отделения СББ, замки которых снимают силовую связь между кронштейнами СББ и основных баков МДУ, и пружинные толкатели (рис. 10) системы отделяют СББ с относительной скоростью $\approx 0,8$ м/с.

СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ МДУ

После выработки топлива из основных баков МДУ необходимо отделить ее от перелетного модуля КА. МДУ стыкуется с ПМ через две фермы, внутри которых установлен китайский микроспутник. Фермы между собой соединены замками системы отделения МДУ (рис. 11).

Для соединения и дальнейшего разделения ферм разработан уменьшенный и облегченный детонационный замок с усилием разрыва «шейки» всего 55 кН.

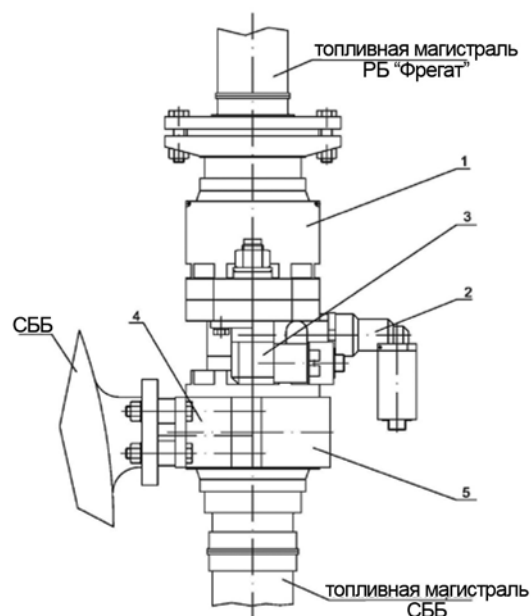


Рис. 6. Общий вид клапана-разделителя:
1 – клапан-разделитель; 2 – чека детонационная; 3 – замок разрывной;
4 – ложемент; 5 – хомут

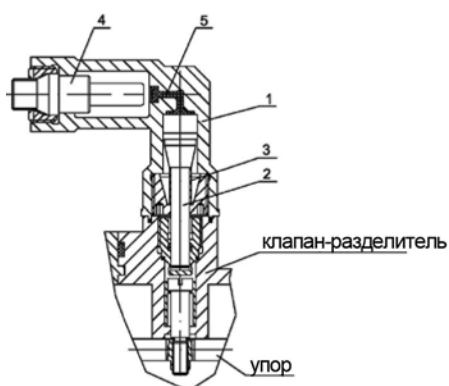


Рис. 7. Чека детонационная:
1 – корпус; 2 – шток; 3 – демпфер; 4 – электродетонатор; 5 – эластичное взрывчатое вещество

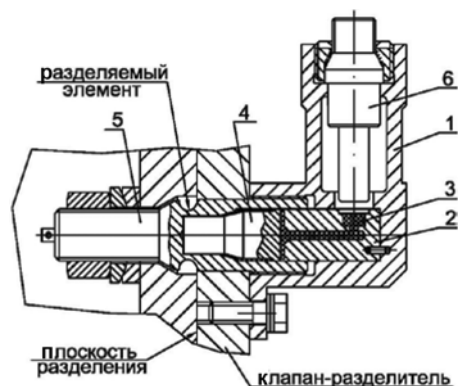


Рис. 8. Замок разрывной:
1 – корпус; 2 – вкладыш; 3 – ЭВВ; 4 – поршень; 5 – шток; 6 – электродетонатор

Конструктивно система аналогична описанному выше: 8 разрывных детонационных замков, 12 трансляторов детонации, 4 инициирующих устройства, 8 пружинных толкателей с начальным усилием 980 Н в каждом. Так как вся система устанавливается на ферме ПМ, команда на срабатывание идет от её системы управления.

Функционирование рассматриваемой системы аналогично вышеописанному.

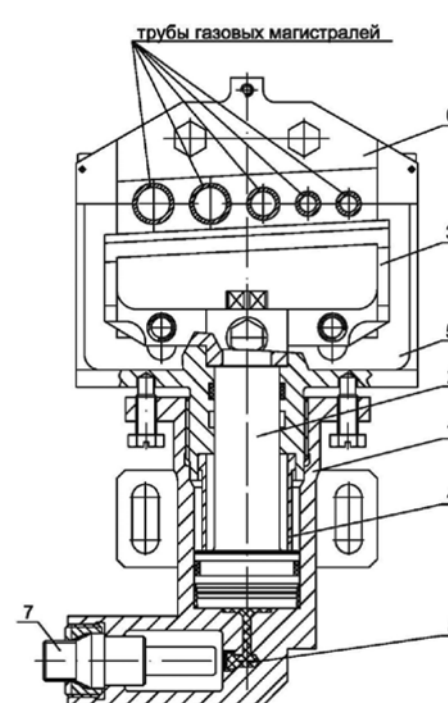


Рис. 9. Детонационный нож:
1 – корпус; 2 – шток; 3 – нож; 4 – демпфер; 5 – наковальня; 6 – колодка;
7 – электродетонатор; 8 – ЭВВ

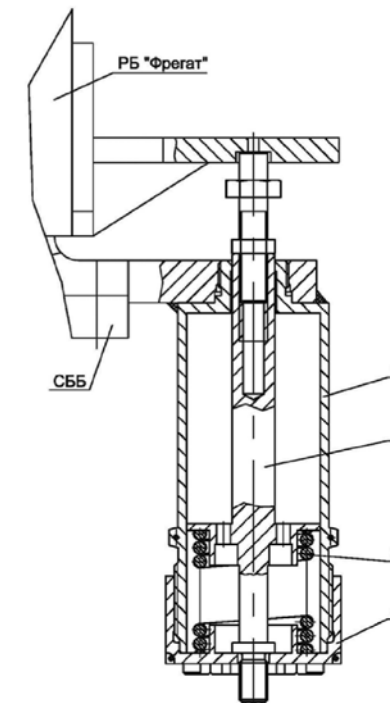


Рис. 10. Пружинный толкатель
1 – корпус; 2 – шток; 3 – пружина; 4 – гайка.

СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ КИТАЙСКОГО МИКРОСПУТНИКА

После отделения МДУ и маневра КА вокруг Марса необходимо отделить китайский микроспутник (КМС), что обеспечивает соответствующая система отделения. КМС стыкуется к верхнему шпангоуту фермы ПМ через его переходную ферму; в её верхней части установлены четыре индивидуальных детонационных разрывных замка, каждый из которых имеет свой электродетонатор. Возле каждого замка смонтированы четыре пружинных толкателя, два телеметрических датчика, дающих сигнал в систему управления ПМ об отделении КМС, и четыре датчика, которые при отделении включают КМС для штатного функционирования.

Кроме того, в состав системы отделения КМС входит один пинонь, разделяющий электрические кабели, связывающие КМС и систему управления ПМ перед отделением КМС.

Для данной системы разработан детонационный замок с усилием разрыва «шейки» 30 кН и массой, меньшей, чем у замков системы отделения ПМ.

Команда от системы управления подается сначала на пинонь, который разделяет электрические кабели связи, и одновременно на каждый электродетонатор всех четырех замков. Замки срабатывают синхронно и снимают силовую связь между КМС и ПМ, толкатели отделяют КМС с относительной скоростью $\approx 0,7$ м/с.

СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ ФЕРМЫ ПЕРЕЛЕТНОГО МОДУЛЯ

После отделения КМС необходимо отделить ферму, на которой находился КМС, для уменьшения общей массы ПМ.

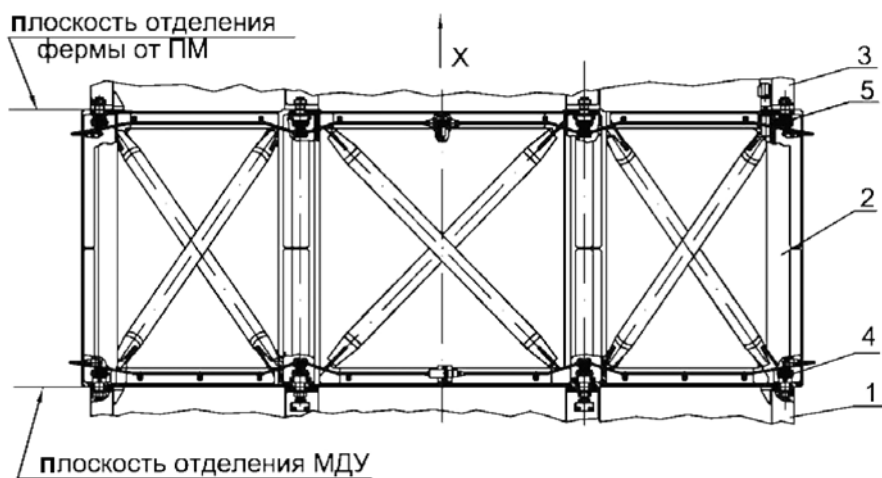


Рис. 11. Схема систем отделения МДУ и фермы от ПМ:
1 – ферма МДУ; 2 – ферма ПМ; 3 – перелетный модуль; 4 – система отделения МДУ;
5 – система отделения фермы от ПМ

Система отделения фермы ПМ (см. рис. 11) конструктивно аналогична системе отделения МДУ, отличие только в конструкции инициирующего устройства и в усилении толкателей. Иницирующие устройства должны иметь нож для автоматической резки электрических кабелей, так как команда на срабатывание системы подается от системы управления ПМ, а система отделения установлена на ферме ПМ.

Здесь применены пружинные толкатели с меньшим усилием, чем для отделения МДУ, так как масса фермы значительно меньше.

СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ОТ ПЕРЕЛЕТНОГО МОДУЛЯ

После маневра КА в сторону Фобоса, последующей мягкой посадки на его поверхность, забора и загрузки грунта Фобоса в спецконтейнер спускаемого аппарата должна стартовать взлетная ракета. Для обеспечения ее старта служит система отделения возвращаемого аппарата от ПМ.

В состав системы входят: четыре разрывных детонационных замка, шесть трансляторов детонации, четыре пружинных толкателя и одно инициирующее устройство. Корпус инициирующего устройства имеет два штуцера для электродетонаторов и четыре штуцера для подстыковки трансляторов детонации, которые стыкуются к одному из двух штуцеров на корпусах замков; вторые штуцеры замков соединены трансляторами в кольцевую систему, что обеспечивает надежное срабатывание системы даже при отказе одного электродетонатора и одного транслятора.

ГРУНТОПЕРЕГРУЗОЧНОЕ УСТРОЙСТВО ГРУНТОЗАБОРНОГО КОМПЛЕКСА

Грунтоперегрузочное устройство [Устройство для доставки контейнера с грунтом..., 2010] входит в состав грунтозаборного комплекса, который состоит из двух манипуляторов, TV-камер объемного зрения и грунтоперегрузочного устройства. Состав и назначение манипулятора описаны подробно в статье «Манипуляторный космический комплекс космического аппарата ФОБОС-ГРУНТ» данной книги.

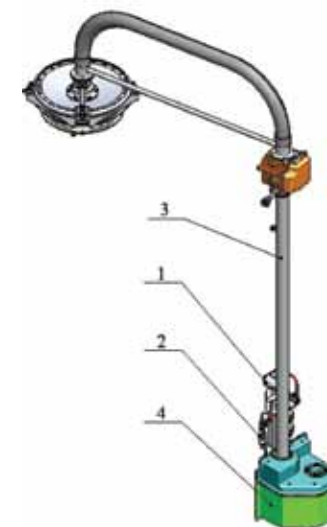


Рис. 12. Общий вид грунтоперегрузочного устройства:
1 – балка силовая; 2 – пневмосистема; 3 – тракт; 4 – механизм перегрузки (под кожухом)

Грунтоперегрузочное устройство смонтировано на балке, которая кронштейнами крепится на корпусе ПМ.

В состав ГПУ (рис. 12) входят: силовая балка, пневмосистема, тракт, механизмы поворотный и перегрузочный, пиромеханизмы (пирочеки, пускоотсечный клапан, пиронож, детонационные замки).

Силовая балка изготовлена из алюминиевого профиля, сварная. На балке выполнены кронштейны, на которых смонтирована пневмосистема (рис. 13), состоящая из баллона, пускоотсечного и заправочного клапанов и магистралей. В баллон закачан газ азот. Давление в баллоне $2 \cdot 10^6$ Па. К балке болтами прикреплен тракт, верхняя часть которого присоединена к трубе через поворотный механизм, позволяющий повернуть верхнюю часть на 180° вокруг оси вращения.

На кронштейнах балки крепится механизм перегрузочный, состоящий из стакана, в который установлен контейнер для грунта. Стакан телескопически вдвинут в корпус оболочки и зафиксирован пирочеккой. Под верхний фланец стакана установлены в сжатом положении две пружины (рис. 14).

Все перечисленные детали смонтированы на поворотном кронштейне, который установлен на оси вращения корпуса, закрепленного на балке.

Кронштейн поворотный зафиксирован в транспортном положении пирочеккой. В этом положении производится загрузка контейнера образцами грунта, взятыми с поверхности Фобоса. На неподвижном корпусе установлена тройная пирочекка, имеющая три штока, которыми центрируется и фиксируется крышка контейнера по оси тракта.

На крышке установлены кольца уплотнительное и пружинное.

В контейнере оболочки закреплена и уложена оболочка, изготовленная из фторопластовой пленки. Полость контейнера под оболочкой герметична.

К корпусу подведена пневмомагистраль, в месте присоединения её к корпусу установлен дроссель.

Грунтоперегрузочное устройство работает следующим образом. При срабатывании пускоотсечного клапана газ из баллона по магистрали поступает в по-

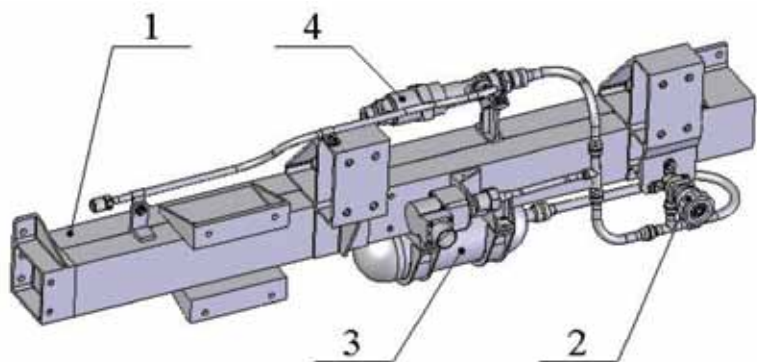


Рис. 13. Силовая балка и пневмосистема:
1 – балка силовая; 2 – клапан заправочный; 3 – баллон; 4 – клапан пускоотсечной

лость контейнера оболочки. К торцу тройной пирочки примыкает тракт, по которому наполняемая газом оболочка при разворачивании перемещает контейнер с грунтом в СА. После загрузки контейнера грунтом подается команда на срабатывание пиромеханической чеки, фиксирующей поворотный кронштейн в транспортном положении. Шток пирочки выходит из зацепления с кронштейном, а установленный пружинный толкатель перемещает кронштейн с установленным в нем контейнером с грунтом из транспортного положения в положение под тройную пирочку.

Затем срабатывает пиромеханическая чека, фиксирующая стакан и контейнер с грунтом в корпусе. Пружины, установленные под фланцем стакана, перемещают его к торцу тройной пиромеханической чеки, при этом контейнер с грунтом входит в крышку. Происходит герметизация кольцом уплотнительным и фиксация – пружинным кольцом. Далее подается команда на срабатывание тройной пиромеханической чеки. Штоки, удерживающие крышку, втягиваются и высвобождают ее вместе с надетым на нее контейнером с грунтом. Контейнер после этого готов к транспортированию в спускаемый аппарат.

При срабатывании пускоотсечного клапана газ из баллона поступает в полость оболочки, и она, организованно разворачиваясь, перемещает контейнер с грунтом по тракту до попадания его в СА, где он и фиксируется пружинным кольцом.

Организованное разворачивание достигается укладкой. На первом этапе укладки оболочка, закрепленная на корпусе, сплющивается в плоскость. Далее производится укладка оболочки способом «зиг-заг», при этом воздух, который находится в оболочке, необходимо удалять (выдавливать, откачивать). Укладку оболочки продолжают до того момента, пока до корпуса не останется слабина размером не менее высоты укладки. Затем укладку разворачивают на 90°, заправляют в слабину, при этом первая складка «зиг-заг» должна находиться с внешней стороны, а последняя – внутри. После этого укладка формируется в цилиндр и закладывается в корпус. Тракт – трубчатого сечения, с диаметром, несколько меньшим, чем диаметр оболочки, что позволяет исключить разрыв оболочки при ее наддуве и разворачивании.

В верхней части тракт изготовлен из стеклотекстолита. На участке тракта, изготовленном из алюминиевого сплава, установлены подкосы; пиромеханический нож для резки оболочки, находящейся внутри тракта перед разворотом консольной части тракта; поворотный механизм.

Тракт к СА крепится пиромеханическими устройствами, такое же устройство установлено в районе поворотного механизма. После окончания перегрузки контейнера с грунтом в СА срабатывают пиромеханизмы, и поворотный механизм

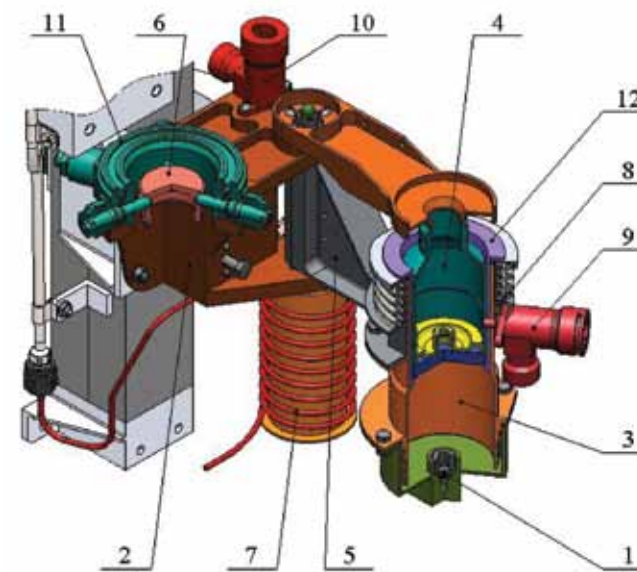


Рис. 14. Механизм перегрузки
1 – дроссель; 2 – кронштейн неподвижный; 3 – корпус оболочки; 4 – контейнер для грунта; 5 – кронштейн поворотный; 6 – крышка контейнера; 7 – пневмомагистраль; 8 – пружины; 9 – пиромеханическая чека; 10 – пирочка; 11 – пирочка тройная; 12 – стакан

разворачивает консольную часть тракта на 180°, обеспечивая в конце хода срабатывание пластинчатого пружинного замка.

СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ОТ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА

Система отделения спускаемого аппарата предназначена для крепления СА к ВА и его отделения при подлете к Земле. Система выполнена по «катапультной схеме», так как моменты инерции СА имеют малую величину и при обычной схеме возможны высокие значения угловых скоростей при отделении СА, что нежелательно при большой скорости (≈ 10 км/с) входа в атмосферу Земли.

Спускаемый аппарат установлен (рис. 15) в подвижный конусообразный ложемент, который вместе с СА прикреплен к неподвижному основанию двумя рычажными замками: подвижный ложемент имеет также три регулируемые опоры, к которым замки прижимают СА.

В нижней части неподвижного ложемента установлен центральный пружинный толкатель, зачеканный пиромеханической чекой.

Система отделения работает следующим образом. При подаче команды на пиропатрон пиромеханической чеки ее шток освобождает поршень пружинного толкателя, к которому прикреплено доньшко подвижного ложемента. Ложемент вместе с СА начинает движение, при этом высвобождаются рычажные замки и снимается силовая связь между СА и подвижным ложементом, но за счет инерционных сил СА прижимается к его опорам.

В конце хода толкателя его поршень резко останавливается жестким упором, при этом останавливается подвижный ложемент, а СА по инерции начинает двигаться самостоятельно по заданному направлению, полученному от поршня толкателя.

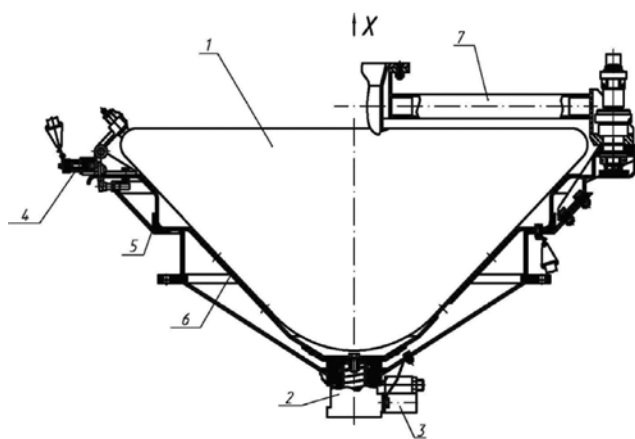


Рис. 15. Система отделения СА от ВА:

1 – спускаемый аппарат; 2 – толкатель пружинный, центральный; 3 – пиромеханическая чека; 4 – толкатель пружинный; 5 – проставка; 6 – конус внутренний; 7 – система отделения тракта

В состав космического аппарата «Фобос-Грунт» входят также пиромеханические ножи и чеки (фиксаторы) (рис. 16), которые осуществляют разрезание бортовой кабельной сети в плоскостях разделения и трансформирование раскрываемых в полете соответствующих частей конструкции. Они выполнены по традиционной конструктивной схеме, хорошо зарекомендовавшей себя на многих предыдущих пусках космических аппаратов [Ефанов и др., 2006; Колесников и др., 2006]. В качестве пироэнергодатчиков в них используются пиропатроны в космическом исполнении.



Рис. 16. Общий вид отдельных пиромеханических и детонационных устройств

В заключение необходимо отметить, что все рассмотренные пиромеханические и детонационные системы и устройства прошли полный комплекс наземных

испытаний, в том числе в экстремальных условиях с определением запаса работоспособности, и большинство из них получили летную квалификацию с положительными результатами.

Литература

- Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. (2010) Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока «Фрегат» // Полет. 2010. №2.С.8-14.
- Ефанов В.В., Моишеев А.А., Пичхадзе К.М. (2006) Пиромеханические и детонационные системы разделения конструкции КА для планетных и астрофизических исследований // Космические исследования. 2006. Т. 44. №3.
- Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В. (2006) Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. М: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.
- Котомин А.А., Душенок С.А., Козлов А.С., Ефанов В.В. (2005) Современные и перспективные высокоэнергетические материалы в системах детонационной автоматики аэрокосмических аппаратов // Полет. 2005. №8.С.51-60.
- Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В. (2010) Новое поколение систем детонационной автоматики космических аппаратов на основе высокоэнергетических материалов // Известия Санкт-Петербургского технологического института (технического университета). 2010. №9(35).С.69-75.
- Устройство для быстрого разделения частей космического аппарата или ракетного блока (2008) Патент РФ №2321527 10.04.2008 г. Авторы: Горовцов В.В., Душенок С.А., Ефанов В.В., Королева Т.В., Котомин А.А., Тохтуев С.Г.
- Устройство для доставки контейнера с грунтом исследуемого небесного тела в посадочный аппарат, возвращаемый на Землю, ступени космической станции, и устройство для транспортировки груза по трубопроводу. Патент РФ №2413660 18.03.2010. Авторы: Горовцов В.В., Давыдов А.В., Королева Т.В., Орлов А.А., Романенко Ю.М., Суругин С.Е., Сходкин А.Ю., Снычев Н.П.
- Устройство для разделения коммуникаций (2010а) Патент РФ №2412090 15.03.2010 г. Авторы: Горовцов В.В., Ефанов В.В., Брешев Е.Н.
- Устройство для разделения коммуникаций (2010б) Патент РФ №105261 10.06.2011. Авторы: Ефанов В.В., Горовцов В.В., Королева Т.В., Брешев Е.Н., Котомин А.А., Душенок С.А.
- Efanov V.V., Gorovtsov V.V., Podobedov Ja.G., Kotomin A.A., Dushenok S.A. (2007) New generation of denation devices for spacecraft structure separation (design foundations) // (Russian-American scientific journal «Actual problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment». 2007. V. 12. №3 (25).P.25-30.

**В.В. Ефанов, В.В. Горовцов, Е.Н. Брешев,
Т.В. Королева, Ю.М. Романенко,
С.Е. Суругин, А.Ю. Сходкин
НПО им. С.А.Лавочкина**

ББК 39.62
УДК 520.6.08:629.78

ISBN 978-5-905646-03-4 (т. 2)
ISBN 978-5-905646-01-0

	научное издание в двух томах том 2
издатели	ФГУП "НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА" РОСКОСМОСА УЧРЕЖДЕНИЕ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН
автор-составитель	А.В. Захаров
редактор	В.С. Корниленко
художники	В.М. Давыдов А.Н. Захаров
макет-верстка	Е.О. Кораблева
техническая поддержка	Е.А. Антоненко Б.С. Жуков
тираж	1300 экз.

Отпечатано с оригинал-макета (ИКИ РАН)
в типографии ООО "ПОЛСТАР" (МАИ).
Волоколамское шоссе, д.4, Москва А-80, ГСП-3, 125993

© ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина" Роскосмоса, 2011
© Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

ТОМ 1

ПРЕДИСЛОВИЕ.....7

часть 1. ЗАДАЧИ ЭКСПЕДИЦИИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ФОБОСА

1-1	Спутники Марса: задачи исследований.....9
1-2	Научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса.....18
1-3	Космический проект ФОБОС-ГРУНТ: новый этап русской планетной программы.....30
1-4	Космические платформы аппарата «Фобос-Грунт» - основа будущих межпланетных и лунных станций.....35

часть 2. ПРОГРАММНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ-МАРС-ФОБОС-ЗЕМЛЯ

2-1	Концепция экспедиции.....40
2-2	Состав космического аппарата.....47
2-3	Схема полёта космического аппарата.....58
2-4	Решение навигационной задачи при полёте по квазиспутниковой орбите с использованием снимков Фобоса.....74
2-5	Обеспечение планетарной защиты в экспедиции.....81
2-6	Обеспечение надежности космического аппарата.....95
2-7	Организация управления космическим аппаратом.....101
2-8	Прочностные и кинематические испытания космического аппарата.....111
2-9	Механизм моделирования условий невесомости при наземных испытаниях космического аппарата.....116
2-10	Выбор места посадки космического аппарата на поверхность Фобоса.....120

часть 3. СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ФОБОС-ГРУНТ

3-1	Средства выведения космического аппарата.....131
3-2	Конструкция космического аппарата.....137
3-3	Спускаемый аппарат142
3-4	Двигательные установки для доставки космического аппарата на поверхность Фобоса.....156
3-5	Приборы обеспечения посадки на поверхность Фобоса.....168
3-6	Система ориентации и стабилизации космического аппарата.....174
3-7	Грунтозаборный комплекс.....184
3-8	Манипуляторный комплекс космического аппарата.....192
3-9	Антенно-фидерная система космического аппарата.....199
3-10	Система обеспечения теплового режима космического аппарата.....206
3-11	Пиромеханические и детонационные системы и устройства.....226

ЧАСТЬ 4

НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ И ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПРОЕКТА ФОБОС-ГРУНТ

4.1 ПРОЕКТ ФОБОС-ГРУНТ: ПРИБОРЫ ДЛЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

ТОМ 2

часть 4. НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ И ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПРОЕКТА ФОБОС-ГРУНТ

4-1	Проект ФОБОС-ГРУНТ: приборы для научных исследований.....	245
4-2	Газо-хроматографический комплекс (ТДА, ХМС, МАЛ-1Ф).....	249
4-3	Миниатюризованный мессбауэровский спектрометр MIMOS II.....	270
4-4	Эксперимент НС ХЕНД для исследования состава вещества Фобоса методами нейтронной и гамма-спектроскопии.....	278
4-5	Гамма-спектрометр ФОГС.....	281
4-6	Исследование основных геохимических характеристик реголита Фобоса с помощью лазерной времяпролетной масс-спектрометрии в эксперименте ЛАЗМА.....	287
4-7	Определение усреднённого по поверхности состава реголита Фобоса по измерениям потока вторичных ионов в эксперименте МАНАГА-Ф.....	299
4-8	Фурье-спектрометр АОСТ для исследования Марса и Фобоса.....	310
4-9	Эшелле-спектрометр ТИММ для исследования атмосферы Марса.....	330
4-10	Микроскоп – спектрометр MicrOmega.....	352
4-11	Эксперимент ТЕРМОФОБ: прямые исследования теплофизических свойств грунта Фобоса.....	363
4-12	Радиолокационное зондирование грунта Фобоса длинноволновым планетным радаром ДПР.....	375
4-13	Эксперимент «СЕЙСМО». Сейсмика Фобоса: от геофизики к космогонии.....	390
4-14	Сейсмогравиметр ГРАС-Ф для измерения гравитационных полей на поверхности Фобоса.....	401
4-15	Прибор ФПМС: плазменно-магнитная система.....	410
4-16	Детектор космической пыли «Метеор-Ф».....	417
4-17	Мониторинг радиационных условий на трассе полета к Марсу - эксперимент ЛЮЛИН-Ф.....	421
4-18	Небесно-механический эксперимент ЛИБРАЦИЯ.....	427
4-19	Эксперимент «Небесная механика», ультрастабильный осциллятор (УСО1).....	434
4-20	Российско-китайский эксперимент по радиопросвечиванию ионосферы Марса (MROE).....	445
4-21	Телевизионная система навигации и наблюдения.....	457
4-22	Система технического зрения манипуляторного комплекса.....	474
4-23	Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры.....	483
4-24	Эксперимент «БиоФобос/Анабиоз».....	490
4-25	Эксперимент «БиоФобос/Лайф».....	501
4-26	Принципы организации научного наземного комплекса.....	510

Данный раздел посвящен описанию приборов, входящих в состав комплекса научной аппаратуры космического аппарата «Фобос-Грунт». За основу представленных здесь материалов по научным приборам были взяты статьи, опубликованные в специальном выпуске журнала «Астрономический вестник», т. 44, вып.5, 2010 г.

Основной целью проекта ФОБОС-ГРУНТ является доставка за Землю образцов вещества с Фобоса для их последующих всесторонних исследований в земных лабораториях [Зеленый и др., 2010]. Эти задачи подробно рассматриваются в статье академика Э.М. Галимова [Галимов, 2010]. На посадочном аппарате, помимо предназначенных для забора грунта манипуляторов, установлен комплекс научных приборов для прямых (in situ) измерений физико-химических свойств поверхности в области посадки аппарата. Наряду с этим предполагаются исследования системы Марса, включающей саму планету, его спутники и околомарсианское пространство, путем дистанционных измерений с орбитального аппарата.

Основные научные задачи проекта нацелены на решение широкого спектра проблем, связанных, в первую очередь, с генезисом Солнечной системы, путем исследования физико-химических свойств реликтового вещества с Фобоса. Другие научные задачи включают:

- исследования физико-химических характеристик Фобоса как небесного тела, что позволит приблизиться к пониманию происхождения марсианских спутников и, возможно, спутниковых систем у других планет;
- уточнение параметров орбитального и собственного вращения Фобоса, что важно для изучения внутреннего строения этого малого тела и эволюции его орбиты;
- исследования физических условий среды вблизи Марса – электрических и магнитных полей, характеристик взаимодействия солнечного ветра с плазменным окружением Марса, в том числе регистрация «убегающих» из атмосферы Марса ионов кислорода, что позволит расширить представления об истории воды на Марсе;
- исследования вариаций атмосферы Марса.

Описание научной программы проекта, его научные задачи представлены в работе [Зеленый и др., 2010], а баллистический сценарий экспедиции приведен в статье [Аким и др., 2010]. Программа научных исследований и экспериментов выполняется с помощью установленных на борту космического аппарата научных приборов и включает исследования Фобоса и околомарсианского пространства на этапе орбитального движения космического аппарата вокруг Марса (до посадки на Фобос), а также на поверхности Фобоса (после посадки).

Несколько приборов, установленных на аппарате, будут исследовать реголит Фобоса в месте посадки аппарата. Область таких контактных исследований ограничена возможностью манипулятора, позволяющего обеспечить исследование реголита на расстоянии до метра от космического аппарата. На манипуляторе будет установлено устройство захвата образцов реголита для доставки их в возвращаемый аппарат и к аналитическим приборам, находящимся на корпусе космического аппарата. Таким образом, манипулятор даст возможность исследовать образцы грунта в нескольких местах в области посадки аппарата. Кроме того, исследования in situ в сочетании с наиболее сложной частью экспедиции – доставкой на Землю образцов грунта Фобоса – необходимы для увеличения надежности выполнения всей экспедиции. Для исследования реголита предназначены приборы, представленные в таблице 1 (приборы АОСТ и ТИММ направлены также на исследования атмосферы Марса).

таблица 1 Приборы для исследований реголита Фобоса и атмосферы Марса

газоаналитический комплекс, включающий приборы: - термический-дифференциальный анализатор ТДА; - газовый хроматограф ХМС-1Ф; - масс-спектрометр МАЛ-1Ф	регистрация летучих компонентов, выделяемых при пиролизе образцов вещества поверхности Фобоса
массбауэровский спектрометр MIMOS II	определение минералогического состава соединений железа в грунте Фобоса
гамма-спектрометр ФОГС	исследование элементного состава пород Фобоса, изучение содержания основных породообразующих элементов (от Н до Fe) и естественных радиоактивных элементов (K, Th, U)
нейтронный спектрометр ХЕНД	изучение состава грунта Фобоса и составление карты распределения породообразующих химических элементов методами нейтронной и гамма-спектроскопии
лазерный время-пролетный масс-спектрометр ЛАЗМА	определение элементного и изотопного состава реголита Фобоса до глубины 2...3 мм
масс-спектрометр вторичных ионов МАНАГА-Ф	определение элементного и изотопного состава вторичных ионов, генерируемых с поверхности Фобоса под воздействием первичных ионов солнечного ветра
термодетектор ТЕРМО-ФОБ	измерение температуры и теплофизических свойств грунта поверхности Фобоса на основе решения обратной задачи теплопроводности
фурье-спектрометр АОСТ	исследование атмосферы Марса методами солнечных затмений и прямыми методами (суточных вариаций), а также поверхности Марса и Фобоса
эшелле-спектрометр ТИММ	исследования вертикальной структуры атмосферы Марса, измерения метана на Марсе, отношения D/H на Марсе
микроскоп-спектрометр MicroOmega	получение изображений микроструктуры грунта Фобоса

Исследования внутренней структуры Фобоса будут проводиться с помощью длинноволнового радара, а также сейсмическими методами. Эти исследования, наряду с данными телевизионной системы ТСНН, направлены на уточнение фигуры Фобоса, его массы, плотности, внутреннего строения, гравитационного поля, магнитного поля, морфологии поверхности, т.е. характеристик Фобоса как небесного тела. Для исследования внутреннего строения Фобоса предназначены приборы, представленные в таблице 2.

Несколько приборов направлены на изучение свойств околомарсианского пространства – взаимодействия солнечного ветра с плазменным окружением Марса, регистрацию микрометеоритов, а также на выполнение небесно-механических экспериментов. Одновременно с работой космического аппарата «Фобос-Грунт» на орбите Марса будет проводить исследования китайский научный спутник YN-1, доставляемый на орбиту Марса одновременно с КА «Фобос-Грунт». Планируется выполнить несколько экспериментов с использованием этих двух одновременно работающих на орбитах Марса космических аппаратов. Описание совместных российско-китайских экспериментов и перечень научной аппаратуры по плазменным и небесно-механическим исследованиям представлены в таблице 3,4.

таблица 2 Приборы для исследования внутреннего строения Фобоса

длинноволновый планетный радар ДПР	радиолокационное исследование поверхности и подповерхностной структуры грунта Фобоса до глубин порядка 100 м
сейсмогравиметр ГРАС-Ф	исследование гравитационного поля Фобоса
сейсмометр СЕЙСМО	исследование внутреннего строения Фобоса; анализ проявления внешних импульсных воздействий и полей. Регистрация сейсмических сигналов и волновых полей Фобоса, измерение сейсмогравитационных колебаний на поверхности Фобоса

таблица 3 Приборы для исследования околомарсианского пространства

плазменный комплекс ФПМС	изучение плазменно-волновых процессов взаимодействия солнечного ветра с марсианской плазмой
российско-китайский эксперимент MROE с участием российского КА «Фобос-Грунт» и китайского спутника Марса YN -1	изучение параметров ионосферы Марса
детектор космической пыли «Метеор-Ф»	исследование физико-динамических параметров метеорных тел, измерение распределения метеорных тел по массе, скорости и пространственной плотности вдоль трассы перелета и вблизи Фобоса. Контроль метеорной обстановки в полете
Дозиметр ЛЮЛИН-Ф	мониторинг радиационной обстановки в окрестностях Марса и на поверхности Фобоса

таблица 4 Небесно-механические эксперименты

ультрастабильный осциллятор УСО	эксперименты в области небесной механики и фундаментальной физики
детекторы положения звезд и Солнца ЛИБРАЦИЯ	измерение либрационных параметров Фобоса для изучения особенностей собственного вращения этого малого тела и определения его внутренней структуры

В состав научной аппаратуры входят также несколько вспомогательных приборов (таблица 5, 6), в частности, упомянутые выше манипулятор и грунтозаборное устройство (таблица 6), система технического зрения (таблица 5) для получения панорамных и стереоизображений поверхности Фобоса в месте посадки. Несколько ТВ-камер (таблица 5) предназначены в основном для решения служебной задачи, связанной с навигацией и управлением космическим аппаратом при его сближении с Фобосом и посадке на его поверхность. Управление комплексом научной аппаратуры осуществляется с помощью специального компьютера (СИОК, таблица 6), реализующего различные программы работы бортовых приборов, сбор и формирование информационных блоков с научными данными для передачи их на Землю.

Кроме того, в состав спускаемого аппарата проекта ФОБОС-ГРУНТ включены несколько капсул с образцами различных биокультур. Эти эксперименты («БиоФобос/Анабиоз», «БиоФобос/Лайф») предназначены для проведения исследований с покоящимися формами биологических объектов, принадлежащих к различным таксономическим группам, в условиях длительного межпланетного перелета для решения вопросов планетарного карантина, астробиологии (проблема панспермии); результаты этих экспериментов могут быть использованы при решении медико-биологических проблем пилотируемой космонавтики.

ГАЗО-ХРОМАТОГРАФИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС (ТДА, ХМС, МАЛ-1Ф)

таблица 5 Телевизионные приборы

телевизионная система ТСНН	обеспечение посадки КА на поверхность Фобоса, выбор места посадки. Научные исследования и картографирование поверхности Фобоса
система технического зрения СТЗ, стерео- и панорамные ТВ-камеры	получение стерео- и панорамного изображений поверхности, поиск и отбор образцов грунта Фобоса

таблица 6 Приборы для обеспечения научных измерений

манипулятор ГЗУ, устройство Chomik	загрузка образцов реголита Фобоса в приемное устройство для перемещения их в возвращаемый аппарат. Обеспечение приборов ТДА комплекса ХМС, ЛАЗ-МА, MicrOmega образцами реголита для бортовых исследований
система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (КНА) СИОК	управление комплексом научной аппаратуры в полете

В создании аппаратуры и приборов для обеспечения исследований принимали участие научные организации Германии, Франции, Китая, Польши, Швеции, Швейцарии, Украины, Болгарии, Европейского космического агентства, Планетного общества США.

литература

Аким Э. Л., Заславский Г. С., Морской И. М., Рузский Е. Г., Степаньянц В. А., Тучин А. Г. (2010) Доставка на землю реликтового вещества с Фобоса – проект Фобос-Грунт: баллистика, навигация и управление полетом // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. N 1. С. 29.

Галимов Э. М. (2010) Научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. N 1. С. 7.

Зеленый Л. М., Захаров А. В., Полищук Г. М., Мартынов М. Б. (2010) Проект экспедиции к Фобосу // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. N 1. С. 17.

Л.М. Зеленый, А.В. Захаров, Б.С.Новиков, Е.В.Ларионов
Институт космических исследований РАН, Москва

введение

Одной из главных научных задач, связанных с изучением Фобоса, является выяснение его происхождения. Как возможные пути образования рассматриваются его формирование совместно с Марсом на околопланетной орбите либо его образование в поясе астероидов с последующим захватом на орбиту спутника. В пользу идеи захвата свидетельствует сходство Фобоса с астероидами класса С из-за его низких альбедо и средней плотности [Avanesov et al., 1991]. Внешний вид Фобоса также во многом схож с формой исследованных астероидов подобного размера. Однако спектр ИК-поглощения поверхности Фобоса не имеет принципиально-го совпадения со спектрами ни одного из классов хондритов [Giuganna et al., 2010]. Это ставит под сомнение формирование вещества Фобоса в области пояса астероидов, где, как считается, сформировались основные типы хондритов. Возможность формирования Фобоса на околопланетной орбите также имеет ряд вопросов. Рассматриваются возможности как совместного с Марсом формирования спутников на околопланетной орбите из того же вещества, из которого формировался Марс [Peale, 2007], так и их формирования из вещества, выброшенного из марсианской поверхности в результате крупных высокоскоростных ударов [Graddock, 1994]. Ответ на проблему происхождения Фобоса может во многом дать прямое исследование его вещества и сопоставление с данными об указанных источниках.

Другая научная проблема состоит в определении степени дифференциации вещества Фобоса. При дифференциации планетного тела в результате нагрева недр выделяется металлическое ядро и формируется силикатная мантия. Как следствие планетное тело приобретает шаровидную форму. Вытянутая форма Фобоса указывает на отсутствие сколько-либо заметной глобальной дифференциации его вещества в процессе эволюции. Об отсутствии глобальной дифференциации также свидетельствует низкая удельная плотность Фобоса - $1876 \pm 20 \text{ кг/м}^3$ [Andert et al., 2010], которая отражает пористую структуру его вещества. Тем не менее, вещество, из которого формировался Фобос, могло претерпеть дифференциацию еще до вхождения в состав спутника, например, если он формировался из дифференцированного вещества Марса, выброшенного крупными ударами на его орбиту. Так, отдельные спектральные детали Фобоса имеют заметное согласие со спектрами ахондритов (дифференцированные метеориты) [Giuganna et al., 2010], хотя совпадение в целом отсутствует. Здесь также необходимо прямое детальное исследование вещества Фобоса для определения степени его дифференцированности. Если будет выяснено, что Фобос является недифференцированным телом и генетически связан с веществом, из которого был аккумулирован Марс, то появится уникальная возможность изучать «исходное» вещество Красной планеты.

Эффективным методом исследования принадлежности вещества Фобоса к тем или иным классам метеоритов, а также степени его дифференцированности является детальное исследование его летучих компонентов. Летучие компоненты, как наиболее мобильные компоненты в силикатах, имеют заметные отличия в составе разных классов метеоритов, поскольку они формировались в различных условиях в ранней Солнечной системе. Состав летучих компонентов также отражает и те дифференциционные процессы, которые происходили с материнским силикатным веществом. Исследование химического состава и обилия летучих компонентов в грунте Фобоса позволит во многом ответить на вопросы о его происхождении и эволюции.

Существенное значение в исследовании летучих компонентов вещества Фобоса имеет исследование изотопии основных летучих элементов: С, Н, О, N, благородные газы. Так, на рисунке 1 видна важность исследования изотопов кислорода для определения принадлежности вещества Фобоса к различным классам метеоритов, в том числе и к SNC-метеоритам, которые, как считается, являются образцами марсианской коры.

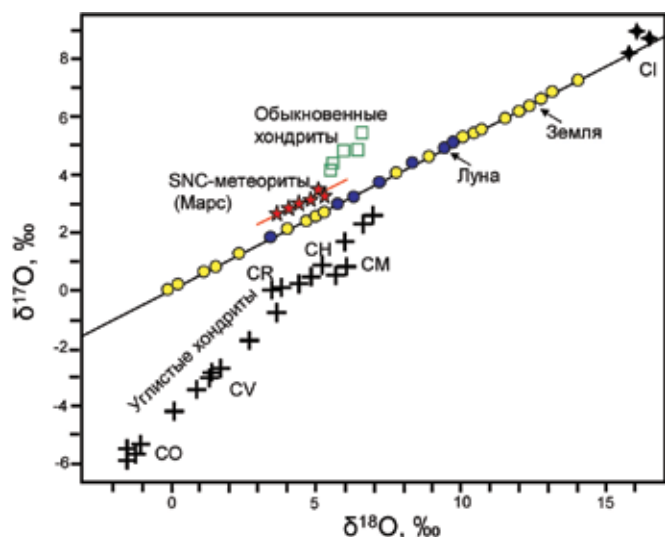


рисунок 1 Соотношение изотопов ^{18}O – ^{17}O в различных объектах Солнечной системы из [Галимов, 2010]. CO, CV, CR, CH, CM, CI – классы углистых метеоритов

На рисунке 2 также показана важность определения изотопии водорода, которая свидетельствует об источнике водорода в исследуемом веществе.

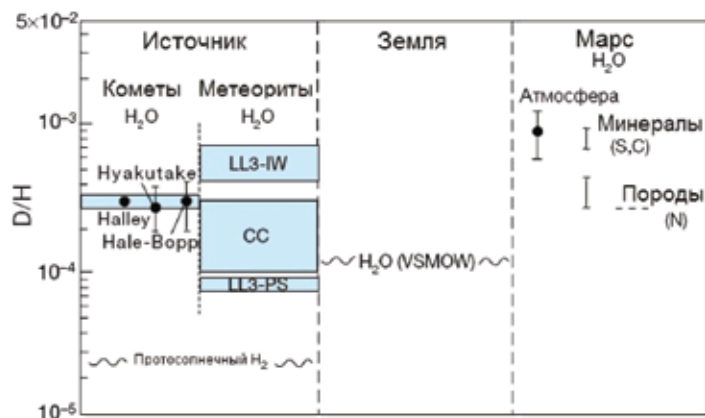


рисунок 2 Соотношение изотопов водорода [D/H] в различных объектах Солнечной системы. Изотопия марсианских пород и минералов дана по изотопии марсианских метеоритов - шерггитов (S), наклитов (N) и шассиньитов (C). VSMOW- Vienna Standard Mid Ocean Water

Относительное сходство Фобоса с астероидами класса С предполагает заметную концентрацию восстановленного углерода в веществе его поверхности, что и придает ей черный цвет. Одной из основных форм присутствия углерода в веществе метеоритов является кероген - высокополимеризованное макромолекулярное органическое соединение. Исследование структуры такого органического вещества также дает информацию о процессах его формирования и, следова-

тельно, о процессах происхождения и эволюции вещества Фобоса.

Безусловно, ответ на вопрос о происхождении Фобоса и эволюции его вещества следует искать в комплексном исследовании и летучих, и умеренно летучих, и труднолетучих, и сидерофильных, и редкоземельных элементов, и др. [Галимов, 2010]. Также необходимо согласование этих данных с геофизическими и динамическими моделями. Тем не менее, исследование летучих компонентов в веществе Фобоса является самостоятельной задачей, способной внести заметный вклад в наше понимание его происхождения и эволюции.

научные задачи газоаналитического эксперимента

Газоаналитический комплекс выполняет задачу по всестороннему исследованию летучих компонентов в грунте Фобоса в месте посадки КА «Фобос-Грунт». Непосредственными задачами, решаемыми комплексом, являются:

- исследование химического состава и абсолютных количеств летучих соединений (вода, CO_2 , органические соединения, благородные газы и др.) в доступных для экспедиции поверхностных породах Фобоса;
- получение информации о формах вхождения летучих соединений в вещество поверхности Фобоса;
- исследование органического вещества в породах поверхности Фобоса;
- измерение изотопного состава основных летучих элементов: С, Н, О, N.
- построение модели минерального состава вещества поверхности Фобоса с акцентом на минералы, содержащие летучие компоненты, на основании данных термического, газового и элементного анализа (с применением данных измерений других приборов экспедиции).

методика измерений

При исследовании летучих компонентов в грунте Фобоса *in situ* большое значение имеет отбор образцов грунта для анализа. Инфракрасная спектроскопия свидетельствует о покрытии поверхности Фобоса реголитом с размером частиц в несколько микрометров [Palomba, 2010]. Действие космических факторов (космическое выветривание), по всей вероятности, приводит к потере летучих из столь малых частиц, так что наблюдаемые в ИК-спектрах слоистые силикаты на поверхности не имеют признаков гидратации [Palomba, 2010], характерных для углистых хондритов. При заборе пробы более представительными для изучения вещества Фобоса являются внутренние части консолидированных образований (камни), которые оставались бы незатронутыми процессами космического выветривания со времени образования. Таковыми могут быть и отдельные небольшие камешки, объем которых превышает объем коры выветривания.

Эффективным методом исследования содержания летучих в силикатах является метод термического анализа твердого вещества, сопряженный с анализом выделяющихся при нагреве газов. Информация о температуре выхода того или иного газа позволяет судить о форме вхождения соответствующего летучего компонента в силикатное вещество. Высокотемпературный нагрев (пиролиз) полимеризованного органического вещества приводит к его разрушению на летучие «осколки», которые могут быть проанализированы методами газового анализа [Алексеева, 1985]. Характерный набор таких «осколков» несет информацию об исходном керогене. Количество газов, выделенных за всё время нагрева пробы, дает информацию об общем содержании летучих в исследуемом веществе. При этом температура нагрева должна быть достаточно высокой для обеспечения наиболее полной дегазации пробы. Для всестороннего исследования химического состава выделяемых газов предполагается применять различные методы: газовая хроматография, масс-спектрометрия и ИК-спектроскопия.

Хроматографический анализ позволяет разделять сложную газовую смесь на отдельные компоненты, которые измеряются отдельно и идентифицируются по

времени удержания. При использовании масс-спектрометра в качестве детектора хроматографа (хромато-масс-спектрометрия) идентификация отдельных газовых компонентов обеспечена наиболее надежно по характерному масс-спектру. При этом возможно и измерение изотопных соотношений элементов, входящих в данную газовую компоненту, при достаточном разрешении и чувствительности масс-спектрометра. Применение хромато-масс-спектрометрии особенно важно для идентификации органических соединений.

Современное развитие лазерной спектроскопии позволяет измерять заданные газы по отдельным специфическим линиям поглощения при достаточно малых габаритах диодных лазеров-излучателей и детекторов. Применение метода лазерной спектроскопии в газоаналитическом комплексе позволяет независимо от хромато-масс-спектрометрического анализа измерять основные ожидаемые летучие компоненты (H_2O и CO_2), а также сложные для масс-спектрометрических исследований изотопные отношения: D/H , $^{17}O/^{16}O$ и $^{18}O/^{16}O$. В отличие от хроматографических измерений, выполняемых эпизодически, лазерная спектроскопия позволяет анализировать выделяемые газы непрерывно в процессе пиролиза пробы, что обеспечивает получение профиля их выделения в зависимости от температуры нагрева.

описание приборного комплекса

Газоаналитический комплекс состоит из трёх приборов: термический дифференциальный анализатор (ТДА), газовый хроматограф (ХМС-1Ф) и масс-спектрометр (МАЛ-1Ф).

Все приборы комплекса компактно установлены на панели №6 КА «Фобос-Грунт», так что загрузочные отверстия прибора ТДА доступны для ГЗУ манипуляторного комплекса (рисунок 3). Между прибором ХМС-1Ф и приборами ТДА и МАЛ-1Ф имеется газовая и электрическая связь. Прибор ХМС-1Ф играет главную роль в управлении комплексом. Он задаёт циклограмму работы комплекса в целом и управляет потоком газа-носителя, переносящим анализируемые газы между приборами комплекса. Газоаналитический комплекс получает грунт от грунтозаборного устройства манипуляторного комплекса. Связь с КА «Фобос-Грунт» производится через систему информационного обеспечения комплекса СИОК.

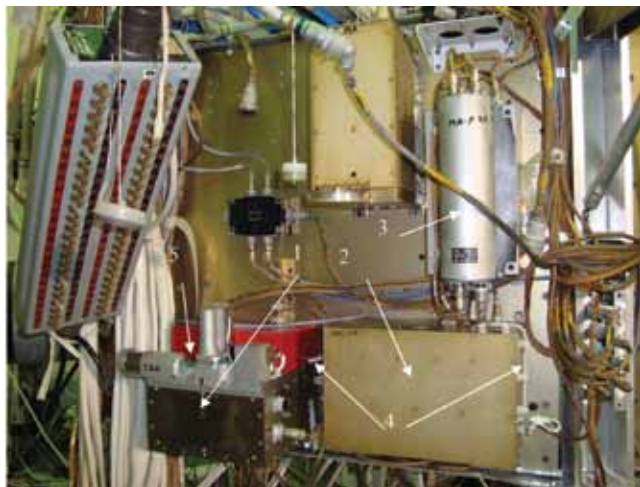


рисунок 3 Размещение газоаналитического комплекса на панели посадочного модуля КА «Фобос-Грунт»: 1 - прибор ТДА; 2 - прибор ХМС-1Ф; 3 - прибор МАЛ-1Ф; 4 - газовые соединители между прибором ХМС-1Ф и приборами ТДА и МАЛ-1Ф; 5 - место загрузки грунта

гермический дифференциальный анализатор ТДА

Задачами прибора ТДА (рисунок 4) являются:

- проведение прямых измерений экзотермических и эндотермических реакций в пробе грунта для выявления минеральных фаз с температурой фазовых переходов до $1000^{\circ}C$;
- термическая мобилизация летучих компонентов из навески грунта в газовую фазу для анализа на газовом хроматографе и масс-спектрометре;
- пиролиз высокополимеризованных органических соединений.



рисунок 4 Внешний вид прибора ТДА: 1 - устройство размельчения грунта СОПСИС; 2 - загрузочное отверстие; 3 - вывод капиллярных трубок в прибор ХМС-1Ф (под защитой)

Принцип действия ТДА основан на использовании стандартных методов термического анализа: дифференциальной сканирующей калориметрии (ДСК) и дифференциального термического анализа (ДТА). Методика ДСК состоит в одновременном линейном нагреве исследуемой пробы и эталонного образца сравнения, не имеющего фазовых переходов. Система управления поддерживает температуру на исследуемом образце, такую же, как на образце сравнения. Измеряется разность мощностей нагревателей ячейки пробы и эталона. При отсутствии фазовых превращений в исследуемой пробе разность мощностей имеет гладкий характер и определяется разностью тепловых параметров пробы и эталона. При возникновении фазовых переходов в пробе мощность нагревателя ее ячейки будет либо возрастать, если переход связан с поглощением энергии (эндотермический переход), либо уменьшаться, если переход связан с выделением энергии (экзотермический переход). На кривой разности мощностей нагревателей пробы и эталонного образца будет наблюдаться отрицательный (экзотермический переход) или положительный (эндотермический переход) пик, температура начала которого соответствует температуре перехода, а площадь пропорциональна удельной энергии перехода и количеству соответствующего минерала в измеряемой пробе. В отдельных схемах ДСК эталон может быть заменен электронным образом, полученным ранее, а его термограмма может вычитаться из термограммы образца при обработке. Информация о температуре фазового перехода позволяет соотнести его с табличным значением фазового перехода для соответствующего минерала, а величина теплового эффекта перехода, соотнесённая с его удельным значением, позволяет определить количество данного минерала в пробе грунта.

В методе ДТА производят нагрев пробы и образца сравнения при одинаковой

мощности нагревателя. В этом случае измеряют разность температур пробы и образца сравнения. При достижении температуры фазового перехода в пробе разность температур будет увеличиваться соответственно в положительную сторону при экзотермическом переходе либо в отрицательную сторону при эндотермическом переходе. Аналогично, информация о температуре начала перехода и величина разности температур пробы и образца сравнения позволяют определять тип дающего фазовый переход минерала и его количество.

Возможности прибора ТДА существенно расширяются, если его данные дополняются анализом выделяющихся газов. Информация о профиле выделяющихся газов, наложенном на профиль температуры образца, обеспечивает более надёжную интерпретацию фазовых переходов, связанных с реакцией терморазложения минералов, выделяющих летучие компоненты. Высокая чувствительность анализа выделяющихся газов может дать информацию о терморазложении малых количеств соответствующих минералов в условиях, когда чувствительность метода термоанализа недостаточна.

Сочетание методов термоанализа с информацией от других приборов, определяющих минеральный и элементный состав грунта, существенно повышает надёжность интерпретации минералогического состава грунта.

устройство прибора ТДА

Основу прибора ТДА составляет блок из шести одноразовых пиролитических ячеек (ПЯ), проводящих термоанализ пробы грунта Фобоса, и блок подготовки к анализу (БПА), выполняющий все механические перемещения грунта от его получения из ГЗУ манипулятора до загрузки в ПЯ. Основные характеристики прибора ТДА приведены в таблице 1.

таблица 1 Основные характеристики прибора ТДА

масса	4,45 кг
габариты	216×266×208 мм
диапазон рабочих температур	До 1000°C
интервал скоростей нагрева	10 ... 100 °C/мин
время анализа	~10 ... 20 мин
объём исследуемого образца	~0,05 мл
потребляемая мощность	~30 Вт

пиролитическая ячейка (ПЯ)

Проба грунта, помещаемая в ПЯ, имеет диаметр 4 мм и высоту около 6 мм. Схематически ПЯ изображена на рисунке 5.

Стакан, в котором происходит нагревание пробы, имеет внутренний диаметр 4 мм и высоту 11 мм. Он выполнен из молибдена и покрыт изнутри слоем платины. Стакан имеет тепловую керамическую развязку с фланцем ПЯ для уменьшения тепловых потерь. Нижняя часть стакана имеет нагреватель и датчик температуры (термопара хромель-алюмель). Внутри ПЯ также расположены отражающие экраны и силовые элементы конструкции. Герметизация ПЯ после загрузки грунта производится по медному кольцу, к которому с большим усилием прижимается сапфировый штуцер, имеющий форму шара с конусным отростком. Прижим происходит по шаровой поверхности, а конусная часть служит для центрирования штуцера при его сближении с ПЯ и для компенсации части «холодного» свободного внутреннего объёма ПЯ. Штуцер также обеспечивает продувку внутреннего объёма ПЯ газом-носителем для переноса выделяемых из грунта газов в газовый хроматограф ХМС-1Ф. Для продувки в штуцере имеются две коак-

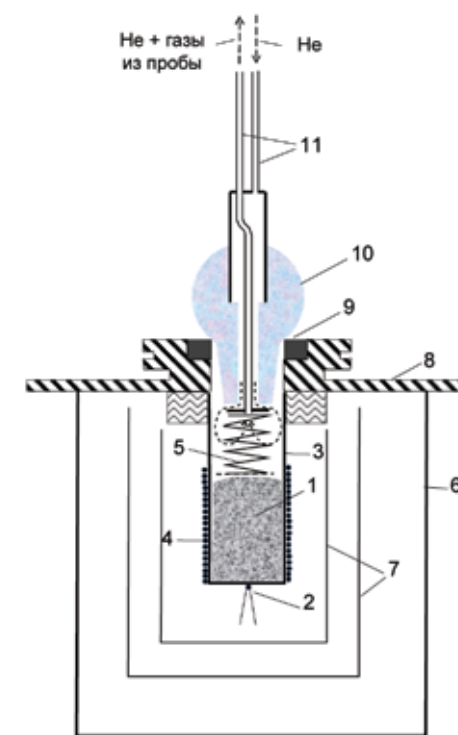


рисунок 5 Схематический разрез пиролитической ячейки ТДА: 1 - проба грунта; 2 - термопара; 3 - молибденовый стакан; 4 - нагреватель; 5 - пыж; 6 - корпус; 7 - экраны; 8 - фланец; 9 - медный уплотнитель; 10 - сапфировый штуцер; 11 - входной и выходной капилляры для газа-носителя

сиальные трубки. По внешней трубке газ-носитель поступает в ПЯ, рассеивается отбойником по стенкам ПЯ и через центральную область уходит во внутренний капилляр, увлекая с собой газы, выделяемые при нагреве пробы. Между штуцером и пробой помещается пыж, представляющий собой пружинку с сеточкой из нержавеющей стали и служащий для фиксации пробы в условиях невесомости. Такая фиксация необходима для проведения термического анализа грунта, который будет нарушен, если проба будет свободно блуждать по ячейке.

блок подготовки к анализу (БПА)

Блок подготовки к анализу состоит из устройств размельчения грунта, подготовки и загрузки грунта и перемещения ПЯ.

устройство размельчения грунта

Устройство размельчения грунта СОПСИС (SOPSY: SOil Preparation SYstem), изготовленное Политехническим университетом Гонконга, предназначено для размельчения загружаемой из ГЗУ породы до субмиллиметровой фракции. Такое размельчение способствует более полной дегазации пробы при нагреве и нормализует процесс загрузки. Устройство использует ударно-фрезерный механизм размельчения с просеиванием через миллиметровые отверстия. В задачи размельчителя входят формирование столбика размельченной пробы под загрузку в ПЯ и самоочистка от остатков грунта для следующего цикла загрузки.

В БПА имеется также возможность прямой загрузки пробы в стороне от устрой-

ства СОПСИС без размельчения, что обеспечивает дополнительные возможности загрузки ПЯ в случае нештатной работы размельчителя.

устройство подготовки и загрузки грунта

В задачи устройства входят все механические перемещения грунта для загрузки в ПЯ после его приёма от устройства СОПСИС (или напрямую от манипуляторного комплекса грунтозаборного устройства - МК ГЗУ). В состав устройства входят приводы горизонтального перемещения, вертикального перемещения с магазином пыжей, очистки и прижима. Шток горизонтального привода имеет два цилиндрических отверстия, объём которых является дозой грунта для загрузки в ПЯ. В крайних втянутом и выдвинутом положениях штока грунт загружается в соответствующее отверстие либо из измельчителя, либо напрямую из МК ГЗУ. При обратном ходе это отверстие позиционируется против канала с загружаемой ПЯ, и вертикальный привод вводит приготовленную пробу внутрь ячейки. При следующем ходе вертикальный привод вталкивает пыж в ПЯ, который фиксирует пробу.

При загрузке из размельчителя отмеренная порция грунта вталкивается вертикальным приводом размельчителя в отверстие штока горизонтального привода. При загрузке пробы напрямую из МК ГЗУ привод прижима открывает загрузочное отверстие, ГЗУ выдавливает своё содержимое, заполняя отверстие с горкой. В поджатом со стороны ГЗУ состоянии горизонтальный привод перемещает грунт, попавший внутрь отверстия, в зону канала вертикального привода. Вертикальный привод далее производит загрузку ПЯ. ГЗУ отводится, оставляя остатки грунта в зоне загрузки. Привод очистки сгребаёт лишний грунт из зоны загрузки, подготавливая её к следующему циклу загрузки, а привод прижима закрывает отверстие от попадания случайных частиц.

устройство перемещения ПЯ

Конструктивно в приборе ТДА загрузка привязана к положению вертикального привода, а анализ проводится в месте расположения сапфирового штуцера. Поэтому заданную ПЯ нужно переместить в место загрузки, а затем загруженную ПЯ требуется переместить в место анализа и обеспечить герметизацию ПЯ со штуцером. Эту операцию выполняет устройство перемещения ПЯ.

Устройство перемещения выполнено в виде поворотной кассеты, на которой симметрично закреплены шесть ПЯ и контроллер управления нагревом ПЯ. Кассета имеет возможность движения вверх и вниз, а также вращения вокруг своей оси. При опускании вниз кассета получает свободу поворота. При подъеме вверх происходит позиционирование с устройством загрузки либо соединение со штуцером анализа. Угол между позицией загрузки и позицией анализа составляет 150° , что исключает одновременное попадание пиролизических ячеек в позиции и загрузки, и анализа.

газовый хроматограф ХМС-1Ф

Задачами прибора ХМС-1Ф являются:

- сбор газов, выделяемых из образца грунта в пиролизической ячейке при нагреве;
- распределение газов разных типов (постоянные газы, органика и др.) для анализа на соответствующих хроматографических колонках;
- разделение газовой смеси на отдельные компоненты;
- измерение количеств каждой из газовых компонент;
- измерение изотопии элементов Н, С, О в молекулах H_2O и CO_2 .

устройство и принципы работы прибора ХМС-1Ф

Общий вид прибора ХМС-1Ф показан на рис.6. Его основные технические характеристики приведены в таблице 2.



рисунок 6 Общий вид прибора ХМС-1Ф со снятой верхней крышкой

таблица 2 Технические характеристики прибора ХМС-1Ф

масса	3,8 кг
потребляемая мощность (переменная)	15 ... 70 Вт
напряжение питания	± 27 В
размеры	270 × 170 × 130 мм
чувствительность по микрокатарометру	≤ 1 нг
чувствительность детектора лазерной спектроскопии (ДЛС):	
по H_2O	$< 10^{13}$ см ⁻³
по CO_2	$< 10^{14}$ см ⁻³
объём информации (на анализ)	2,5 Мбайт
протокол связи	MIL-1553B, 50 кбит/с

Газовый хроматограф ХМС-1Ф состоит из четырёх основных частей: 1) баллоны с системой газоподдачи; 2) модули хроматографических капиллярных колонок (КК); 3) адсорбционные накопители (АН); 4) детектор лазерной спектроскопии (ДЛС). Газовая схема хроматографа показана на рисунке 7.

В баллонах хранятся газ-носитель (гелий) при максимальном давлении ~60 бар и тестовая газовая смесь при давлении ~30 бар. Система газоподдачи обеспечивает редуцирование давления газа-носителя до заданной рабочей величины и подачу его по магистралям прибора в зависимости от текущей моды работы. Редуцирование давления осуществляется регулятором давления, который имеет обратную связь с измерителем давления. Давление газа-носителя и тестовой газовой смеси может поддерживаться в диапазоне от 250 до 1750 мбар с шагом 50 мбар. Точность поддержания давления ~0,3 мбар.

Прокачка газа-носителя и увлекаемых им измеряемых газов происходит по системе капиллярных трубок из нержавеющей стали (внешний диаметр 0,8 мм и внутренний диаметр 0,25 и 0,5 мм). Капиллярные трубки, по которым прокачивается исследуемая смесь газов, на всех участках - от пиролизической ячейки до входного штуцера масс-спектрометра - имеют намотку электроизолированной нихромовой проволоки, которая обеспечивает нагрев этих трубок до $70^\circ C$. Магистраль, по которой проходит исследуемая смесь газов, имеет также на внутренней повер-

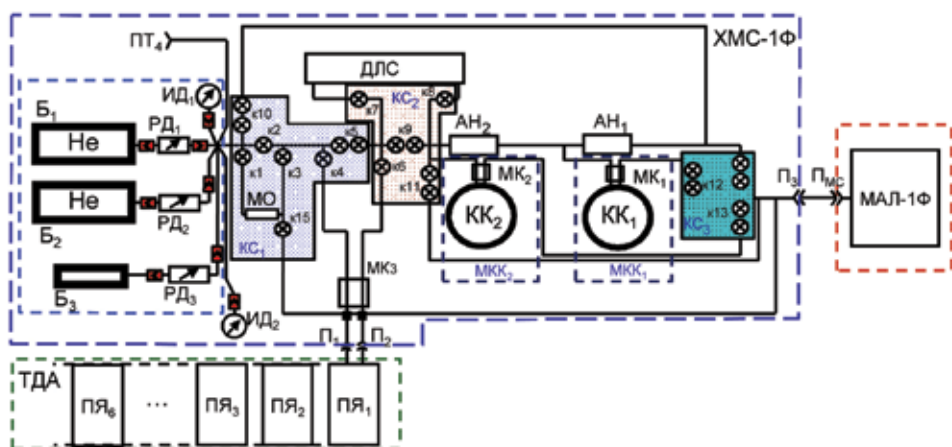


рисунок 7 Газовая схема газоаналитического комплекса: ТДА – термический дифференциальный анализатор; ХМС-1Ф – газовый хроматограф; МАЛ-1Ф – масс-спектрометр; ДЛС – детектор лазерной спектроскопии; ПЯ – пиролизические ячейки; МКК_{1,2} – модули капиллярных колонок; Б_{1,2} – баллоны с газом-носителем (гелий); Б₃ – баллон с тестовой газовой смесью; РД_{1,3} – регуляторы давления; ИД_{1,2} – измерители давления; МК_{1,3} – микрокатарометры; АН₁ – адсорбционный накопитель для постоянных газов; АН₂ – адсорбционный накопитель для органики; КК_{1,2} – капиллярные колонки; МО – мерный объём; к1-15 – микроклапаны; П_{1,2,3,МС} – газовые порты; ПТ₄ – технологический газовый порт; КС_{1,2,3} – клапанные сборки.

ности капилляров пассивирующее покрытие слоем Sulfinert. Клапаны к1 - к15 являются нормально открытыми и закрываются при подаче на них напряжения 200 В. Ряд клапанов имеет дублирование для повышения надёжности. Конструктивно клапаны расположены на трёх панелях (клапанные сборки). Разделение клапанов на сборки вызвано оптимизацией энергопотребления для прогрева магистралей. Клапаны на первой сборке (КС₁) не контактируют с пробой газов, а необходимы только для организации подачи газа-носителя, поэтому они не требуют прогрева. Клапаны на сборке КС₂ участвуют в прохождении пробы газов на этапе пиролиза грунта, работы ДЛС и накопления измеряемых газов в адсорбционных ловушках. Вся сборка КС₂ подогревается до 70°C одновременно с соответствующими газовыми магистральями для уменьшения конденсационных потерь труднолетучих газовых компонентов. Клапаны на сборке КС₃ обеспечивают проходные исследуемых газов при хроматографическом анализе, и их подогрев до 70°C с соответствующими газовыми магистральями включается в период работы колонок. На сборке КС₁ имеется мерный объём 10 мкл, который используется для дозировки тестовой смеси из баллона Б₃ для калибровочных целей.

капиллярные колонки

В капиллярных колонках происходит разделение сложной газовой смеси на отдельные компоненты по времени удержания внутри колонки. Для разделения компонентов различного класса используются две колонки. Первая колонка Carbobond (PLOT) (30 м×0,25 мм×10 мкм) сориентирована на разделение постоянных газов и лёгких углеводородов (С₁ – С₂). Вторая колонка МХТ5 (WCOT) (30 м×0,25 мм×0,25 мкм) сориентирована на разделение воды и органических соединений. Колонки намотаны вместе с нагревателем внутри алюминиевого корпуса (рисунок

8), который заполнен композитом. Нагреватель управляется по цепи обратной связи, что обеспечивает возможность нагрева колонки по заданному температурному профилю вплоть до 250°C.

В качестве детектора в хроматографе используется микрокатарометр – МК_{1,2} (или детектор по теплопроводности) фирмы “Вариан”. Микрокатарометр помещен внутрь алюминиевого корпуса (см. рис. 8), на верхней и нижней крышке которого имеется нагреватель, а внутри расположены сам микрокатарометр и термодатчик. Стабилизация температуры микрокатарометра на уровне 90°C осуществляется по цепи обратной связи с точностью ~0,3°C. Микрокатарометр способен чувствовать примеси в газе-носителе до ~ 1ppmv. Конструктивно в модулях капиллярных колонок канал сравнения микрокатарометра совмещён с входным трактом колонки, а измерительный канал совмещён с ее выходным трактом. Сигнал МК_{1,2} измеряется с частотой 35 Гц. На рисунке 9 приведен пример участка хроматограммы, полученной на КК₂ при тестовом анализе смеси легких углеводородов.

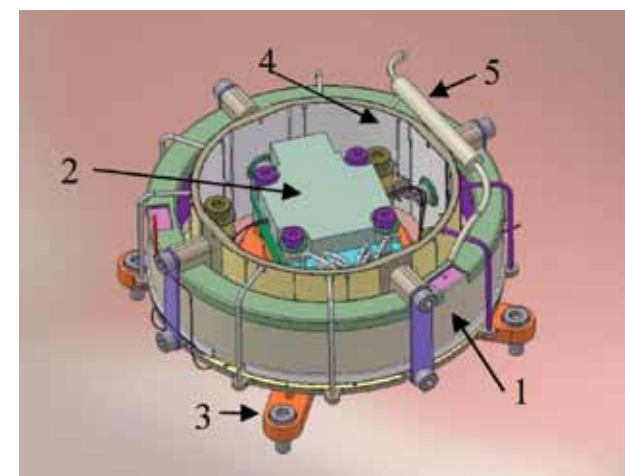


рисунок 8 Схематическое изображение блока капиллярной колонки: 1 - барабан с капиллярной колонкой и нагревателем; 2 - корпус микрокатарометра; 3 - стойки крепления; 4 - тепловой экран; 5 - электрический интерфейс нагревателя



рисунок 9 Участок тестовой хроматограммы смеси легких углеводородов на колонке КК₂. Соотношение сигнал/шум по бензолу ~600

адсорбционные накопители

Так как выделение газов из образца грунта при работе пиролизической ячейки происходит в течение длительного времени (~20 мин), а ввод пробы газов в капиллярную колонку должен производиться максимально сконцентрированно, в хроматографе ХМС-1Ф используются адсорбционные накопители (АН), задачей которых является накопление газов в течение длительного времени. Накопленные газы при импульсном нагреве АН высвобождаются и вводятся в соответствующую хроматографическую колонку КК. Основой адсорбционного накопителя является трубка, заполненная специально подобранным адсорбентом, который удерживает исследуемые газы при его охлаждении и отдаёт их при нагревании. Общий вид АН показан на рисунке 10. Трубка в АН имеет контакт с холодильником и нагревателем. В качестве холодильника используется трёхступенчатый элемент Пельтье, а нагревателем служит трубчатый электронагреватель, способный нагреть накопитель до ~300°C за несколько секунд. Трубка накопителя с намотанным на ней нагревателем установлена на дугообразном кронштейне из нержавеющей стали высотой 3 мм, что позволяет, с одной стороны, иметь хороший тепловой контакт с холодильником, а с другой - избежать перегрева элемента Пельтье при работе нагревателя. В приборе используются два адсорбционных накопителя: АН₁ для накопления постоянных газов и ввода их в КК, и АН₂ для накопления органических соединений и воды с вводом их в колонку КК₂. Газовая смесь при работе ПЯ последовательно поступает в накопитель АН₂, охлаждаемый до заданной температуры в диапазоне 0 ... -20°C, в котором удерживаются высококипящие компоненты, а прошедшая газовая смесь с оставшимися низкокипящими компонентами поступает в накопитель АН₁, выхолаживаемый до максимально возможной температуры (-50 ... -60°C), для удержания этих компонентов и ввода их для анализа в колонку КК₁.

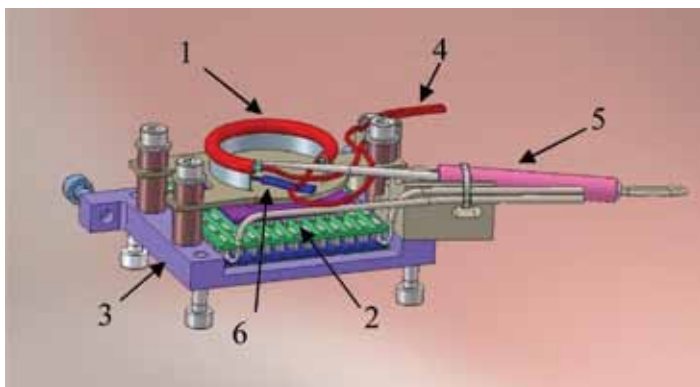


рисунок 10 Схематическое изображение адсорбционного накопителя (АН): 1 - трубка адсорбционного накопителя с нагревателем; 2 - элемент Пельтье; 3 - основание АН; 4 - входной и выходной капилляры; 5 - электрический интерфейс; 6 - датчик температуры

детектор лазерной спектроскопии

Особенность газового хроматографа ХМС-1Ф состоит в том, что как дополнительный аналитический канал в приборе присутствует детектор лазерной спектроскопии (ДЛС). ДЛС позволяет проводить дополнительную, селективную идентификацию спектроскопическими методами трёх компонентов газовой смеси: H₂O, CO₂ и C₂H₂. Задачами ДЛС являются:

- независимое измерение газов H₂O, CO₂ и C₂H₂, выделяемых из навески грунта при пиролизе в приборе ТДА;

- измерение изотопных отношений элементов С, Н, О в молекулах H₂O и CO₂. Детектор лазерной спектроскопии основан на использовании перестраиваемых по длине волны излучения диодных лазеров, генерирующих монохроматическое излучение в пределах ближнего инфракрасного спектрального диапазона от 1,5 до 2,7 мкм при комнатной температуре. В данной реализации ДЛС объединены четыре диодных лазера: как традиционного телекоммуникационного типа, так и нового поколения с полупроводниковыми структурами на основе соединений Sb.

Метод диодной-лазерной спектроскопии хорошо адаптирован для решения научных задач эксперимента, обеспечивая высокую чувствительность к детектируемым газам путем тщательного выбора колебательно-вращательных переходов молекул. Точность определения содержания газов - не хуже нескольких процентов от измеряемых концентраций - и быстрый темп измерений с периодичностью в несколько секунд позволяет проводить измерения в течение пиролизического процесса и сопоставлять интенсивность выхода измеряемых газов с температурой нагрева пробы.

При помощи ДЛС содержание ацетилена измеряется на длине волны 1533 нм, двуокиси углерода и водяного пара - 2682 нм, изотопов ¹³C¹⁶O₂ и ¹⁶O¹²C¹⁸O - 2041 нм и H₂¹⁷O, H₂¹⁸O и HDO - 2682 нм. Все диодные лазеры изготовлены компанией Nanoplus (Германия). Встроенные в конструкцию лазерных модулей термоэлементы Пельтье позволяют выбирать и прецизионно стабилизировать частоту лазерного излучения, а задание периодического пилообразного тока накачки диодного лазера определяет спектральный интервал сканирования частоты излучения, содержащий регистрируемую линию молекулярного поглощения. Подобные модули диодных лазеров дают возможность создавать компактные спектральные приборы, обладающие гибкостью настроек режимов измерений, отсутствием модовых перескоков в диапазоне непрерывной перестройки порядка нескольких обратных сантиметров при ширине линии не более 10 МГц.

На рисунке 11 изображен общий вид конструкции лазерного спектрометра ДЛС без блоков электронного управления, а на рисунке 12 приведена блок-схема управления ДЛС.



рисунок 11 Общий вид конструкции лазерного спектрометра ДЛС без блоков электронного управления

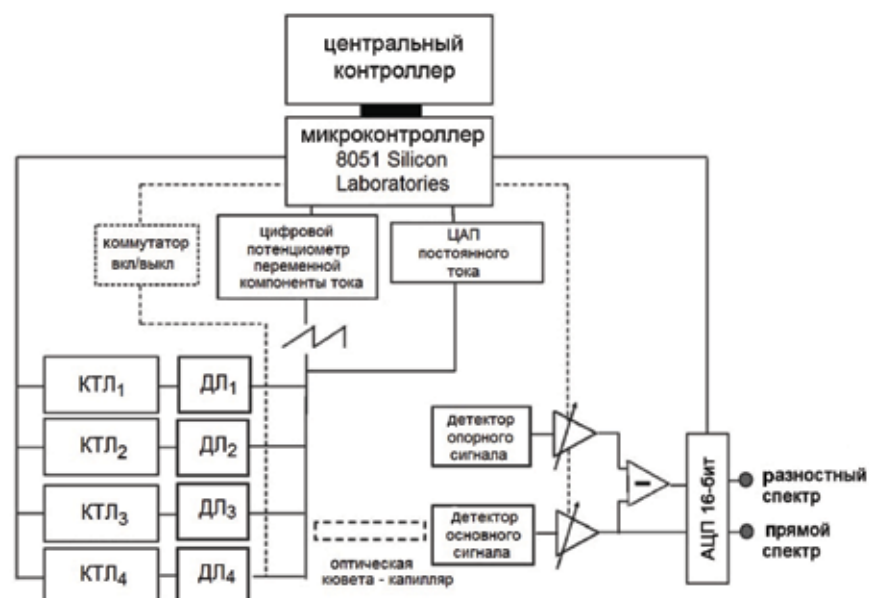


рисунок 12 Блок-схема управления ДЛС: КТЛ₁ – КТЛ₄ – контроллеры температуры лазера; ДЛ₁ – ДЛ₄ – диодные лазеры

Пучки излучения каждого из четырех диодных лазеров коллимируются микролинзами и направляются при помощи плоских и дихроичных зеркал через оптическую кювету-капилляр (трубка ДЛС) длиной 20 см, по которой прокачивается газовая смесь, выделяемая при пиролизе исследуемого грунта. Лазерные диоды ДЛС работают по очереди, сканирование по частоте каждого из них осуществляется в области характерных колебательных линий газов H_2O , CO_2 и C_2H_2 . По абсорбции излучения в линиях можно измерять мгновенную концентрацию этих газов в трубке, а также соотношение между их изотопными аналогами: HDO , $H_2^{17}O$, $H_2^{18}O$, $^{13}CO_2$, $^{17}O^{12}C^{16}O$, $^{18}O^{12}C^{16}O$.

При давлении газовой смеси 300 мбар, содержании регистрируемых газов по отношению к газу-носителю (гелий) порядка нескольких тысяч ppm и поддерживаемой в объеме трубки температуре около 70°C ожидаемая (расчетная) глубина линий поглощения может достигать нескольких десятков процентов для $H_2^{16}O$ и $^{12}CO_2$, нескольких процентов для C_2H_2 и изотопов H_2O и доли процента для изотопов CO_2 – $^{13}CO_2$ и $OC^{18}O$. Канал регистрации прямого спектра поглощения предназначен для непосредственной регистрации и обработки сигнала поглощения глубиной порядка одного процента и более. Для регистрации слабых линий поглощения может быть использован сигнал слабого сравнения, формируемый частью лазерного излучения, ответвленного непосредственно на детектор опорного сигнала до ввода в оптическую ячейку. Разностный сигнал формируется при этом путем аппаратной балансировки уровней и вычитания основного и опорного спектральных сигналов, что позволяет убрать сопутствующую амплитудную модуляцию оптического сигнала сканирования спектра и использовать весь динамический диапазон приемного устройства для измерений слабого сигнала поглощения.

Краткая сводка рабочих параметров ДЛС приведена в таблице 3. Пример спектра H_2O (смесь с He в пропорции примерно 1:9 и при общем давлении 218 мбар), полученного при лабораторных испытаниях ДЛС, показан на рисунке 13.

таблица 3 Краткая сводка параметров экспериментальной регистрации линий молекулярного поглощения ацетилена, двуокиси углерода, водяного пара и их изотопов

Молекула	Тип лазера	Длина волны излучения, нм	Диапазон перестройки, cm^{-1}	Рабочий диапазон температур, К	Амплитуда токового пилообразного сигнала, мА	Излучаемая мощность, мВт
CO_2	InGaAsSb, POC-диодный лазер (DFB-diode laser)	2682	3721...3733	295,85 ... 291,21	40...60	~2
CO_2 , изотопы	GaInSb, POC-диодный лазер	2041	4894...4905	297,12 ... 290,95		~3
H_2O	InGaAsSb, POC-диодный лазер	2682	3721...3733	295,63 ... 294,45		~2
H_2O , изотопы	GaInAsSb/GaAlAsSb, POC-диодный лазер	2642	3780...3795	293,67 ... 291,95		~3
C_2H_4	InGaAs, POC-диодный лазер	1533	6518...6530	296,15 ... 293,55		~5

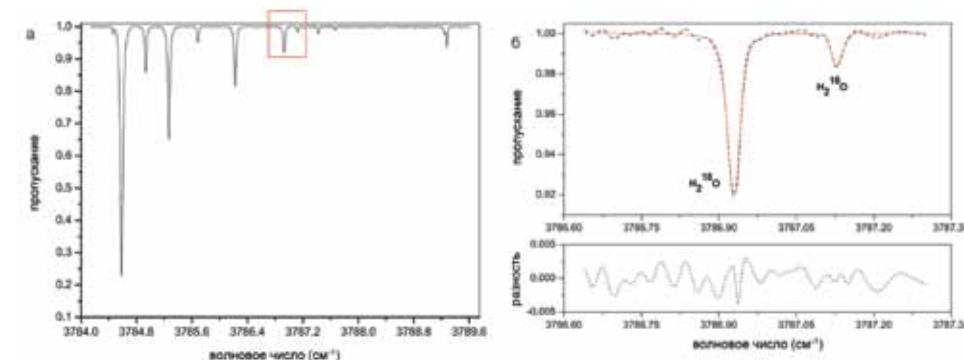


рисунок 13 Пример спектра поглощения H_2O , полученного при лабораторном испытании ДЛС (из [Durry, 2010]): а - участок спектра поглощения H_2O , б – выделенный фрагмент. Пунктирная кривая показывает измеренный спектр поглощения, а гладкая кривая – модельный спектр

Измерения при помощи ДЛС предполагается непрерывно осуществлять в течение заданных ~20 мин пиролиза грунта и дополнительного времени около 10 мин.

При этом на очередной период работы каждого лазера отводится 9 с – около 8 с потребуется на точное установление его температурного режима, а за 1 с будет записано и усреднено около 10 элементарных спектров, информация о которых будет передана в центральный контроллер прибора в течение следующих 9 с. Гибкость системы управления ДЛС позволяет по передаваемым командам управления с Земли корректировать индивидуальные режимы работы каждого лазера, что может потребоваться после длительного перелета КА «Фобос-Грунт» и его посадки на поверхность Фобоса.

масс-спектрометр МАЛ-1Ф

Задачами прибора МАЛ-1Ф являются:

- получение масс-спектров газов, поступающих из прибора ХМС-1Ф;
 - измерение изотопных соотношений летучих элементов в исследуемых газах.
- Газовый хроматограф ХМС-1Ф идентифицирует разделенные компоненты газовой смеси по времени их удержания в хроматографических колонках, что не всегда является надежным, особенно для однотипных органических соединений, имеющих близкое время удержания. Для повышения надежности идентификации газовых компонентов и получения дополнительной информации об изотопии входящих в них элементов разделенные газы, выходящие из хроматографа, поступают в масс-спектрометр МАЛ-1Ф, который измеряет масс-спектры этих газов. В такой конфигурации масс-спектрометр выполняет функции детектора газового хроматографа.

Прибор МАЛ-1Ф – это малогабаритный гиперболюидный масс-спектрометр. Принцип действия масс-спектрометра МАЛ-1Ф основан на использовании особенностей движения заряженных частиц в высокочастотных гиперболюидных электрических полях. Он представляет собой монополюльный масс-анализатор пролетного типа, в котором реализован режим одномерной сортировки заряженных частиц конструктивным путем.

Физические основы работы прибора МАЛ-1Ф

Геометрия известных монополюльных масс-анализаторов (рисунок 14а) представляет собой $\frac{1}{4}$ часть квадрупольного фильтра масс. Квадратичное распределение потенциала в рабочем объеме вида

$$\phi(x, y) = \frac{U_a}{R_0^2} (y^2 - x^2)$$

создается стержневым электродом круглого или гиперболического сечения (1 на рисунке 14а) и уголкового электродом (2 на рисунке 14а), рабочие поверхности которого являются асимптотами гиперболических электродов квадрупольного фильтра масс и описываются уравнением $y^2 - x^2 = 0$.

Величина R_0 (радиус поля) является геометрическим параметром квадрупольной системы; $U_a = U - V \cos \omega t$ – переменная от времени t разность потенциалов, приложенная между электродами монополя, причем U – постоянное смещение, V – амплитуда высокочастотного напряжения частотой ω . В такой электродной системе вблизи вершины уголкового электрода электрическое поле и потенциал стремятся к нулю. Вследствие этого ионы, влетающие в классический монополь в этой области, малоэффективно отклоняются от оси и именно они образуют «хвосты» массового пика. Для устранения таких ионов и, соответственно, для уменьшения протяженности «хвостов» массового пика, нужно создать такую электродную систему, в которой отсутствовала бы область, где поле равно нулю. Этого можно добиться, заменяя уголкового электрода классического монополя гиперболическим уголкового электродом (3 на рисунке 14б), рабочая поверхность которого описывается уравнением $x^2 - y^2 = r_0^2$, где r_0 – геометрический параметр уголкового электро-

да. Распределение потенциала в рабочем объеме такого анализатора описывается соотношением

$$\phi(x, y) = \frac{U_a}{(R_0^2 - r_0^2)} (x^2 - y^2 - r_0^2).$$

В приборе МАЛ-1Ф, в отличие от традиционной конструкции анализатора (рисунок 14а), уголкового электрода также имеет гиперболическую форму (рисунок 14б). В такой конструкции уменьшается область, где поле равно нулю, что приводит к повышению эффективности воздействия электрического поля на заряженные частицы, т.е. повышается степень их сортировки и, тем самым, уменьшается протяженность «хвостов» массовых пиков.

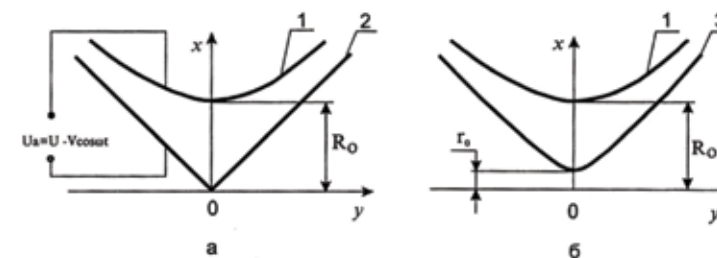


рисунок 14 Геометрия классического монополя (а) и с гиперболическим уголкового электродом (б) (см. пояснения в тексте)

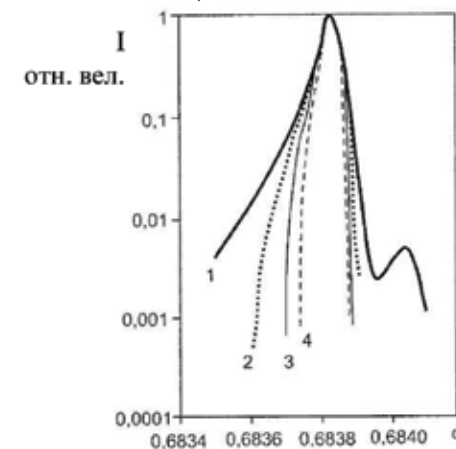


рисунок 15 Расчетная форма массового пика для различных значений параметра r_0 : 1 - $r_0 = 0$; 2 - $r_0 = 0,05 R_0$; 3 - $r_0 = 0,1 R_0$; 4 - $r_0 = 0,15 R_0$; I – интенсивность, q – относительная ширина пика

На рисунке 15 представлены расчетные формы массового пика монополя для гармонического сигнала и различных значений геометрического параметра уголкового электрода r_0 .

Видно, что увеличение параметра r_0 приводит к увеличению разрешения на малых уровнях его определения (повышению динамического диапазона). Так, увеличение r_0 от 0 до $0,05 R_0$ (кривые 1 и 2) увеличивают динамический диапазон на полтора-два порядка. При этом разрешение, определяемое по уровню 0,01, возрастает приблизительно в 1,5 раза. Дальнейшее увеличение r_0 (кривые 3 и 4) усиливают этот эффект. При этом чувствительность, определяемая высотой массово-

го пика, при заданном разрешении для монополя с гиперболоидным уголковым электродом, по сравнению с классическим, остается практически постоянной.

устройство прибора МАЛ-1Ф

Прибор МАЛ-1Ф состоит из масс-анализатора (МА) и блока электроники (БЭ). На рисунок 16 представлен вид электродной системы анализатора с ионным источником.

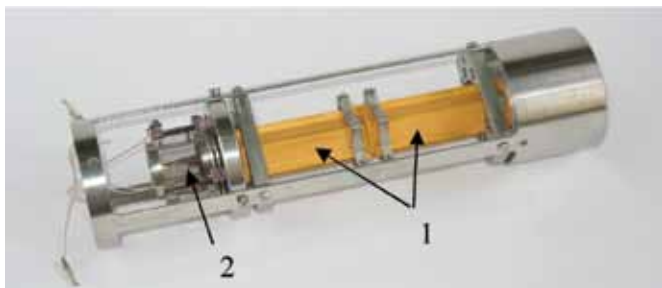


рисунок 16 Электродная система 1 и ионный источник 2 масс-анализатора в сборе

На рисунке 17 представлен внешний вид прибора, а на рисунке 18 приведен масс-спектр, полученный при прохождении через приборы ХМС-1Ф и МАЛ-1Ф углекислого газа.



рисунок 17 Внешний вид прибора МАЛ-1Ф. Масс-анализатор – 1, блок электроники – 2

Основные характеристики прибора МАЛ-1Ф приведены в таблице 4.

таблица 4 технические характеристики прибора МАЛ-1Ф

масса	3,5 кг
потребляемая мощность	32 Вт
габариты, мм:	
масс-анализатор	256 × 78 × 73
блок электроники	256 × 110 × 120
диапазон анализируемых масс	2 ... 200 а.е.м.
пороговая чувствительность по пику Ar	(3...5) × 10 ⁻¹² мм рт.ст.
динамический диапазон	10 ⁴
разрешающая способность	1 а.е.м.
скорость развертки	150 а.е.м./с
Информативность	16 кбит/с

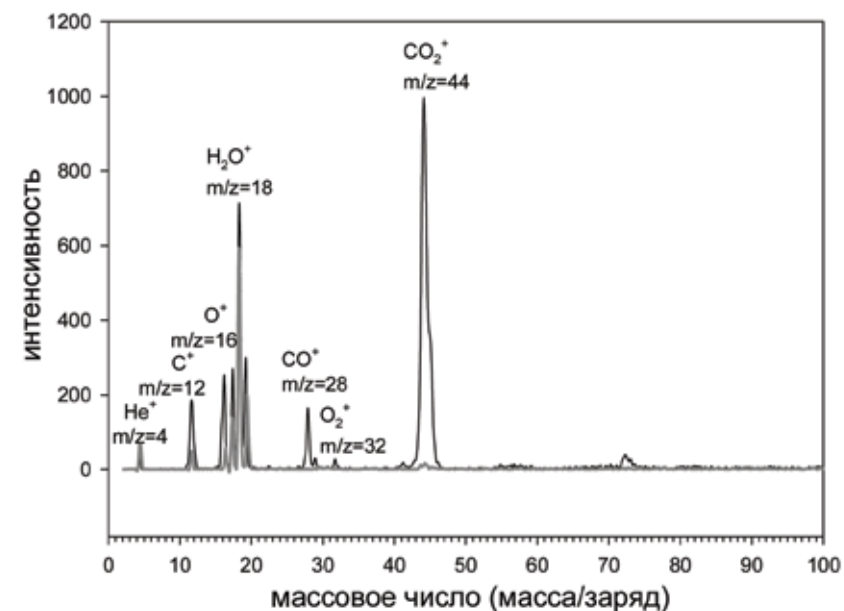


рисунок 18 Масс-спектр, зарегистрированный при прохождении через приборы ХМС-1Ф и МАЛ-1Ф углекислого газа. Масс-спектр, приведенный толстой серой линией, соответствует фоновому значению

циклограмма работы комплекса

Газоаналитический комплекс начинает работу на поверхности Фобоса после загрузки возвращаемого аппарата грунтом и его отлета. Комплекс работает эпизодически, выполняя заданную циклограмму операций. Имеются несколько циклограмм режимов работы, которые запускаются после подачи на комплекс питания и передачи в прибор ХМС-1Ф командного слова. Командное слово, передаваемое с Земли, содержит номер запускаемой циклограммы и параметры работы устройств комплекса. В наборе циклограмм имеются как циклограммы анализа пробы грунта, так и технологические циклограммы. Технологические циклограммы обеспечивают приведение систем комплекса в рабочее состояние для проведения анализа.

Перед началом работы приборы комплекса приводятся в рабочее состояние. У прибора ТДА приводы выводятся из перелетного положения и переводятся в состояние готовности приема грунта. Проводится прожиг соответствующей пиролизической ячейки перед ее загрузкой для очистки от возможных накопившихся загрязнений. Приборы ХМС-1Ф и МАЛ-1Ф проходят холостой прогон также для очистки от накопившихся загрязнений.

После подготовки комплекса к анализу проводятся операции по загрузке грунта в заданную ПЯ. На основании анализа полученных снимков поверхности выбирается место забора грунта. Грунтозаборное устройство манипулятора забирает пробу из выбранного места и подносит ее к заданному отверстию загрузки в приборе ТДА. Проводится выдавливание порции грунта в приемное отверстие. Чтобы выполнить забор грунта без потерь в условиях практической невесомости, грунт, заполняющий загрузочное отверстие, задвигается в прибор ТДА при поджатии с открытой стороны корпусом ГЗУ манипулятора. Впоследствии манипулятор отводится от прибора ТДА, а грунт загружается в заданную ячейку, которая

затем герметизируется для проведения анализа. Проводится проверка герметизации ПЯ и, в случае необходимости, операции по герметизации повторяются. После загрузки грунта в ПЯ комплекс отключается и ожидает следующего включения для анализа грунта.

Командное слово для проведения анализа содержит информацию о температурном режиме нагрева ПЯ, о температурном и временном режимах работы капиллярных колонок, адсорбционных накопителей, режимах ДЛС, последовательности операций. После его получения комплекс становится полностью сформатированным для проведения анализа в автономном режиме. В стандартной циклограмме анализа вначале проводится прогрев систем приборов для выхода в рабочее состояние. Через определенное время запускается режим термического анализа, и ПЯ обрабатывает заданный профиль нагрева пробы грунта, снимается термограмма пробы. В процессе нагрева выделяющиеся газы переносятся потоком газа-носителя из ПЯ в прибор ХМС-1Ф. Количество выделяемых в ПЯ газов измеряется микрокатарометром МК₂ (рисунок 7). Далее газы переносятся потоком газа-носителя через трубку ДЛС в последовательно расположенные накопители АН₂ и АН₁. ДЛС проводит анализ смеси на содержание молекул Н₂О, СО₂ и С₂Н₂ и измеряет как их количество, так и изотопный состав элементов Н, С и О. При последовательном прохождении через накопители труднолетучие компоненты (вода, органические соединения и др.) захватываются накопителем АН₂, а прошедшие через него постоянные газы (СО₂, СН₄, СО, благородные газы, др.) накапливаются в накопителе АН₁. По окончании термоанализа последовательно проводится хроматографический анализ газов из накопителей АН₁ и АН₂ на соответствующих колонках КК₁ и КК₂. Масс-спектрометр МАЛ-1Ф получает небольшие порции газа для масс-спектрометрического анализа в процессе термоанализа, а при хроматографическом анализе измеряет все выходящие из колонок газовые компоненты. После завершения аналитической циклограммы комплекс автоматически отключается. Время прохождения аналитической циклограммы может длиться от ~40 мин до полутора часов и зависит от поставленной аналитической задачи и энергетических возможностей КА.

После завершения анализа одной пробы грунта выбирается следующее место забора грунта, и весь цикл от загрузки до анализа повторяется вновь. Количество измерительных циклов ограничено количеством одноразовых ПЯ, которые не могут быть очищены и вновь использованы. Поэтому стратегия измерений должна быть рассчитана на шесть таких циклов анализа.

литература

- Алексеева К.В. (1985) Пиролитическая газовая хроматография. М.: Химия, 1985. 256 с.
- Галимов Э.М. (2010) Научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. № 1. С. 7–16.
- Andert T. P., Rosenblatt P., Pätzold M. et al. (2010) Precise mass determination and the nature of Phobos // *Geophys. Res. Lett.* 2010. V. 37. L09202. Doi:10.1029/2009GL041829.
- Avanesov G. et al. (1991) Results of TV imaging of Phobos (experiment VSK-FREGAT) // *Planetary and Space Science*. 1991. V. 39. Iss. 1-2. P. 281-295.
- Durry G., Li J.S., Vinogradov I. et al. (2010) Near infrared diode laser spectroscopy of C₂H₂, H₂O, CO₂ and their isotopologues and the application to TDLAS, a tunable diode laser spectrometer for the martian PHOBOS-GRUNT space mission // *Appl. Phys. B: Lasers and Optics*. 2010. V. 99. N. 1-2. P. 339-351. Doi 10.1007/s00340-010-3924-y.
- Giuranna M., Roush T. L., Duxbury T., Hogan R. C., Geminale A., Formisano V. (2010) Compositional Interpretation of PFS/MEx and TES/MGS Thermal Infrared Spectra of Phobos // In: *European Planetary Science Congress, 2010, EPSC Abstracts*, V. 5, EPSC2010-211, 2010.

Graddock R. A. (1994) The Origin of Phobos and Deimos // In: *Lunar and Planetary Science XXV, Lunar and Planet. Inst. (Abstracts)*, Houston, Texas, 1994. P. 293-294.

Palomba E., D'Amore M., Zinzi A., Maturilli A., D'Aversa E., Helbert J. (2010) Revisiting the thermal infrared spectral observations of Phobos // In: *Lunar and Planetary Science 41, Abstract N1899, Lunar and Planet. Inst., Houston, Texas, (CD-ROM)*, 2010.

Peale S. J. (2007) The origin of the natural satellites // In: *Treatise on Geophysics*, V. 10: *Planets and Moons* / Ed. G. Schubert and T. Spohn, Elsevier, Amsterdam, 2007. P. 465–508.

**М.В.Герасимов, И.И.Виноградов, А.В.Калюжный,
А.Б.Ульянов, Ю.В.Лебедев, А.В.Степанов,
А.Ю.Титов, А.Г.Сапгир**
ИКИ РАН, Москва

**Л.П.Москалева, В.В.Высочкин,
Б.К.Зуев, В.И.Погонин**
ГЕОХИ РАН, Москва

В.С.Гуров, Б.И.Колотилин, М.В.Дубков
ГОУ ВПО РГРТУ, Рязань

**М.Кабане, Д.Косциа, С.Сопа, Ж.-П.Гутай,
Ж.-Ж.Корея, А.Галик**
LATMOS, Париж, Франция

П.Колл
LISA, Париж, Франция

Ф.Гёсмман
MPS, Линдау, Германия

К.Л.Юнг
HKPU, Гонконг, Китай

4-3 МИНИАТЮРИЗИРОВАННЫЙ МЕССБАУЭРОВСКИЙ СПЕКТРОМЕТР MIMOS II

Мессбауэровская спектроскопия является мощным средством для исследования минералогии железосодержащих материалов. Миниатюризированный мессбауэровский спектрометр MIMOS II уже в течение 6 лет успешно работает на поверхности Марса в рамках проекта НАСА Mars Exploration Rovers. Модернизированная версия этого прибора является частью комплекса научной аппаратуры проекта ФОБОС-ГРУНТ. Прибор позволяет выполнить следующие научные задачи: идентификация железосодержащих фаз, определение количественного распределения железа по этим фазам, определение распределения железа по степеням окисления.

Введение

Эффект Мессбауэра был открыт более сорока лет тому назад [Moessbauer, 1958]. Через несколько лет после этого мессбауэровские спектрометры (МС) уже применялись в лабораториях для исследований, имеющих отношение к космическим объектам. Речь шла об анализе образцов лунного грунта, доставленных на Землю, и метеоритов (включая те из них, которые по ряду признаков могли бы иметь марсианское происхождение). В конце 1980-х годов возникли первые идеи по созданию МС для доставки на поверхность Марса [Евланов и др., 2004].

Первый полетный МС был разработан специалистами ИКИ РАН и Дармштадтского технического университета (ФРГ) для российского проекта МАРС-94/96. К сожалению, проект окончился неудачей. В дальнейшем миниатюризированный мессбауэровский спектрометр (MIMOS II), разработанный в университете г. Майнца группой д-ра Г. Клингельхофера при участии российских специалистов, был включен в состав научной аппаратуры марсоходов Mars Exploration Rovers (MER) НАСА. В 2004 г. два марсохода - Spirit и Opportunity - совершили успешную посадку на поверхность Марса. Приборы MIMOS II на обоих марсоходах продолжают успешную работу и в настоящее время (уже более 7 лет) [Klingelhofer et al., 2004; Morris et al., 2004, 2006a, 2006b].

Прибор MIMOS II (рис. 1), разрабатываемый для проекта ФОБОС-ГРУНТ, является усовершенствованной версией прибора для проекта MER [Klingelhofer et al., 2003]. В частности, увеличена эффективность детекторной системы, достигнута стабильная работа при низких температурах (до -150°C), обновлено программное обеспечение прибора.

основы мессбауэровской спектроскопии

При радиоактивном распаде дочернее ядро обычно образуется в возбужденном состоянии, которое снимается путем испускания γ -квантов. Еще в двадцатые годы прошлого века возникло предположение, что по аналогии с атомной резонансной флуоресценцией должна наблюдаться ядерная резонансная флуоресценция. Но она не наблюдалась, так как испускаемые γ -кванты обладают очень высокой энергией и большим импульсом, что приводит к значительной энергии отдачи ядра. Рудольф Мессбауэр [Moessbauer, 1958] создал экспериментальные условия для испускания и поглощения квантов без отдачи, и ему удалось наблюдать в 1957 г. резонансное поглощение. Этот метод привел к возникновению

множества экспериментов, которые называются сейчас эффектом Мессбауэра, мессбауэровской спектроскопией, ядерным гамма-резонансом или ядерной резонансной флуоресценцией.

Мессбауэровская спектроскопия занимает особое место во многих областях исследований и технических приложений благодаря уникальным возможностям резонансного поглощения или испускания γ -квантов, эмитируемых отдельными радиоактивными изотопами (в нашем случае Fe^{57}) и взаимодействующих с соответствующими кристаллическими решетками, в которых скомпенсированы потери энергии на отдачу ядра.

В стандартной мессбауэровской установке (рисунок 2) спектр набирается следующим образом: вибратор циклично перемещает радиоактивный источник (или образец) по диапазону скоростей, одновременно синхронно считая прошедшие (отраженные) γ -кванты (или рентгеновское излучение/конверсионные электроны). Мессбауэровский источник смонтирован на движущейся оси вибратора и приводится в движение в соответствии с разверткой напряжения. Обычно источник движется с постоянным ускорением (пилообразное изменение скорости). Импульсы, зарегистрированные детектирующей системой, сохраняются в памяти, разделенной поканально. Номер канала синхронизирован с соответствующей мгновенной скоростью источника.

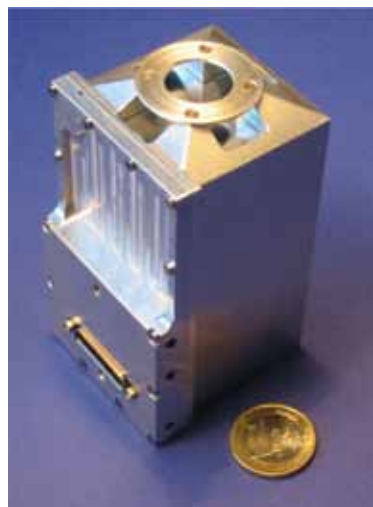


рисунок 1 Миниатюризированный мессбауэровский спектрометр MIMOS II

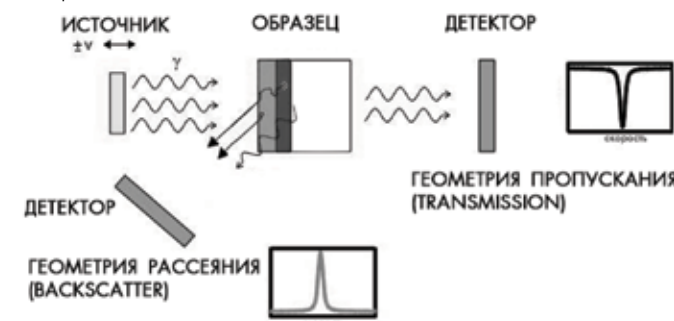


рисунок 2 Принципиальная схема мессбауэровского эксперимента

Энергетически узкий пучок безотдачных γ -квантов позволяет изучать ничтожные изменения в сверхтонкой структуре ядерных уровней, обусловленные взаимодействием ядра с внутрикристаллическими (магнитными и электрическими) полями. Из анализа мессбауэровских спектров можно получить информацию о плотности заряда на ядре и о природе химической связи (изомерный сдвиг), о пространственной симметрии электронных волновых функций (квадрупольное расщепление) и о магнитной природе исследуемого вещества (эффективное магнитное поле).

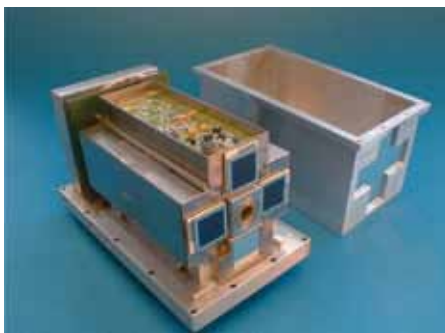
Основные научные задачи прибора MIMOS II состоят в следующем:

- идентификация железосодержащих фаз (силикаты, оксиды, карбонаты, гидроксиды, фосфаты, сульфиды-сульфиты и т.д.);
- определение количественного распределения железа среди этих фаз и по степеням окисления (Fe^{2+} , Fe^{3+} , Fe^{6+}).

устройство прибора MIMOS II

Прибор MIMOS II состоит из двух частей, соединенных кабелем: блока датчиков (МС-БД (рисунок 3) и блока электроники МС-БЭ (рисунок 4). Блок датчиков расположен на манипуляторе перелетного модуля (рисунок 5).

Прибор MIMOS II работает в геометрии обратного рассеивания, что позволяет избежать предварительной подготовки изучаемого образца. Внутри блока датчи-



рисунки 3 Блок датчиков прибора MIMOS II



рисунки 4 Блок электроники прибора MIMOS II



рисунки 5 Блок датчиков (МС-БД), установленный на манипуляторе

ков установлены два источника γ -излучения Co^{57} (период полураспада 271 день): основной и калибровочный, используемый для измерения мессбауэровского спектра эталонного поглотителя $\alpha\text{-Fe}$ в геометрии пропускания. Большинство функций прибора и возможностей обработки данных (включая получение и отдельное хранение спектров, измеренных при разных температурах) выполняются внутренним микропроцессором, памятью и встроенным программным обеспечением. Прибор MIMOS II является независимым, способным на автономную работу в течение продолжительного времени. Полная потребляемая мощность составляет менее 2 Вт.

блок датчиков

В составе блока датчиков находятся электромеханический вибратор, два источника γ -излучения Co^{57} (основной и калибровочный), коллиматор, система защиты от излучения, детекторы, их предусилители и основные (линейные) усилители. Масса МС-БД (в полетной конфигурации) составляет примерно 450 г, размер: 50x50x90 мм. Блок МС-БД разработан в Университете г. Майнца, Германия.

Источники (предполетная активность основного источника 300 мКи, калибровочного - 10 мКи) приводятся в движение электромеханическим вибратором, находящимся в центре блока датчиков (рисунок 6). Источники располагаются на противоположных сторонах вибратора. В качестве детекторов γ -излучения с энергией 14,4 кэВ и рентгеновского излучения с энергией 6,4 кэВ применены кремниевые PIN-диоды. Всего в измерительном блоке установлено пять независимых детекторов (четыре основных, один калибровочный).



рисунки 6 Принципиальная схема блока МС-БД

Вибратор имеет диаметр 22 мм, длину 40 мм и массу примерно 50 г. Устройство вибратора основано на жесткой связи между основной и дополнительной возбуждающими катушками, с достаточным магнитным и электрическим экранированием между ними для удаления перекрестных помех. Основной источник расположен на одном конце трубки, калибровочный - на другом. Небольшой размер алюминиевой трубки обеспечивает быструю передачу информации (со скоростью звука в алюминии) и, следовательно, минимальный фазовый сдвиг. Система снабжена постоянными SmCo-магнитами, создающими однородное магнитное поле. Для обеспечения линейности вибратора используется принцип обратной связи (сигнал «ошибки», получаемый от дополнительной катушки, используется при формировании опорного сигнала).

Основным недостатком геометрии обратного рассеяния, использованной в MIMOS II, является наличие вторичного излучения, вызванного 122 кэВ линией источника Co^{57} . Для снижения фона для энергий 14,4 и 6,4 кэВ требуется детектор с хорошей разрешающей способностью. Для уменьшения времени измерения также желательно иметь детектирующую систему, покрывающую значительный телесный угол. По этим причинам в качестве основных детекторов были выбраны четыре кремниевых Si-PIN-фотодиода с активной площадью 10x10 мм. Разрешение составляет ~1,0...1,5 кэВ при комнатной температуре и улучшается при низких температурах. Эффективность составляет почти 100% для 6,4 кэВ и 70% для 14,4 кэВ.

блок электроники

Блок электроники имеет массу ~100 г, размеры 160x100x20 мм. На нем расположены система питания, микропроцессор (8051), программируемая пользователем вентильная матрица (ППВМ), различные типы памяти, встроенное программное обеспечение и элементы электроники, необходимые для работы инструмента и

для обработки данных. Блок электроники разработан совместно Университетом г. Майнца и ИКИ РАН. Программное обеспечение создано специалистами ИКИ РАН.

Одним из требований, предъявляемых к спектрометру для внеземного применения, является возможность автономной работы в течение продолжительного времени. Микропроцессор и собственное программное обеспечение позволяют контролировать все аспекты работы прибора. Прибор имеет следующие виды памяти:

- ROM (16 кбайт); в ROM «вшиты» программа управления спектрометром и стандартные параметры прибора (принятые «по умолчанию»);
- SRAM (2x64 кбайт); основная «быстрая» память, в которой расположены спектральные и инженерные данные; при выключении питания обнуляется;
- FRAM (6 кбайт); постоянная память, в которой хранятся параметры прибора, а также логика событий;
- EEPROM (128 кбайт); служит для хранения резервной копии спектральных данных, что позволяет восстановить все данные (или их часть) в случае проблем с энергоснабжением или при иных сбоях.

Связь с внешним компьютером осуществляется через интерфейс RS-422. Скорость соединения 38 400 бит/с.

Существует шесть режимов работы прибора:

- **спящий режим**; прибор ожидает команды от внешнего хоста; энергопотребление минимально;
- **мессбауэровский температурно-независимый режим**; происходит набор данных (согласно установленным параметрам) неограниченное время (до команды остановки); все данные суммируются в одном участке памяти независимо от температуры образца;
- **мессбауэровский температурно-зависимый режим**; происходит набор данных (согласно установленным параметрам) неограниченное время (до команды остановки); данные помещаются в различные участки памяти (так называемые «температурные окна») в зависимости от температуры образца;
- **энергетический режим**; служит для проверки работы детекторов, занимает примерно 10 мин; по окончании прибор возвращается в спящий режим;
- **инженерный режим**; в течение ~1 мин проверяется работа вибратора, а затем следует возврат к спящему режиму;
- **стандартный режим**; последовательно вызываются инженерный, энергетический и температурно-зависимый режимы.

Типичная схема взаимодействия прибора MIMOS II с внешним хостом такова:

- после позиционирования МС-БД на образец включается питание прибора и внешний хост посылает стартовую последовательность команд на начало измерения;
- во время измерения никаких действий со стороны внешнего хоста не требуется;
- по окончании измерения посылается конечная последовательность команд, которая передает данные на внешний хост для дальнейшей отправки на Землю.

температурные измерения

Прибор MIMOS II имеет три температурных сенсора: первый расположен на блоке электроники, второй - рядом с внутренним калибровочным поглотителем (служит для определения температуры внутри блока датчиков), третий - на контактной пластине. Последний сенсор служит для определения температуры образца. Его показания используются при проведении температурно-зависимых измерений. При его выходе из строя для подобных измерений возможно использование внутреннего сенсора (сенсор выбирается программно). При проведении измерений температурные данные автоматически сохраняются в памяти прибора. Таким образом, можно получить полный температурный профиль измерения.

испытания и калибровка прибора

Прибор MIMOS II успешно прошел полный цикл предполетных испытаний. Блок МС-БД был протестирован в Тулузе, Франция (вибрационные и ударные тесты, рисунок 7) и в Майнце, Германия (термоиспытания и калибровка). Блок МС-БД был успешно испытан в ИКИ РАН.

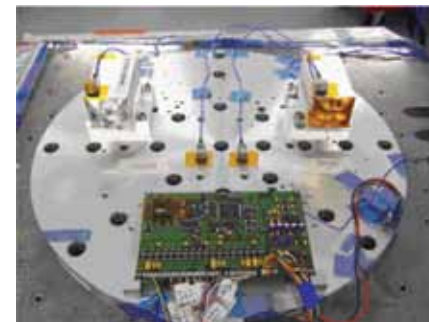


рисунок 7 Тесты МС-БД в Тулузе, Франция

Интерпретация получаемых мессбауэровских спектров невозможна без точной калибровки вибратора по скорости. Для надежности калибровка может быть выполнена двумя способами:

- предполетное измерение прибором стандартных образцов (металлическое железо α -Fe) в геометрии обратного рассеивания (во всем диапазоне предполагаемых температур и для различных значений максимальной скорости вибратора);
- измерение калибровочного поглотителя, установленного в измерительном блоке в геометрии пропускания; измерения проводятся одновременно с основным экспериментом; таким образом, для каждого измерения на поверхности Фобоса доступна температурно-зависимая калибровка; этот метод калибровки является основным.

предполетная калибровка

Основной задачей предполетной калибровки была проверка работы прибора во всем диапазоне температур и оптимизация детекторной системы.

Измерения проводились в термовакуумной камере (рисунок 8). В качестве образцов использовался встроенный калибровочный поглотитель α -Fe (в геометрии пропускания) и внешний калибровочный образец, идентичный внутреннему (геометрия отражения). Была проведена калибровка вибратора по скорости в диапазоне температур 150...300 К. Во всем диапазоне температур был также проведен контроль линейности вибратора. Пример калибровочного спектра представлен на рисунке 9.

Свойства детекторов зависят от температуры. Для оптимизации их работы в приборе MIMOS II используется следующая модель. Весь температурный диапазон разбит на 8 «температурных окон». Для каждого окна и для каждого детектора определяются оптимальные значения дискриминаторов (отдельно для 14,4 и 6,4 кэВ). При наборе спектра регулярно измеряется температура. При переходе в новое окно значения пределов для дискриминаторов автоматически изменяются программным обеспечением прибора для создания условий оптимальной работы детекторов в любой момент времени. Калибровка была проведена следующим образом: детекторы «освещались» мессбауэровским источником напрямую, во всем диапазоне температур измерялись энергетические спектры и определялись оптимальные значения дискриминаторов.

Для проекта MER было произведено большое число измерений аналогов мар-



рисунок 8 Подготовка к тестам в термовакуумной камере

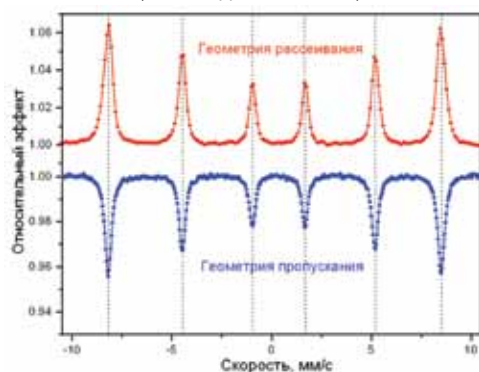


рисунок 9 Пример мессбауэровского спектра калибровочного поглотителя α -Fe

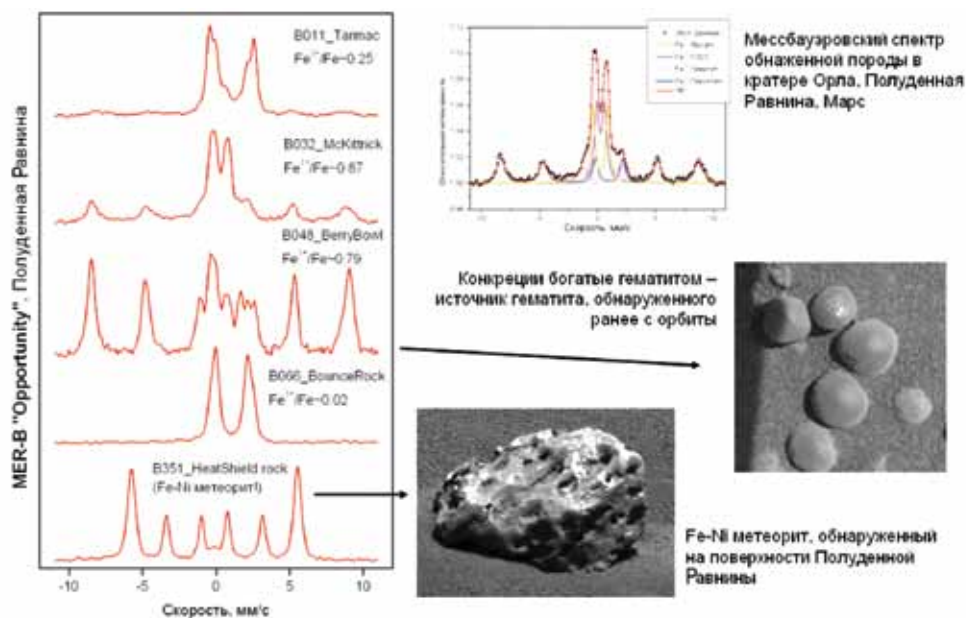


рисунок 10 Примеры мессбауэровских спектров, полученных в рамках миссии MER марсоходом Opportunity на Полуденной Равнине, Марс

сианского грунта. В ИКИ РАН проводилась работа по увеличению базы спектров. *пример спектральных данных, получаемых прибором*

В рамках миссии MER получена значительное число мессбауэровских спектров (несколько сотен) различных образцов поверхности Марса (и их число постоянно увеличивается). Пример представлен на рис. 10.

литература

Евланов Е.Н. и др. (2004) Мессбауэровские спектры поверхности Марса - как это начиналось // Физика плазмы, космические исследования и международное сотрудничество: взгляд в будущее. Тр. междунар. конф., 20-22 января 2003, Москва, ИКИ РАН. М.:ИКИ РАН. 2004.С.149-153.

Klingelhofer G. et al. (2003) Athena MIMOS II Moessbauer spectrometer investigation // J. Geophys. Res. 2003.V.108.P.8067.

Klingelhofer G. et al. (2004) Jarosite and Hematite at Meridiani Planum from Opportunity's Moessbauer Spectrometer // Science. 2004.V.306.

Moessbauer R (1958) // Naturwissenschaften. 1958. V.45. P. 538.

Morris R. et al. (2004) Mineralogy at Gusev Crater from the Moessbauer Spectrometer on the Spirit Rover // Science. 2004.V.305.

Morris R. et. al. (2006 a) Moessbauer mineralogy of rock, soil, and dust at Gusev Crater, Mars: Spirit's journey through weakly altered olivine basalt on the Plains and pervasively altered basalt in the Columbia Hills // J. Geophys. Res. 2006.V.111.

Morris R. et. al. (2006 b) Moessbauer mineralogy of rock, soil, and dust at Meridiani Planum, Mars: Opportunity's journey across sulfate-rich outcrop, basaltic sand and dust, and hematite lag deposits // J. Geophys. Res. 2006. V.111.

Д.С. Родионов, Е.Н. Евланов, О.Ф. Прилуцкий, А.Ф. Шлык, В.М. Линкин
Институт космических исследований РАН, Москва, Россия
Г. Клингельхофер, М. Блюмерс, Ж. Гиронес, Д. Мауль, И. Флейшер
Институт неорганической и аналитической химии,
Университет г. Майнца, Германия

Б. Бернхардт
Von Hoerner & Sulger GmbH, Швенцинген, Германия
К. Д'Устон
CESR, Тулуза, Франция

ЭКСПЕРИМЕНТ НС ХЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СОСТАВА ВЕЩЕСТВА ФОБОСА МЕТОДАМИ НЕЙТРОННОЙ И ГАММА-СПЕКТРОСКОПИИ

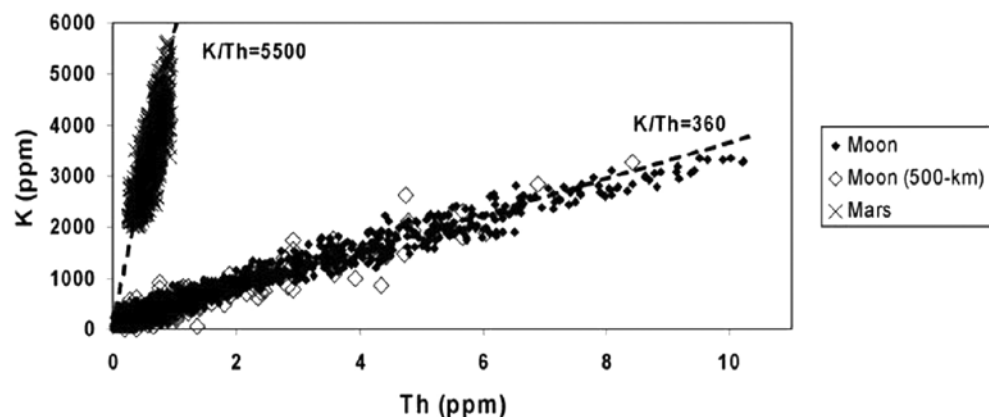
Сформулированы научные задачи космического эксперимента по гамма-спектроскопии НС ХЕНД на борту российского межпланетного аппарата «Фобос-Грунт», приведено краткое описание научной аппаратуры и перечислены основные ожидаемые результаты исследований вещества поверхности естественного спутника Марса.

1 цели исследований с аппаратурой НС ХЕНД

Основная цель исследований российского межпланетного научного аппарата «Фобос-Грунт» - решение проблемы происхождения Фобоса – естественного спутника Марса [Зеленый, Захаров, 2011]. Средством достижения этой цели является доставка на Землю вещества Фобоса для детальных исследований элементного и изотопного состава этого спутника Марса. Однако образец грунта Фобоса для возврата будет забран непосредственно с поверхности небесного тела, и поэтому велик риск того, что значительную долю возвращенного вещества будут составлять пылевые частицы с Марса, которые были выброшены в космос вследствие эруптивных процессов на поверхности Красной планеты.

Основной целью исследований с гамма-спектрометром НС ХЕНД является измерение среднего элементного состава реголита спутника Марса непосредственно в точке посадки в слое толщиной около нескольких десятков сантиметров. Предполагается, что на такой глубине преобладает исходное вещество Фобоса, поэтому данные измерений прибора НС ХЕНД позволят учесть возможное различие реголита на поверхности и на глубине при интерпретации лабораторных измерений состава возвращенных образцов грунта. Это измерение состава основано на гамма-спектроскопии наведенного ядерного излучения реголита поверхности под воздействием потока энергичных частиц галактических космических лучей.

Данные гамма-спектроскопии с поверхности Фобоса имеют большую самостоятельную ценность – они помогут выяснить его происхождение. Известно, что вещество небесных тел содержит значительные количества естественных радионуклидов калия, урана и тория, которые испускают гамма-лучи в ядерных линиях с вполне определенными энергиями. При этом установлено, что различные небесные тела, которые образовались в разных районах протопланетного облака, имеют разное относительное содержание радионуклидов. На рисунке 1 представлены значения отношения потоков гамма-лучей в линиях калия и тория (K/Th), полученные для вещества Луны и Марса [Тейлор и др., 2006], – очевидно, что эти два небесных тела имеют существенно различное отношение содержания указанных радионуклидов, и поэтому они образовались в существенно различных физических условиях.



рисунк 1 Значения отношения K/Th для различных измерений состава вещества Луны (360) и Марса (5500) [Тейлор и др., 2006].

Гамма-спектрометр НС ХЕНД измерит потоки излучения вещества Фобоса в линиях радионуклидов калия, тория и урана. Сравнение этих данных со значениями, известными для вещества Марса, Луны и Земли, позволит ответить на вопрос о происхождении естественного спутника Марса. Очевидно, что совпадение значений K/Th для Фобоса и Марса должно указывать на большую вероятность совместного происхождения этих двух небесных тел. Напротив, различие этих значений может быть признаком того, что Фобос имел независимое происхождение и был захвачен Красной планетой в раннюю эпоху ее истории.

2 описание научной аппаратуры НС ХЕНД

С апреля 2001 года в космическом пространстве успешно работает нейтронный спектрометр ХЕНД (от английского названия High Energy Neutron Detector) на борту межпланетного космического аппарата НАСА «Марс Одиссей» [Митрофанов и др., 2002]. Прибор ХЕНД послужил прототипом для нейтронного и гамма-спектрометра НС ХЕНД, и для последнего было выбрано название, отражающее эту преемственность.

Аппаратура НС ХЕНД имеет полную массу 3,8 кг и размеры 274 × 140 × 140 мм (рисунок 2). Она включает 4 детектора нейтронов, которые измеряют поток этих частиц в энергетическом диапазоне от тепловых энергий до 15 МэВ, и детектор гамма-лучей с энергетическим диапазоном от 0,1 до 10 МэВ. Детекторы тепловых и эпитепловых нейтронов основаны на использовании счетчиков с гелием-3 с оболочками из кадмия и полиэтилена. Детектор нейтронов высоких энергий содержит сцинтилляционный кристалл стильбена с активной антисовпадательной защитой от заряженных частиц. Все эти детекторы практически полностью повторяют конструкцию прибора ХЕНД. Данные спектральных измерений потока нейтронов с поверхности Фобоса этим набором детекторов позволят оценить содержание водорода в его реголите.

Детектор гамма-лучей является принципиально новым элементом космического прибора НС ХЕНД - в этом детекторе используется инновационный сцинтилляционный кристалл LaBr_3 , который позволяет достичь очень высокого для сцинтиллятора энергетического разрешения - около 3% для гамма-лучей с энергией 662 кэВ. Такое спектральное разрешение достаточно для измерений отдельных ядерных линий спектра наведенного гамма-излучения и гамма-излучения естественных радионуклидов.

3 ожидаемые результаты исследований с аппаратурой НС ХЕНД

В эксперименте с прибором НС ХЕНД должны быть проведены следующие научные измерения:

- массовые доли основных породообразующих элементов реголита Фобоса в приповерхностном слое района посадки с толщиной около нескольких десятков сантиметров (точность измерения около 1% по массе);
- содержание водорода (вероятно, в форме воды) в верхнем слое реголита Фобоса с толщиной около 1 м (точность измерения около 0,1% для эквивалентной доли воды);
- отношение содержания радионуклидов K/Th в веществе Фобоса (в пределах от нескольких сотен до нескольких тысяч).

Эти результаты позволят сравнить состав вещества Фобоса с различными минералами на поверхности Земли и также с веществом Луны и Марса и на этой основе сделать вывод о наиболее вероятном происхождении естественного спутника Марса.



рисунок 2 Внешний вид нейтронного и гамма-спектрометра НС ХЕНД

литература

Зеленый Л.М., Захаров А.В. (2011) // Статья в данной книге.
 Тейлор Дж. и др. (2006) // JGR. 2006. Т. 111. С. E03S06.
 Митрофанов И.Г. и др. (2002) // Science.2002. Т. 297. С. 78.

И. Митрофанов, А. Козырев, В. Прохоров, А. Вострухин, Д. Головин, Н. Гребенникова, М. Литвак, А. Малахов, М. Мокроусов, А. Санин, В. Третьяков, Ф. Федосов
Институт космических исследований РАН, Москва
Т. Томилина, Ю. Бобровницкий, А. Гребенников, С. Пономаева
Институт машиноведения им. А.А.Благонравова РАН, Москва
Р. Шульц
Центр космической науки и технологии ЕКА, Нордвайк, Голландия
К. д'Устон
Центр изучения космического излучения, Тулуза, Франция

ГАММА-СПЕКТРОМЕТР ФОГС

Статья посвящена описанию гамма-спектрометрического эксперимента, который планируется осуществить на космическом аппарате «Фобос-Грунт». Приводится описание методики эксперимента и применения гамма-спектрометрии в космических исследованиях. Дано описание устройства и работы прибора.

научные задачи эксперимента

Основной задачей проекта ФОБОС-ГРУНТ является отбор и доставка на Землю образцов грунта Фобоса с целью исследования их в лабораторных условиях.

Научная аппаратура, размещаемая на космическом аппарате, предназначена для решения комплекса научных задач по исследованию Фобоса и Марса. Приоритетной задачей является исследование поверхности Фобоса в месте посадки космического аппарата (КА). Это необходимо для всестороннего и полномасштабного изучения образцов грунта, которые будут доставлены на Землю.

В комплекс научной аппаратуры входит гамма-спектрометр ФОГС, предназначенный для изучения элементного состава пород поверхностного слоя Фобоса. С помощью этого прибора будут определены концентрации естественных радиоактивных и основных породообразующих элементов: водорода, углерода, кислорода, магния, алюминия, кремния, калия, кальция, титана, марганца, железа, тория и урана в слое породы толщиной 1...2 м в месте посадки КА. Элементный состав пород является основополагающей характеристикой при изучении любого небесного тела. Такие данные позволяют, в первую очередь, определить тип породы, слагающей поверхностные слои небесного тела: кислые, щелочные, основные или ультраосновные. Это, в свою очередь, способствует пониманию процессов происхождения и дифференциации небесного тела.

В небольших небесных телах, которые не имели достаточного внутреннего тепла для расплавления и дифференциации на зоны различного состава, могут находиться образцы первичного вещества, из которого образовались планеты.

С этой точки зрения Фобос представляет особый интерес, так как изучение элементного состава его пород даст возможность получить представление о раннем периоде существования Солнечной системы: о периоде до зарождения планет и их начальном пути развития. Именно этот период предопределил эволюционный путь тел Солнечной системы.

состояние дел по методу гамма-спектрометрии в космических исследованиях

Исследование элементного состава и радиоактивности вещества небесных тел с помощью гамма-спектрометров является одним из наиболее эффективных методов при решении такого рода задач [Сурков и др., 1978, 1989; Surkov et al., 1971; Vinogradov et al., 1967].

Проводившиеся ранее эксперименты по измерению гамма-излучения Луны, Марса, Венеры на космических аппаратах «Луна-10,-12»; Apollo-15,-16; «Vega-1,-2»; «Марс-5»; «Фобос-2» показали эффективность гамма-спектрометрического метода и позволили получить принципиально новые данные о составе пород Луны и планет.

С помощью орбитального гамма-спектрометра, установленного на КА «Марс-5», в 1975 г. впервые были получены усредненные данные о концентрации кислорода, кремния, алюминия, железа, калия, урана, тория. Эти усредненные данные относились к обширной области Марса, захватывающей широты от +15 до -40° и перекрывающей практически все долготы [Сурков и др., 1975а; 1975б; 1976; 1980; 1981; Surkov et al., 1980].

С помощью орбитального гамма-спектрометра, установленного на КА «Фобос-2», впервые был определен элементный состав пород Марса практически для всей экваториальной области планеты [Сурков и др., 1991; 1992; 1994; Surkov et al., 1989; 1991; 1994]. Исследовался район, захватывающий широты ± 15°, и на протяжении более 200° по долготе. На основе измеренных спектров были полу-

ченые элементные составы для четырех областей Марса:

1. Самый древний, сильно кратерированный массив юго-восточной части Земли Аравия. Это наиболее высокая часть древней коры Марса, имеющая поднятие около 5 км над средним уровнем поверхности.
2. Земля Меридиана, к которой примыкает ряд крупнейших долин. Этот массив представляет самую низкую область древней коры, расположенную на уровне, близком к среднему уровню поверхности Марса.
3. Сложный в геологическом отношении район. Восточная его часть представлена сильно кратерированной поверхностью Земли Ксанфа, и западная - более молодой и гладкой поверхностью вулканического типа, принадлежащей Лунному Плато, с юга примыкает гигантская Долина Маринер.
4. Самая высокая часть марсианской поверхности - Фарсида, представляющая собой наиболее молодое лавовое плато с четырьмя гигантскими вулканами, причем в момент максимального сближения КА находился над гигантским вулканом Павлина.

Таким образом, на КА «Фобос-2» были получены уникальные данные, имеющие большое значение для понимания истории формирования поверхности и коры планеты, так как исследованные районы представляют разнообразные геологические структуры поверхности Марса.

Гамма-спектрометрический эксперимент был также подготовлен для проекта «Марс-94/96» [Сурков и др., 1995].

В рамках проекта ФОБОС-ГРУНТ гамма-спектрометрический эксперимент будет осуществлен при посадке на перелетном модуле. Преимущества такого варианта очевидны: гамма-спектрометр будет функционировать длительное время в геометрии практически 2 ω , что позволит обеспечить измерение гамма-излучения с высокой статистикой. Это, в свою очередь, позволит определить с высокой точностью концентрацию порообразующих элементов в месте посадки.

методика проведения эксперимента

Методика эксперимента основана на регистрации гамма-излучения естественных радионуклидов калия, тория и урана и гамма-излучения, обусловленного ядерными взаимодействиями космических лучей с элементами, входящими в состав пород Фобоса.

Источниками гамма-излучения пород являются распад ядер естественных радиоактивных элементов и процессы взаимодействия галактических и солнечных космических лучей с веществом, слагающим поверхностный слой Фобоса. Спектр гамма-излучения естественных радиоактивных элементов содержит более двадцати энергетических линий в диапазоне энергий 0,1...3 МэВ. В таблице 1 приведены данные о естественных радионуклидах калия, урана и тория и продуктах их распада.

Взаимодействие галактических (ГКЛ) и солнечных (СКЛ) космических лучей с веществом включает целый ряд процессов, в результате которых возникает множество продуктов ядерных реакций, сопровождающихся либо дискретным спектром гамма-излучения с энергией до 8...9 МэВ, либо непрерывным спектром, не содержащим характеристических линий. Последний обусловлен: 1) тормозным излучением частиц высоких энергий, 2) распадом π^0 -мезонов, рождающихся в процессе ядерных реакций, и 3) рассеянием гамма-квантов в веществе.

Дискретный спектр гамма-излучения обусловлен: 1) переходом ядер – продуктов реакций – из возбужденного состояния на основные или промежуточные уровни, 2) распадом космогенных радионуклидов – продуктов ядерных реакций. В таблице 2 приведены основные линии дискретного спектра гамма-излучения.

таблица 1 Естественные радионуклиды

изотоп	энергия γ -кванта E_γ , МэВ	квантовый выход v , %	изотоп	энергия γ -кванта E_γ , МэВ	квантовый выход v , %
Калий			Ряд тория		
^{40}K	1,46		^{232}Th	0,06	19,7
ряд урана			^{228}Ac	0,969 0,908 (0,911) 0,129 0,058	10 25 10,6 70
^{214}Pb	0,352 0,295 0,285	37,7 18,9 5,2	^{212}Pb	0,239 0,301	47 3,2
^{214}Bi	2,446 2,204 1,765 1,129 0,769 0,609 1,378 1,589 1,73 1,239 0,935	1,6 5,2 16,3 16,6 5,3 47,1 4,8 1,1 2,4 6 3	^{212}Bi	1,62 0,786 0,727	1,6 1,0 6,6
^{234m}Bi	1,002		^{208}Tl	2,62 0,583 0,86 0,279 1,593	33,7 29,3 4 3,77
			^{228}Ac	0,209 0,271 0,339 0,463 0,835 0,328 0,795	4 3,1 9,5 1,6 3,3 4,5

описание прибора

Прибор ФОГС состоит из двух блоков: БД-ГС (блок детектирования гамма-спектрометра) и АМА (амплитудный многоканальный анализатор импульсов) (рисунок).

В состав блока детектирования входят сцинтилляционный детектор на базе кристалла CsI(Tl) габаритами $\varnothing 50 \times 50$ мм и полупроводниковый детектор для изучения потока тепловых нейтронов.

Гамма-кванты, попадая в сцинтиллятор-монокристалл CsI(Tl), вызывают в нем световые вспышки, интенсивность которых пропорциональна поглощаемой энергии гамма-квантов. Световые вспышки преобразуются фотоумножителем в электрические импульсы, амплитуда которых в среднем пропорциональна энергии световых вспышек, а значит, и поглощенной энергии квантов. Затем эти электрические импульсы усиливаются спектрометрическим усилителем

таблица 2 Основные линии E_γ дискретного спектра гамма-излучения

Элемент	E_γ , МэВ	Реакция
		n, n'γ
		n, n'γ
Fe	0,847	n, n'γ
Ti	0,98	n, n'γ
Al	1,01	n, n'γ
Fe	1,238	p,хруп γ
Al	1,36	p,хруп γ
Al	1,368	n, n'γ
Mg	1,368	n, γ
Ti	1,38	n, γ
Al	1,63	p,хруп γ
Si	1,63	p,хруп γ
Si	1,778	n, n'γ
Al	1,8	n, n'γ
Fe	1,81	n, n'γ
Ca	1,97	n, n'γ
Al	2,21	p,хруп γ
Al	2,75	n, n'γ
Al	3,0	n, n'γ
Si	3,539	n, n'γ
Ca	3,73	n, n'γ
Ca	3,9	n, γ
O	4,43	n, n'γ
O	6,129	n, n'γ
Ti	6,42	n, n'γ
Ca	6,76	n, n'γ
Fe	7,63	n, n'γ
Fe	7,64	n, γ
		n, γ
		n, γ
		n, γ
		n, γ

**рисунок 1** Гамма-спектрометр ФОГС

по напряжению и мощности и поступают на вход многоканального анализатора импульсов.

Для регистрации тепловых нейтронов в БД-ГС входит блок детектирования нейтронов, который состоит из двух кремниевых полупроводниковых детекторов с

общей площадью чувствительной поверхности 4,5 см², на лицевую поверхность которых нанесена пленка из фтористого лития (Li⁶F), зарядочувствительного преобразователя и усилителя. Принцип работы устройства заключается в регистрации вторичных ионизирующих частиц, возникающих в пленке в результате реакции Li⁶(nα)H³ (Q=4,8 МэВ). Электрический сигнал в виде импульса положительной полярности, возникающий на выходе усилителя, подается на вход формирователя, который выдает на выходе положительные импульсы стандартной формы и амплитуды в случае превышения установленного порога, величина которого определяется фоновым и шумовым вкладами регистрируемого тепловых нейтронов канала. С выхода формирователя импульсы подаются на вход прямого доступа в память АМА, где они регистрируются в первом канале.

Вторым блоком гамма-спектрометра ФОГС является многоканальный амплитудный анализатор импульсов (АМА), в котором формируется цифровой массив данных об амплитудном распределении импульсов на входе АМА, и, следовательно, об энергетическом распределении регистрируемых тепловых нейтронов канала. Информация в АМА поступает с блока детектирования БД-ГС.

Накопленные в ОЗУ блока обработки сигнала массивы данных через канал связи (КС) по шине СИОК (система информационного обеспечения комплекса) передаются для хранения в памяти СИОК, в соответствии с циклограммой работы прибора.

Основные технические характеристики прибора приведены в таблице 3.

таблица 3 Основные технические характеристики гамма-спектрометра ФОГС

измеряемый параметр	энергия гамма-квантов, поток тепловых нейтронов
диапазон измерений	гамма-кванты: от 0,3 до 9,0 МэВ, Нейтроны до 0,4 эВ
точность измерений	1...2 вес.% для основных породообразующих элементов
масса прибора	4,5 кг
энергопотребление	8 Вт
информативность	2052,5 байта/30 мин.

Разработанная малогабаритная, портативная научная аппаратура может найти применение в областях народного хозяйства, не связанных с космической деятельностью, в частности: в геологических и геофизических работах, мониторинге природных и техногенных катастроф в труднодоступных районах Земли.

Глубокая признательность академику Э.М.Галимову за постоянное внимание и участие.

литература

- Сурков Ю.А., Виноградов А.П., Москалева Л.П., Кирнозов Ф.Ф. (1975а) Измерение интенсивности и спектрального состава гамма-излучения Марса на АМС "Марс-5" // Докл. АН СССР. 1975. Т. 223. № 6. С.1336-1339.
- Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Кирнозов Ф.Ф. (1975б) Предварительные результаты исследования гамма-излучения Марса на АМС "Марс-5" // J. Space. Res. Akademie-Verlag. Berlin. 1975. V. XVI. P. 993-1000.
- Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Харюкова В.П., Бородин Л.М. (1976) Ядерные взаимодействия космических лучей с атмосферой и породами Марса по данным АМС "Марс-5" // Изв. СССР. Сер. Физич. 1976. Т. 40. № 3. С. 539-542.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ГЕОХИМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГОЛИТА ФОБОСА С ПОМОЩЬЮ ЛАЗЕРНОЙ ВРЕМЯПРОЛЕТНОЙ МАСС- СПЕКТРОМЕТРИИ В ЭКСПЕРИМЕНТЕ ЛАЗМА

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Манвелян О.С. (1978) Расчет зависимости потока гамма-квантов Луны и Марса от рельефа и расстояния до поверхности // Космич. исслед. 1978. Т. 16. № 2. С. 301-306.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Манвелян О.С., Харюкова В.П. (1980) Анализ гамма-излучения пород Марса по данным АМС "Марс-5" // Космич. исслед. 1980. Т. 18. № 4. С. 623-631.

Сурков Ю.А., Базилевский А.Т., Москалева Л.П., Манвелян О.С. (1981) Оценки содержания тория и урана в породах поверхности Марса: новая интерпретация гамма-спектрометрических измерений "Марса-5" // Геохимия. 1981. № 1. С. 10-16.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Манвелян О.С. (1989) О возможностях орбитальной гамма-спектрометрии Луны и Марса с помощью полупроводниковых детекторов // Космич. исслед. 1989. Т. 7. № 3. С. 433-437.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Митюгов А.Г., Харюкова В.П. (1991) Сцинтилляционный гамма-спектрометр для определения состава пород на Марсе с КА "Фобос" // Космич. исслед. 1991. Т. 29. № 6. С. 933-943.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Харюкова В.П. Гамма-излучение Марса как индикатор элементного состава его пород. (По данным КА "Фобос-2") // Космич. исслед. 1992. Т. 30. № 2. С. 262.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Золотов М.Ю. (1994) Геохимия вещества поверхности Марса по данным КА "Фобос-2" // Геохимия. 1994. № 3. С. 358-366.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Манвелян О.С. (1995) Гамма-спектрометрический эксперимент на пенетраторе КА "Марс-94" // Космич. исслед. 1995. Т. 33. № 3. С. 254.

Surkov Y.A., Moskalyeva L.P., Kharuykova V.P. (1971) On gamma-radiation of the atmosphere and surface of Mars // Space Res. 1971. V. XI. P. 181.

Surkov Y.A., Moskalyeva L.P., Manvelyan O.S. (1980) Geochemical interpretation of the results of measuring gamma-radiation of Mars // Proc. Lunar Sci. Conf. 11th N.Y.: Pergamon Press, 1980. P. 669-676.

Surkov Y.A., Barsukov V.L., Moskalyeva L.P. (1989) Determination of elemental composition of Martian rocks from Phobos 2 // Nature. 1989. V. 341. P. 595-597.

Surkov Y.A., Moskalyeva L.P., Trombka J.I., Evans L.G. (1991) Analysis of Phobos mission gamma-ray spectra from Mars: Two approaches // XXII LPSC. 1991. P. 1415-1417.

Surkov Y.A., Moskalyeva L.P., Kharuykova V.P. (1994) Elemental Composition of the Eolian sediments and bedrock on Mars Determined from Phobos 2 // Report to European Geophysical Society XIX General Assembly. Grenoble. 1994. 35 p.

Vinogradov A.P., Surkov Yu.A., Moskaleva L.P. (1967) On the radioactivity of lunar rocks // Moon and planets / Ed. A. Dollfus Amsterdam: Pergamon Press, 1967. P. 71-79.

Л.П.Москалева, А.Г.Митюгов,

А.Г.Дунченко, Г.Г.Смирнов

Институт геохимии и аналитической химии

им. В.И.Вернадского РАН, Москва

В работе рассмотрены особенности бортового прибора ЛАЗМА, предназначенного для измерения изотопного и элементного состава реголита Фобоса методом лазерной времяпролетной масс-спектрометрии. Эти измерения могут подтвердить предположения, что вещество Фобоса является той первозданной субстанцией, по составу близкой к углистым хондритам, из которой формировалась Земля. Результаты измерения способны также подтвердить и предлагаемый в работе оригинальный механизм возникновения аномального поглощения реголита Фобоса. Полученные результаты об элементном составе реголита могут содержать информацию об условиях формирования Фобоса, его происхождении и эволюции, а также дать сведения о его возрасте.

Рассмотрены научные задачи отдельных экспериментов и пути их реализации, представлено подробное описание бортового прибора и принципа его работы, приведены его аналитические и технические характеристики и особенности конструкторских решений. Даны сведения о наиболее важных функциональных узлах прибора, обработке и передаче на Землю научной информации.

Представленные в статье массовые спектры получены с помощью бортовых инструментов в процессе их лабораторных испытаний и выбора режима работы.

Показано, что прибор ЛАЗМА является первой версией оригинального бортового инструмента нового поколения, созданного в ИКИ РАН и запатентованного в России.

введение

Детальное и полномасштабное исследование происхождения Фобоса, предположительно представляющего собой первозданное тело, возникшее из протопланетного облака, которое также служило основной субстанцией для формирования планет Солнечной системы, является важнейшей проблемой современной планетологии [Сагдеев, 1988]. Для изучения столь многофакторной и масштабной проблемы необходимо решение большого количества разнообразных задач, с проведением множества комплексных исследований, число которых со временем будет увеличиваться. Поэтому реализовать такую программу в рамках одной миссии практически невозможно. Однако имеется реальная возможность из каждой планируемой миссии выделить главные, наиболее важные задачи, и тогда их число станет существенно меньше. С этой целью необходимо провести строгий и объективный отбор научных задач, исключив имеющие второстепенное значение. Только после такого отбора планируемая космическая миссия станет конкретной, компактной и информативной. В этой связи, согласно накопленному с годами опыту подготовки программ по исследованию Фобоса, в планируемой миссии ФОБОС-ГРУНТ в первую очередь должно обеспечиваться получение информации о следующих важнейших характеристиках этого загадочного космического объекта:

- происхождение и возраст Фобоса;
- его место в общей классификации метеоритных тел;
- элементный и изотопный, а также минералогический состав его реголита;
- особенности оптических характеристик его поверхности и причина наблюдаемых аномалий;
- ранее не известные процессы, происходящие под воздействием внешних факторов.

Подобную информацию следует отнести к основной геохимической информации, однако она может рассматриваться и как астрохимическая или астрофизическая.

Важнейшая информация о прошлом Фобоса наиболее полно содержится в «каменной летописи» этого небесного тела. Её наиболее полно можно добыть при исследовании элементного и изотопного состава реголита, в том числе и его поверхностного слоя, а также его минералогического состава. Наиболее досто-

верными, информативными и оптимальными для исследований подобного рода следует считать методики, обеспечивающие прямые измерения основных характеристик изучаемой среды. Прямые измерения среды могут быть и дистанционными, но, например, в отличие от оптических методик, они должны обеспечивать непосредственную регистрацию вещества или эффекта.

Непосредственную регистрацию вещества в условиях космического вакуума можно обеспечить с помощью бортовой масс-спектрометрической аппаратуры, которая, как отмечалось выше, в ряде случаев может быть дистанционной.

Такой подход был реализован в первой миссии на Фобос, в которой в качестве инструментов, способных обеспечить получение основной информации по упомянутым выше задачам, использовались дистанционные бортовые комплексы - лазерный дистанционный времяпролетный (ВП) масс-рефлектрон ЛИМА-Д [Манагадзе и др., 1987] и вторично-ионный масс-анализатор ДИОН [Манагадзе, Сагдеев, 1987].

Рассмотрим некоторые особенности лазерных инструментов.

Лазерная времяпролетная (ВП) масс-спектрометрия в настоящее время представляет собой один из наиболее тонких и чувствительных методов анализа вещества. Приборы этого класса обеспечивают одновременную регистрацию всех элементов, содержащихся в образце, не требуют пробоподготовки, обеспечивают безфракционность испарения, атомизацию и ионизацию пробы, а также обладают высокими аналитическими характеристиками [Манагадзе, 1997].

Для решения ряда аналитических задач в условиях лаборатории в 1977 г. фирмой Leybold-Heгаues был создан серийный масс-спектрометр с лазерным микрозондом LAMMA-500, а в 1980 г. той же фирмой начался выпуск более совершенного масс-спектрометра LAMMA-1000. Позже были созданы ВП лазерные масс-спектрометры, такие как LIMA (KRATOS Analytical) и ЭМАЛ (ПО «Электрон»). В процессе эксплуатации этих инструментов было показано, что ряд их характеристик идеально подходят для проведения измерений в условиях космоса. Поэтому в процессе формирования состава бортовой научной аппаратуры для международного проекта ФОБОС в 1980 г. было предложено два варианта бортовых инструментов, вначале прибор ЛИМА, массой примерно 7...8 кг, и позже ЛИМА-Д - дистанционный инструмент массой 84 кг.

До этого времени среди космических инструментов лазерный ВП масс-спектрометр не использовался и тем более не было инструмента, подобного прибору ЛИМА-Д, способного проводить дистанционные измерения. Предложенный сотрудниками лаборатории активной диагностики Института космических исследований СССР и созданный в кооперации СССР, ФРГ, Австрии, Болгарии, Финляндии, Чехословакии прибор ЛИМА-Д обладал уникальными возможностями и аналитическими характеристиками, и, в частности, способностью проводить элементный и изотопный анализ реголита с пролётного аппарата на дистанции 70 м.

После вынужденного завершения работ по печально известной миссии ФОБОС [Сагдеев, Захаров, 1989] работы по созданию бесконтактных лазерных масс-спектрометров были продолжены. Это позволило разработать миниатюрный лазерный ВП масс-спектрометр ЛАЗМА [Манагадзе 1992; Манагадзе, 2009], прибор нового поколения, в котором высокая чувствительность сочеталась с оптимальным массовым разрешением. Являясь аналогом прибора ЛИМА-Д, прибор ЛАЗМА по массовым и габаритным характеристикам примерно в 40 раз был меньше прототипа, но по чувствительности и массовому разрешению превосходил его в 100 раз и в 2 раза соответственно [Managadze, Shutyaev, 1993].

Можно не без основания ожидать, что в ближайшие годы наиболее важная информация о космических объектах и о протекающих на них процессах будет получена с помощью бортовых масс-спектрометрических инструментов, обладающих высокой чувствительностью и способностью провести прямые измерения элементного и изотопного, а также молекулярного состава окружающей среды. При

использовании масс-спектрометрических приборов такого класса для исследования планет и малых тел Солнечной системы, наряду с определением химического состава, можно получить достоверную информацию об эволюции этих тел, о процессах, происходящих на них много миллионов лет назад.

С изложенными выше фактами связан особый интерес исследователей, наблюдавшийся в настоящее время к масс-спектрометрическим приборам в бортовом исполнении для работы в условиях космоса. В частности, к таким приборам нового поколения можно отнести как ЛАЗМУ, так и ВП масс-спектрометр МАНАГА-Ф, предназначенный для определения массового состава ионных потоков. Оба прибора обладают аналитическими характеристиками, необходимыми для решения важных научных задач с борта космических станции и посадочных модулей.

1 научные задачи эксперимента

Как отмечалось выше, эксперимент ЛАЗМА предназначается для решения наиболее важных задач миссии ФОБОС-ГРУНТ, связанных с историей происхождения этого малоизученного спутника Марса. Это хорошо видно из табл. 1, в которой перечислены основные научные задачи миссии и представлены способы их решения.

Задачи, решаемые с помощью прибора ЛАЗМА, могут быть существенно расширены при сопоставлении его результатов с результатами, полученными прибором МАНАГА-Ф. Совместный анализ данных этих масс-спектрометров позволит значительно увеличить достоверность результатов этих измерений и их надёжность.

Необходимость сопоставления полученных результатов в данном случае продиктовано тем, что инструменты ЛАЗМА и МАНАГА-Ф были изначально задуманы как приборы взаимодополняющие. Они были предложены и созданы одной и той же «командой» в лаборатории активной диагностики ИКИ РАН.

Вернёмся к научным задачам, изложенным в таблице 1.

При рассмотрении представленных в таблице научных задач следует учитывать, что их одновременное решение в рамках одной миссии будет затруднено. Это связано с тем, что в конкретной пробе реголита, например, могут не оказаться микропримеси тяжёлых элементов, необходимые для решения задачи по пункту 5. Однако, в случае успешной доставки пробы под лазерный пучок, спектры должны быть зарегистрированы, и это позволит с высокой вероятностью получить ответ по основным задачам, рассмотренным в пунктах 1, 2, 3 и 4. Следует также иметь в виду, что не исключено наблюдение новых, не запланированных заранее эффектов, и подобные эффекты обычно представляют наибольший интерес.

Можно рассчитывать, что сопоставление результатов, полученных при помощи ЛАЗМА и МАНАГА-Ф, позволят объяснить причину аномально высокого поглощения реголита Фобоса и определить механизм возникновения этого эффекта. Наблюдаемое аномальное поглощение реголита в работе [Манагадзе и др., 2007] объяснялось обогащением его поверхностного слоя углеродом, находящимся в составе вещества Фобоса. В этой работе также предлагался оригинальный механизм, обеспечивающий такое обогащение. Этот механизм основывался на аномальных свойствах углерода, способного образовывать под воздействием ионной бомбардировки вторичные ионы с низкой энергией и с отрицательной полярностью [Черепин, 1992]. Известно, что поверхность Фобоса под воздействием УФ-излучения Солнца приобретает положительный потенциал величиной 5...6 В. Поэтому значительная часть вторичных ионов углерода не сможет преодолеть потенциальный барьер и «вернётся» на поверхность.

В качестве косвенного доказательства реализуемости предложенного выше механизма в условиях космической среды могут рассматриваться результаты лабораторного моделирования оптических характеристик поверхности Фобоса, приведенные в работе [Старухина, Шкуратов, 1997], согласно которым, только после напыления углеродной плёнки (толщиной 130 нм) на аналоги углистых хондритов, они становятся похожими на спектры Фобоса.

таблица 1 Научные задачи, решаемые с помощью прибора ЛАЗМА в проекте ФОБОС–ГРУНТ

№	научная задача	способ решения
1	определение типа, класса, группы и подгруппы вещества реголита Фобоса в рамках общей классификации метеоритов	производятся масс-спектрометрические измерения отношений основных элементов, входящих в состав реголита: С, О, Mg, Al, Si, Ca, Fe. По этим данным проводится классификация
2	определение минералогического состава реголита, усредненного по поверхности и по глубине	производится безэталоный количественный анализ состава основных элементов. Спектры сравниваются со спектрами минералов, находящихся в библиотеке спектров
3	исследования изотопных аномалий класса А, В, С стабильных изотопов	Измерения изотопного состава матричных элементов реголита после их усреднения позволяют определить аномалии стабильных изотопов, превышающие ~1%
4	исследования локальных поверхностных и объемных неоднородностей реголита, определение их характерных размеров	Перемещение луча, с шагом ~50...100 мкм по поверхности и ~1...3 мкм по глубине, позволит выявить эти неоднородности. Важно, что конфигурация прибора обеспечивает послойный анализ без ограничения глубины
5	определение температуры агломерации	прямые количественные масс-спектрометрические измерения величин микропримесей Pb, Bi, Tl, Zn, Cd могут позволить определить эту величину
6	количественные измерения наличия и объемного распределения связанной воды	количественные масс-спектрометрические измерения водорода в низкоэнергетическом диапазоне при заглублинии плоскости фокусировки и повышенной плотности мощности
7	поиски в тонком поверхностном слое избытка углерода, обеспечивающего аномально низкое альbedo реголита Фобоса	сравнительный элементный анализ проб реголита при его заборе с поверхностного слоя и с глубины
8	исследования неустойчивых изотопов, образовавшихся под воздействием космических лучей	масс-спектрометрические измерения малых компонент; массовое разрешение позволяет зафиксировать эти изотопы и провести количественную оценку их концентрации

Следует отметить, что обогащение углеродом, возникающее во вторично-ионных процессах в тонком поверхностном слое (толщиной 1 нм) под воздействием микрометеоритной бомбардировки, может быть перераспределено на глубину до 1...3 см. В этом случае избыток углерода может быть обнаружен с помощью приборов ЛАЗМА, в то время как в массовых спектрах, зафиксированных прибором МАНАГА-Ф, как на подлёте, на значительных расстояниях от поверхности, так и после посадки обилье углерода не будет выявлено из-за отрицательного заряда генерируемых вторичных ионов этого вещества. Следовательно, подобные результаты, полученные в двух независимых измерениях, в значительной степени могут подтвердить возможность реализуемости предложенного механизма, приводящего к аномально высокому поглощению света поверхностью реголита Фобоса.

2 описание методики проведения эксперимента

Лазерный ВП масс-рефлектор ЛАЗМА, представленный на рисунок 1, предназначен для проведения элементного и изотопного анализа поверхностного слоя реголита безатмосферных космических тел, на которые возможна посадка космического аппарата.

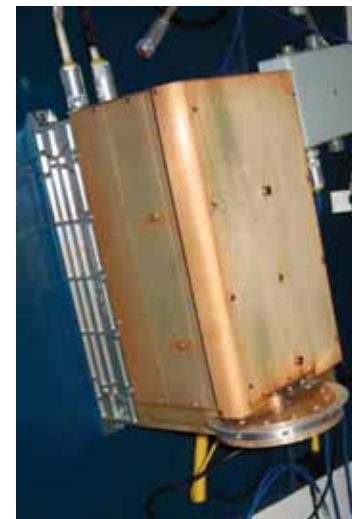


рисунок 1 Масс-спектрометр ЛАЗМА

Методика измерения, как это показано на рисунок 2, заключается в следующем: после установки пробы реголита на вращающемся диске на заданном расстоянии, отвечающем фокусному расстоянию лазерного излучателя, на пробу производится импульсное воздействие длительностью 7 нс и с плотностью мощности ~10⁹ Вт/см². Такое воздействие вызывает полную атомизацию и ионизацию вещества пробы, а сильный перегрев - выброс образованных ионов, находящихся в составе мишени в виде плазменного факела. Высокоскоростные ионы, эмитируемые из образовавшейся плазмы в режиме свободного разлета, попадают во времяпролетный масс-анализатор, где разделяются по времени пролета в соответствии с формулой:

$$T=L(M/2E)^{1/2},$$

где T - время пролета ионов с энергией E и массой M бесполевого расстояния L. Разделенные во времени ионы, после их отражения в тормозящем поле электростатического рефлектора, регистрируются вторично-электронным умножителем (ВЭУ). С выхода ВЭУ сигнал поступает на быстродействующий аналого-цифровой преобразователь (АЦП) и сохраняется в памяти прибора в виде одиночного спектра.

По времени полёта ионов можно с высокой точностью определить их массу, по распределению и амплитуде изотопов отождествить химический элемент и далее по интенсивности массовых пиков элементов определить химический (включая элементный и изотопный) состав исследуемого вещества. По соотношению основных или матричных элементов можно с хорошей достоверностью определить, к какому типу метеоритов можно отнести Фобос и насколько он по составу близок к протопланетному облаку или насколько он «стар». Далее из анализа соотношений интенсивности массовых пиков отдельных элементов, по соответствующим данным предварительных калибровок включённых в библиотеку

спектров, можно определить, от какого минерала мог быть получен зарегистрированный прибором массовый спектр, т. е. его минералогический состав.

Наиболее важная для рассматриваемой задачи особенность прибора заключается в том, что лазерный источник ионов позволяет одновременно, за одно воздействие, обеспечить практически равновероятный выход всех элементов периодической системы, и, следовательно, их равновероятную регистрацию с высокой пропускной способностью анализатора [Манагадзе, 1999].

Прибор позволяет исследовать вещества с произвольными физическими свойствами, в том числе находящиеся и в виде мелкодисперсного порошка. Обработка спектра после его передачи на Землю будет проводиться в автоматическом режиме по заранее разработанной программе. Использование диска с прецизионным перемещением позволит контролировать положение луча лазера, который можно будет перемещать по поверхности образца для исследования локальных неоднородностей. Прибор позволяет также проводить поверхностный анализ с разрешением 30...50 мкм. Конфигурация инструмента обеспечивает уникальную возможность послойного анализа пробы до глубины 1 мм.

3 описание прибора

3.1 основные характеристики прибора

Прибор ЛАЗМА имеет следующие основные технические характеристики:

массовый диапазон.....	1 250 а.е.м.
разрешение.....	380
относительная чувствительность в одном спектре.....	10^{-4}
абсолютный предел обнаружения по массе в одном анализе.....	$5 \cdot 10^{-14}$ г
быстродействие прибора на 1 а.е.м.....	200 нс
динамический диапазон.....	10^5
скорость опроса АЦП.....	15 нс
точность.....	10%
масса.....	2,6 кг

Основные электрические и информационные характеристики прибора ЛАЗМА приведены в таблице 2.

таблица 2 Электрические характеристики прибора ЛАЗМА

количество фидеров питания (+28,5В)	1
последовательный интерфейс MILSTD-1553B	1
количество функциональных команд	0
средняя мощность потребления по фидеру	5 Вт
количество команд	14
объем внутренней памяти прибора	4 Мбайт
объем цифрового массива	4 Мбайт
информативность	2 Мбайт/ч

Прибор состоит из следующих функциональных узлов (рисунок 2): оптического модуля, анализатора, узла приема проб грунта, блока электроники.

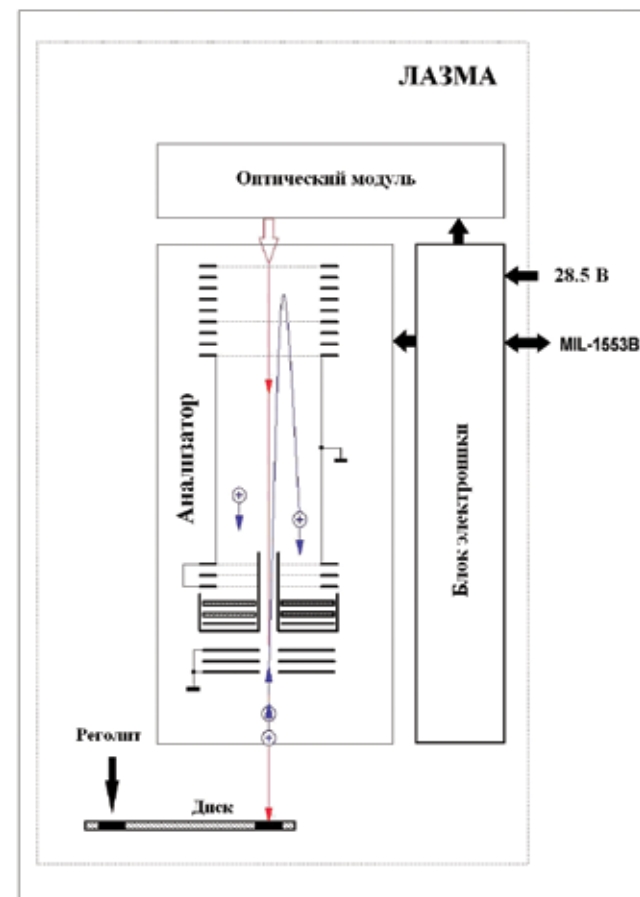


рисунок 2 Функциональная схема прибора ЛАЗМА

3.2 оптический модуль

Оптический узел прибора ЛАЗМА включает: Nd:YAG-лазер с длиной волны 1,06 мкм; оптическую систему, состоящую из фокусирующего объектива, ослабителя лазерного излучения, а также узла контроля энергии лазерного излучения и синхронизации.

Nd:YAG-лазер с пассивной модуляцией добротности имеет размеры 2,5x3x13 см и обеспечивает на выходе энергию 20 мДж при длительности импульса 7 нс. Максимальная частота работы лазера составляет 0,1 Гц, его масса, без блока питания, 100 г, а с оптической системой и блоком питания ~ 700 г. Работоспособность лазера сохраняется в широком температурном диапазоне от -50 до +50°C. Ресурс его работы может быть доведен до 1 000 000 выстрелов или четырех месяцев непрерывной работы, что с запасом хватит для выполнения возложенных на него задач.

Оптическая система выполняет функцию настройки по энергии и пространственным характеристикам лазерного излучения на поверхность мишени. Атенюатор лазерного излучения представляет собой электрооптический затвор

на основе кристалла ниобата лития (LiNbO_3) и позволяет плавно или с небольшим шагом дискретизации изменять энергию лазерного излучения в диапазоне 40 дБ, необходимым для точной настройки лазерного источника ионов на получение однозарядных ионов, а также компенсации изменения энергии лазерного излучателя под влиянием температуры.

Фокусирующая система обеспечивает концентрацию лазерного излучения в пятно диаметром ~ 30 мкм на поверхности мишени, при плотности мощности 10^9 Вт/см², на расстоянии 18 см от выходной линзы объектива. Данный размер пятна представляется оптимальным с точки зрения времяпролетной масс-спектрометрии и позволяет анализировать состав мелких неоднородностей на поверхности образца, что может дать дополнительную информацию о гомогенности реголита.

Общие габариты оптической системы вместе с блоком питания для летного варианта прибора составляют 15х6х7 см.

Разработка и изготовление оптического модуля осуществлялись во ФГУП «НИИ ПОЛЮС» им. М.Ф. Стельмаха.

3.3 анализатор

Анализатор ВП масс-спектрометра представляет собой осесимметричную конструкцию, состоящую из электростатического рефлектора и детектора.

Образованные в результате лазерного воздействия ионы, пролетая первый бесполовой участок длиной 15 см, попадают в рефлектор, в котором осуществляется пространственно-временная фокусировка ионов в плоскости детектора.

Основной физической причиной, ограничивающей разрешающую способность прибора, является наличие разброса начальных скоростей ионов, образовавшихся в одной плоскости источника. В случае аномально большого разброса начальных энергий ионов (десятки электронвольт, как это имеет место в лазерных источниках) инструмент без рефлектора не даёт возможности получить разрешающую способность, представляющую практический интерес. Рефлектор, обеспечивая фокусировку ионных пакетов по времени пролета, позволяет получить высокую разрешающую способность с сохранением всех остальных достоинств прибора.

Пусть пакет ионов с заданным отношением M/Z (где M - масса иона, Z - его заряд), сфокусированный вблизи источника, содержит ионы с набором энергий от E_{\min} до E_{\max} . При движении в бесполовом пространстве пакет расширяется из-за разностей скоростей ионов, причем время движения ионов пропорционально $1/E^{1/2}$, где E - энергия иона. Для фокусировки ионных пакетов в плоскости детектора необходимо, чтобы время движения ионов с данным отношением M/Z было одинаковым. Для выполнения этого условия в конце первого бесполового участка дрейфа ионов и располагается рефлектор, в виде однородного тормозящего электростатического поля, в котором время движения ионов было пропорционально $E^{1/2}$. При соответствующем выборе параметров рефлектора на входе детектора могут быть получены ионные пакеты с толщиной, близкой к исходной толщине пакетов в области ионообразования. Таким образом, если во ВП масс-спектрометре обычной схемы разрешающая способность не может быть повышена простым увеличением длины дрейфа, поскольку при этом увеличивается и время пролета, и толщина пакетов в плоскости детектора, то в масс-рефлектроне она вырастает пропорционально длине дрейфа. Для обеспечения необходимого разрешения был выбран двухззорный рефлектор диаметром 4 см и общей глубиной 32 мм. Питание рефлектора осуществлялось стабилизированным источником напряжения 100 В.

Отражаясь в рефлекторе и пролетая второй бесполовой участок анализатора длиной 10 см, ионы достигали детектора, который имел на входе сеточную сборку, отсекающую низкоэнергетичный поток ионов. Детектор представлял собой шевронную сборку из двух микроканальных пластин и двухканального анода.

Питание детектора осуществлялось высоковольтным напряжением от -1800 до -2200 В (100 мкА в рабочем режиме), что позволяло работать в области ниже порога насыщения пластин при общем усилении 10^6 .

Геометрическая и электрическая конструкция масс-анализатора, обладая минимальными габаритами 14х4х4 см и массой около 200 г, позволяла эффективно собирать в тонкие пакеты и регистрировать образовавшиеся в лазерном источнике ионы.

3.4 узел приема проб грунта

Узел представляет собой диск с 12 лунками и предназначен для фиксации, ввода проб в область воздействия лазерного излучения и их перемещения в процессе проведения анализа. Наличие 12 лунок позволяет проводить анализ 11 проб, взятых в различных местах поверхности Фобоса, так как 1 лунка резервируется для установки эталонной мишени.

После загрузки реголита грунтозаборным устройством в приемную лунку прибора по команде производится его перемещение в область лазерного воздействия. При перемещении попутно осуществляется сброс лишнего грунта и утрамбовка образца таким образом, чтобы плоскость анализируемой пробы находилась в фокальной плоскости оптической системы. После установки пробы, в процессе анализа, для исключения эффекта влияния кратера на образование плазмы, а также для исследования всей поверхности образца, проводится периодическое смещение мишени на величину 50 мкм. Контроль и управление процессом позиционирования диска осуществляется при помощи датчиков Холла.

3.5 блок электроники

Блок электроники прибора ЛАЗМА, созданный в Бернском университете, является «мозгом» инструмента. Он обеспечивает полное управление работой масс-спектрометра, регистрацию, хранение и передачу спектральных данных и телеметрии, а также осуществляет питание всех узлов, входящих в состав прибора.

Система регистрации включает четырехканальный (8-бит, 64 МГц) АЦП с аналоговыми усилителями, подключаемыми непосредственно к выходам ВЭУ. Одновременное использование четырех каналов позволяет обеспечить параллельную регистрацию элементов матрицы и примеси с динамическим диапазоном 10^5 . Это повышает и надежность, поскольку отказ одного из каналов не приведет к полной потере работоспособности прибора. Синхронизация АЦП при регистрации спектра осуществляется внешним TTL-импульсом, вырабатываемым оптической системой по генерируемому лазерному излучению. Объем одиночного четырехканального спектра, включая телеметрические данные, составляет 15 кбайт. Запись и хранение спектров осуществляется в 4 МБ Flash-памяти.

Система питания блока электроники, помимо обеспечения узлов масс-спектрометра низковольтным питанием, имеет три канала высоковольтных напряжений:

- регулируемое (12 бит цифро-аналогового преобразователя (ЦАП)) от 30 до 3600 В для питания оптического attenuатора;
- нерегулируемое стабилизированное напряжение 100 В для питания сеток анализатора;
- регулируемое (12 бит ЦАП) от -20 до -2200 В для питания ВЭУ.

4 проведение калибровки и эталонных измерений

Для настройки режима и калибровки массовой шкалы прибора в качестве эталонного образца был выбран сплав вольфрама, содержащий углерод, титан, кобальт, ниобий и тантал. Выбор данного сплава был обусловлен высокой стабильностью и воспроизводимостью получаемых на данном образце спектров. Матричные пики элементов, разнесенные по всей массовой шкале, позволяли произвести настройку прибора на получение оптимального массового разрешения во

всем диапазоне регистрации.

После настройки прибора на получение максимального разрешения и фиксации режима измерения проводилось усреднение 10 одиночных спектров. Далее по усредненному временному положению пиков определялась характеристика зависимости массы от времени регистрации пика (рисунок 3). Точность определения массы при этом составляла $\pm 0,3$ а.е.м. Это представляется вполне достаточным для поставленной задачи.

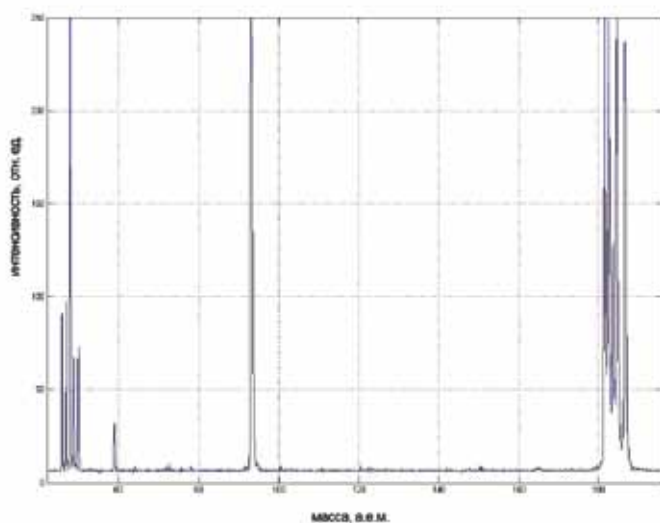


рисунок 3 Фрагмент одиночного спектра эталонного сплава вольфрама после калибровки массовой шкалы

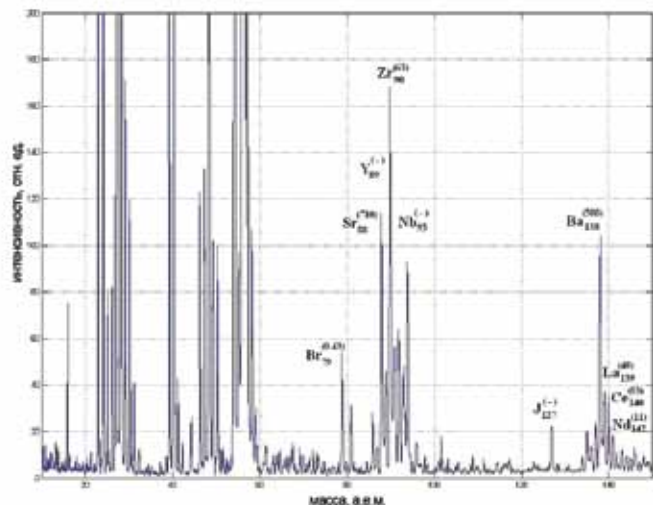


рисунок 4 Массовый спектр эталонного образца имитатора лунного грунта JSC-1

После проведения лабораторной калибровки массовой шкалы для проверки работоспособности прибора на реальных образцах грунта, а также для определения чувствительности лётного инструмента был произведен анализ стандарта имитатора лунного грунта JSC-1 [McKay, 1994]. На рис.4 показан один из полученных спектров данной пробы. В скобках над наименованием изотопа элемента указана его концентрация в ppm. Как видно из спектра, прибор позволяет уверенно регистрировать элементы с концентрацией в десятки ppm, а вследствие неомогенности пробы - элементы и с более низкой концентрацией.

5 перспективы и заключение

С самого начала выбор методики лазерного ВП масс-спектрометра для исследования элементного и изотопного состава различных веществ, находящихся в твёрдой фазе на планетах и малых телах Солнечной системы, был обусловлен универсальностью подобных инструментов. Дальнейшие многолетние исследования аналитических характеристик подобных приборов показали, что эти свойства не оказались иллюзорными.

За истекшие годы удалось разработать современную модель наземной версии инструмента ЛАЗМА, с автоматизированными программами управления инструментом, проведения измерений и обработки полученной информации. Это позволило на базе лабораторного прибора в рамках исследовательской программы «Перспектива», финансируемой Институтом космических исследований, разработать лабораторный макет бортового комплекса, способного обогатить пробу не менее чем в 10^3 раз, и далее по измерению соотношений изотопов свинца определить возраст геологических пород на планетах и малых телах Солнечной системы с борта посадочного модуля. Точность определения возраста бортовым комплексом, естественно, значительно ниже по сравнению с его лабораторными аналогами, но она вполне достаточна для решения основных геохимических задач для многих космических объектов.

На базе прибора ЛАЗМА в настоящее время также ведется разработка методики для посадочного модуля на поверхность спутника Юпитера Европы [Манагадзе, 2009]. Планируемый комплекс будет способен по соотношению основных элементов, при наличии органических соединений биологического происхождения или биомассы, выделенной из ледовой пробы спутника Юпитера, с высокой вероятностью определить наличие жизни на ней, если обнаруженная форма жизни окажется подобной земной.

Важно, что миниатюризация прибора ЛАЗМА, осуществленная для проекта ФОБОС-ГРУНТ, была успешно проведена без потери основных аналитических характеристик прибора. Это открыло по-настоящему широкие возможности использования этого инструмента для проведения разнообразных измерений массового и изотопного состава реголита космических объектов. Об этом свидетельствуют поданные заявки на использования прибора в программе исследований Луны в рамках национальной программы и заинтересованность НАСА по созданию, на базе новой, миниатюрной версии прибора ЛАЗМА, инструмента с автономной вакуумной откачкой для будущих исследований Марса. Обсуждается вопрос о разработке дистанционного прибора для исследований астероидов с борта пролётного аппарата и посадочного модуля.

Потенциальные возможности использования наземного варианта прибора ЛАЗМА для широкого класса исследовательских и технологических задач, в том числе для металлургии, геологии, медицины, безграничны. Об этом много было написано ранее, поэтому в данной работе можно ограничиться материалом, изложенным выше.

литература

Манагадзе Г.Г., Сагдеев Р.З., Шутяев И.Ю. (1987) Дистанционный лазерный масс-рефлектор. Авторское свидетельство №1218852 (1987). Опубликовано в

4.7 ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСРЕДНЁННОГО ПО ПОВЕРХНОСТИ СОСТАВА РЕГОЛИТА ФОБОСА ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ПОТОКА ВТОРИЧНЫХ ИОНОВ В ЭКСПЕРИМЕНТЕ МАНАГА-Ф

БИ, № 17, С. 273.

Манагадзе Г.Г., Сагдеев Р.З. (1987) Космический масс-спектрометрический зонд. Авторское свидетельство № 1190849 (1987). Опубликовано в БИ, № 5, С. 279.

Манагадзе Г. Г. (1992) Времяпролетный масс-спектрометр // Патент 1732396 (РФ). Приоритет изобретения 1988 г. Оpubл. в БИ, 1992, № 17.

Манагадзе Г. Г., Манагадзе Н. Г. (1997а) Времяпролетный масс-спектрометр // Патент 2096861 (РФ). Приоритет изобретения 1994 г. Оpubл. в БИ, 1997, № 32.

Манагадзе Г. Г., Манагадзе Н. Г. (1997b) Количественный безэталонный экспресс-анализ некоторых сплавов на лазерном времяпролетном масс-спектрометре: Препринт. Пр-1962. М.: ИКИ РАН, 1997. 22 с.

Манагадзе Г. Г., Манагадзе Н. Г. (1999) Количественный безэталонный экспресс-анализ некоторых сплавов на лазерном времяпролетном масс-спектрометре // ЖТФ. 1999. Т. 69. Вып. 10. С. 138-142.

Манагадзе Г.Г., Чумиков А.Е., Манагадзе Н.Г., Бондаренко А.Л., Саралидзе Г.З. (2007) Масс-спектрометрические исследования природы аномально-высокого поглощения света поверхностью Фобоса с борта космической станции // Тезисы докладов третьего съезда ВМСО. II Всероссийская конференция с международным участием «Масс-спектрометрия и ее прикладные проблемы». 3-7 сентября 2007 года, Москва.

Манагадзе Г.Г. (2009) Плазма метеоритного удара и добиологическая эволюция. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 352 с.

Сагдеев Р. З., Балебанов В.М., Захаров А. В. (1988) Проект «ФОБОС»: планетные исследования // В сб.: Тр. межд. конф. по проекту ФОБОС АН СССР, Москва. 1988. М.: ИКИ АН СССР, 1988. С. 7-47.

Сагдеев Р. З., Захаров А. В. (1989) Brief history of the Phobos mission // Nature. 1989. V.341. N. 6243. P.581-618.

Черепин В.Т. (1992) Ионный микрозондовый анализ. Киев: Наукова думка, 1992. С. 344.

McKay David S. (1994) JSC-1: A NEW LUNAR SOIL SIMULANT, Engineering, Construction, and Operations in Space IV // American Society of Civil Engineers. 1994. P. 857-866.

Managadze G.G., Shutyaev I.Yu. (1993) Exotic Instruments and Applications of Laser ionization Mass Spectrometry in Space Research // In: Akos Vertes, Renaat Gijbels, Fred Adams. Laser Ionisation Mass Analysis. 1993. V.124. Chap.5. P.505-545.

**Г.Г. Манагадзе, Р. З. Сагдеев, А.Е. Чумиков,
Д.А. Моисеенко, Н.Г. Манагадзе, А. Л. Бондаренко
Институт космических исследований РАН, Москва
P. Wurz, M. Tulej, M. Яковлева
Бернский университет, Швейцария**

В работе представлено описание бортового времяпролетного масс-рефлектрона МАНАГА-Ф, предназначенного для измерения элементного и изотопного состава потоков вторичных ионов, генерируемых под воздействием солнечного ветра. Показано, что с помощью этого инструмента на стадии полёта к Фобосу можно определить усреднённый по значительной площади состав поверхностного слоя реголита. После посадки космического аппарата на поверхность Фобоса измерения будут нацелены на исследование локальных характеристик реголита и нового механизма синтеза воды в ионно-столкновительных процессах. Прибор позволяет обнаружить и определить массу вторичных молекулярных ионов, в том числе органических, возникающих под воздействием на реголит ионной бомбардировки различного происхождения.

Рассмотрены основные научные задачи, решение которых предполагается с помощью данного инструмента. Представлены принцип работы прибора, его аналитические и технические характеристики, особенности конструкции. Даны сведения о диапазоне его использования для решения ряда актуальных задач современной науки.

Показано, что инструмент МАНАГА-Ф представляет собой первую реализацию оригинального бортового прибора нового поколения, который был изобретен, разработан и изготовлен в ИКИ РАН.

введение

Впервые идея о возможности определения усреднённого по поверхности химического состава безатмосферных космических тел по регистрации потока вторичных ионов, генерируемых под воздействием ионов солнечного ветра, была предложена в работе [Managadze, Sagdeev, 1988]. Было показано, что водородные ионы солнечного ветра, несмотря на их относительно малую энергию, равную ~ 1 кэВ, способны с высокой эффективностью выбивать вторичные ионы с подстилающей поверхности. Было также показано, что величина потока солнечного ветра в области астероидного кольца достаточна для проведения надежных масс-спектрометрических измерений с использованием современных бортовых инструментов. Там же рассматривалась возможность использования этих измерений для определения усреднённого химического состава реголита спутника Марса в проекте ФОБОС [Манагадзе, Сагдеев, 1987]. Для подобных задач в ИКИ РАН началась разработка высокочувствительного времяпролетного (ВП) масс-спектрометра для ионных потоков, которая привела к созданию прототипа бортового прибора МАНАГА [Манагадзе, 1992, 2009].

В процессе этой работы был опробован ряд различных конструкций инструмента. Сегодня выбранная оптимальная конструкция бортового масс-анализатора обеспечивает чувствительность ~ 10⁻⁵ 1/см³ и массовое разрешение ~200 а.е.м., при эффективной поверхности сбора ионов, равной ~ 10 ... 20 см². В настоящее время этот инструмент включен в состав научной аппаратуры проекта ФОБОС-ГРУНТ для определения элементного и изотопного состава вторичных ионов, а также массы молекулярных ионов. Детальное описание прибора приводится ниже.

Основная идея проведения измерений такого типа в космосе появилась благодаря лабораторному эксперименту, в котором исследовались величины коэффициентов вторично-ионной эмиссии (ВИЭ) в зависимости от массы первичных ионов, состоящих из Н⁺ и Аг⁺ [Cherepin et al., 1984]. Эти результаты оказались несколько неожиданными. Так, для широкого класса элементов, содержащихся в мишени (от Ti до Au), Н⁺ в среднем оказался более эффективным для выбивания вторичных ионов по сравнению с Аг⁺. Водород оказался также более выгодным и потому, что величина вторично-ионной эмиссии слабо зависела от начальной энергий первичных ионов. Так, величина коэффициента ВИЭ для Н⁺, как и для He⁺, в диапазоне энергий от 500 эВ до 10 кэВ, оказалась равной ~ 10⁻² ... 10⁻³.

Энергетический спектр вторичных ионов, генерируемый потоком H^+ , изменяется от 0 до 100 эВ с максимумом в распределении при энергии 10...25 эВ. С учетом потенциала освещенной поверхности Фобоса, не превышающей 6 В, энергия вторичных ионов должна была сдвигаться в сторону увеличения на 6 эВ. Этими величинами в значительной степени должно было определяться энергетическое окно бортового инструмента для регистрации вторичных ионов.

Важно, что для малых тел Солнечной системы, например для Фобоса и Деймоса, а также некоторых безатмосферных спутников планет ионы солнечного ветра из-за отсутствия магнитного поля могли достигать поверхности небесных тел с характеристиками, совпадающими с параметрами солнечного ветра в межпланетном пространстве.

Солнечный ветер в районе орбиты Марса имеет концентрацию не ниже 2 см^{-3} и скорость $5 \cdot 10^7 \text{ см} \cdot \text{с}^{-1}$. Слабое магнитное поле планеты обеспечивает транспортировку ионов солнечного ветра к обоим спутникам Марса. Следовательно, поток ионов солнечного ветра для Фобоса может составлять величину $\sim 10^8 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. При коэффициенте ВИЭ, равном $5 \cdot 10^{-3}$, поток вторичных ионов составит величину, равную $5 \cdot 10^5 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. Такой поток (с хорошим запасом) может быть обнаружен предлагаемым бортовым масс-спектрометром, как в процессе полёта к Фобосу, так и после посадки на его поверхность.

Оцененная величина потока ($\sim 5 \cdot 10^5 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$) может обеспечить получение массового спектра при помощи бортового масс-анализатора за сравнительно короткую экспозицию. В частности, предложенный ниже инструмент благодаря высоким аналитическим характеристикам обеспечит за 1 с регистрацию $\sim 4 \cdot 10^4$ вторичных ионов. Такого количества зарегистрированных ионов, без учета шума, достаточно для построения спектра, содержащего ~ 10 массовых пиков, при количестве отсчетов $\sim 4 \cdot 10^3$ в каждом из них.

Приведенная оценка потока вторичных ионов с поверхностного слоя реголита Фобоса является приближенной. Однако высокая чувствительность прибора, в сочетании с большим динамическим диапазоном, который можно будет переоснастить во время проведения эксперимента, позволит скомпенсировать неточности представленных оценок и выбрать оптимальные чувствительность и динамический диапазон.

Предлагаемым прибором можно решить ряд интересных и актуальных задач, связанных с активными экспериментами в космосе. Вторичные ионы, как показывает лабораторное моделирование, появляются во время метеоритной и ионной бомбардировки вещества, находящегося в твердой фазе. Согласно этим результатам есть все основания утверждать, что в этих процессах в условиях космического пространства может происходить синтез органических соединений, а также молекул воды. Эти процессы реализуются в плазменном факеле сверхскоростного метеоритного удара [Манагадзе, 2009; Манагадзе и др., 2010] и под воздействием ионной бомбардировки [Старухина, Шкуратов, 1994; 1995]. Механизмы синтеза в метеоритных ударах связаны с плазменными процессами, а при ионном воздействии их можно связать с синтезом вещества в «горячем пятне» ионного удара. Физические механизмы процессов синтеза различны, но результат один - синтез. Поэтому во время интерпретации данных, полученных в различных космических экспериментах при искусственном или природном (активном) воздействии на окружающую среду, их учёт поможет сделать правильный вывод о результатах измерений. Вот почему эти задачи в настоящее время актуальны и наиболее востребованы для понимания явлений, наблюдаемых на поверхности не только Фобоса, но и Луны.

1 факторы воздействия

1.1 микрометеоритная бомбардировка

Микрометеоритная бомбардировка является основным фактором, приводящим к перемешиванию верхнего слоя реголита безатмосферных тел [Sagdeev et al., 1988]. Частицы диаметром менее 1 мкм могут ускоряться под лучевым давлением Солнца до скоростей $\sim 50 \text{ км/с}$ [Ivanov et al., 1974] и при столкновении с поверхностью (одновременно с образованием кратеров и с перемешиванием вещества) генерировать плазменные факелы, с выбросом синтезированных в факеле потоков молекулярных ионов [Манагадзе, 2009].

Если среднюю массу одного микрометеорита считать равной $\sim 10^{-12} \text{ г}$, то при сверхскоростном ударе, согласно работе [Managadze, 2001, 2002], из объема, превышающего объем микрочастицы \sim в 10 раз, будет образовано $\sim 3 \cdot 10^{11}$ ионов со средней массой 30 а.е.м.. При этом общая масса плазменного выброса составит $\sim 10^{-11} \text{ г}$. Поэтому плазменный выброс в основном будет состоять из ионов реголита, и только на 10...20% этот выброс будет состоять из вещества микрометеорита.

За среднюю величину потока микрометеоритов, согласно работе [Sagdeev et al., 1984], можно взять величину, равную $\sim 10^{-4} \text{ м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$, и допустить, что скорость микрометеоритов выше 20 км/с. В этом случае при каждом ударе будет происходить выброс $F \sim 3 \cdot 10^{11} \times 10^{-4} \sim 3 \cdot 10^7$ ионов $\text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ или $3 \cdot 10^3$ ионов $\text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$.

Этот поток будет слабее в 10^2 раз, по сравнению с потоком вторичных ионов, образованных под воздействием ионов солнечного ветра на поверхность Фобоса. Однако наличие в этом потоке большого процента многоатомных молекулярных ионов, синтезированных в факельной плазме, позволит отделить этот поток от атомарных ионов [Манагадзе, 2003; Managadze et al., 2004].

Результаты лабораторного моделирования ударных процессов свидетельствуют также о возможности синтеза молекулярных ионов воды и гидроксила при сверхскоростном ударе метеорита, если ударник или мишень по химическому составу близки к стеклу. Важно, что проба из стекла практически исключает наличие связанной воды в мишени при лабораторном моделировании этого процесса с помощью лазерного воздействия. В этом случае наблюдаемые пики на массах 17 и 18 а.е.м. примерно в 300 и в 30 раз соответственно превосходят пики изотопов кислорода. Единственное разумное объяснение экспериментально наблюдаемого эффекта - возможность синтеза воды, так как и водород и кислород в массовом спектре присутствуют в высоком изобилии. Из соотношения массовых пиков хорошо видно, что эффективность синтеза воды в 10 раз ниже по сравнению с гидроокислом. Наблюдаемый эффект требует более глубокого исследования, при расширении номенклатуры исходных веществ, и работы в этом направлении ведутся.

Процесс молекулярного синтеза органических соединений во время сверхскоростного удара метеоритов представляет самостоятельный интерес. Возможность подобного процесса впервые была показана в работах [Managadze, 2001, 2002]. Согласно результатам лазерного моделирования процесса синтеза и данным прямых пылеударных экспериментов [Managadze et al., 2003], в образованной ударной плазме будут возникать молекулярные ионы, а при наличии в составе микрометеоритов углерода, также и органические соединения. Выход органических молекул, синтезированных в ударных процессах, по результатам работы [Манагадзе, 2003], составляет величину от 0,1 до 10% и в условиях космоса может быть обнаружен с помощью бортового масс-спектрометра. Особая ценность ожидаемых результатов связана с тем, что они позволят впервые в природных условиях наблюдать синтез органических соединений в процессах сверхскоростного удара. Эти результаты смогут сыграть определяющую роль в понимании процессов зарождения первичных форм живой материи на Земле под воздействием природных факторов, сопровождающих сверхскоростной удар метеоритов, а так-

же возникновения органических соединений в межзвездных газопылевых облаках в процессах удара.

В заключение необходимо заметить, что рассмотренные величины микрометеоритного потока могут быть недооценены на 2...3 порядка величины. Это связано с трудностями в корректном определении его величины для любой области космического пространства, в том числе и для Солнечной системы. Если величина потока микрометеоритов окажется больше ожидаемой, то это может привести к существенному увеличению надёжности и достоверности полученных результатов.

1.2 исследования вторично-ионного механизма синтеза воды

В настоящее время поиски высокоэффективного механизма синтеза воды в природе является одной из актуальных задач современной науки. Для исследования этой проблемы в конце 2009 г. совместными усилиями ученых лаборатории активной диагностики ИКИ РАН, руководимой Г.Г.Манагадзе, и лаборатории масс-спектрометрии Института металлофизики УНАН, руководимой В.Т.Черепиным, были проведены соответствующие научные изыскания. В частности, в лабораторных экспериментах, воспроизводящих воздействия ионов солнечного ветра на поверхность Луны, с высокой достоверностью была подтверждена возможность синтеза воды при воздействии ионов дейтерия на окислы металлов и некоторые минералы [Managadze et al., 2011]. Получение в условиях космической среды результатов, подтверждающих данные лабораторных опытов, следует рассматривать в качестве важнейшей информации, имеющей самое прямое отношение как к объяснению высокого обилия воды во Вселенной, так и к пониманию причины, определяющей роль воды в процессе зарождения жизни.

Эта актуальная и престижная задача может быть успешно решена в рамках рассматриваемого в данной работе эксперимента с использованием предлагаемого бортового масс-спектрометра.

Таким образом, выше кратко рассмотрены наиболее важные задачи, связанные с вторично-ионными и ударно-плазменными эффектами, происходящими на поверхностях малых тел Солнечной системы, лишенных атмосферы. Их сопоставление позволяет сделать заключение, что измерение массового и изотопного состава генерируемых в этих процессах атомарных ионов могут обеспечить определение усредненного состава реголита. А обнаружение в массовых спектрах молекулярных ионов может быть объяснено их возникновением в процессе синтеза, вследствие метеоритной и ионной бомбардировки. Важно и то, что начальная энергия как атомарных, так и молекулярных ионов в основном будет сосредоточена в энергетическом окне от 5 до 100 эВ, что будет совпадать с энергетическим окном бортового масс-анализатора.

2 научные задачи эксперимента

Научная задача эксперимента заключается в определении усредненного по поверхности Фобоса массового и изотопного состава реголита по измерениям вторичных ионов тепловой плазмы в экзосфере в диапазоне энергий частиц от 5 до 100 эВ. Вторичные ионы должны выбиваться из поверхностного слоя реголита толщиной ~10 Å вследствие вторично-ионной эмиссии под воздействием потока первичных ионов водорода солнечного ветра. Поток первичных ионов будет беспрепятственно достигать поверхность Фобоса и создавать постоянный поток вторичных ионов со средней энергией ~20 эВ. Освещенная Солнцем поверхность Фобоса под воздействием солнечной УФ-радиации и фотоэффекта будет заряжаться до величины 5...6 В. В этом случае средняя энергия вторичных ионов увеличится до 25 эВ.

Источником потока молекулярных ионов с поверхности Фобоса может служить и плазма, образованная при ударе о реголит ускоренных лучевым давлением Солнца микрометеоритов, движущихся со скоростью 20...50 км/с. В этом случае

энергия микрочастиц будет достаточна для синтеза в плазменном факеле молекулярных ионов, в том числе и органических (с энергией от 10 до 50 эВ) при глубине проникновения микрометеоритов до 1 мкм. Ионы в этом же диапазоне энергии могут генерироваться также при сверхскоростном ударе более крупных тел и глубина проникновения в этом случае может быть соизмерима с диаметром ударника. В наведённой ионосфере Фобоса, наряду с прогнозируемыми элементами, образующими органические соединения, можно обнаружить и другие представляющие реголит атомарные или молекулярные ионы, включающие Si, S, Fe, C, Mg, Al, и, возможно, их окислы.

Ионная бомбардировка, в свою очередь, согласно изложенному выше, может обеспечивать синтез воды [Managadze et al., 2011], а по результатам работы [Starukhina, Shkuratov, 1995] - и синтез несложных полициклических ароматических углеводородов (ПАУ). Поэтому основные научные задачи эксперимента, представленные в таблице 1, нацелены на исследования эффектов, наблюдаемых в лабораторных экспериментах, однако на этот раз в условиях космической «лаборатории».

таблица 1 Научные задачи, решаемые с помощью прибора МАНАГА-Ф в проекте ФОБОС-ГРУНТ

№	научная задача	способ решения
1	<u>на подлете к Фобосу</u> Определение типа, класса, группы и подгруппы вещества реголита Фобоса, в рамках общей классификации метеоритов по измерениям элементного и изотопного состава реголита Фобоса, усредненного по поверхности	прямые масс-спектрометрические измерения массового и изотопного состава вторичных ионов, генерируемых под воздействием ионов солнечного ветра на стадии подлета и в ближней зоне до посадки
2	исследования малых компонент микроионосферы Фобоса, поиски молекулярных ионов и ионов органических соединений, синтезированных под воздействием метеоритного удара	обнаружение и измерение молекулярных ионов органических соединений, в том числе и ПАУ, в режиме максимальной чувствительности в диапазоне масс от 50 до 1000 а.е.м.
3	изучение причин аномально низкого альbedo Фобоса по исследованию механизмов взаимодействия солнечного ветра с поверхностью	измерения массового состава ионной компоненты, образованной в процессе взаимодействия солнечного ветра с поверхностью Фобоса в слое толщиной ~10 ⁻⁷ см, и сопоставление данных с результатами, полученными с помощью прибора ЛАЗМА, что позволяет сделать заключение о причине аномального поглощения
4	<u>после посадки</u> те же исследования, что и в пункте 1. Исследования возможных загрязнений поверхностного слоя реголита после посадки станции	прямые масс-спектрометрические измерения состава вторичных ионов в месте посадки, генерируемых под воздействием ионов солнечного ветра
5	исследования процесса бомбардировки поверхности плазменными ионами, ускоренными в электрическом поле Фобоса	масс-спектрометрические измерения вторичных ионов, генерируемых под ударным воздействием тепловых плазменных ионов, ускоренных в электрическом поле Фобоса от -1 до -2 кВ на ночной стороне

6	исследования наличия реликтовых органических соединений в подповерхностных слоях реголита	масс-спектрометрические измерения молекулярных ионов органических соединений, генерируемых под воздействием ионов солнечного ветра. Процесс генерации молекулярных ионов аналогичен методу ББА (бомбардировка быстрыми атомами). Для этих измерений необходимо «снять» поверхностный слой реголита (толщиной до 1...2 см), находящийся в поле зрения инструмента, с помощью манипулятора
7	подтверждение возможности синтеза воды во вторично-ионных процессах при взаимодействии ионов H ⁺ солнечного ветра с оксидами металлов или кислородом, входящим в состав минералов	обнаружение в прямых масс-спектрометрических измерениях на освещенной Солнцем поверхности Фобоса вторичных ионов, по массе отвечающих массе молекулярных ионов воды и гидрооксида (равных соответственно 18 и 17 а.е.м.), что может рассматриваться в качестве доказательства такого процесса синтеза воды

3 бортовой масс-спектрометр и критерий выбора инструмента

Из рассмотренных выше особенностей физических процессов, величин ионных потоков и сценария проведения измерений становится ясно, что бортовой прибор должен сочетать максимально высокую чувствительность и надежную защиту детектора от УФ-излучения Солнца и обеспечить массовое разрешение не ниже 100 а.е.м., а также высокое быстродействие.

Для выбора оптимального инструмента, наиболее полно отвечающего вышеизложенным требованиям, был проведен системный анализ, в котором проводились сравнения основных аналитических характеристик наиболее часто используемых в условиях космоса масс-аналитических инструментов [Managadze, Shutyaev, 1993].

Было показано, что времяпролетные инструменты наиболее полно отвечают изложенным выше требованиям. Это, в первую очередь, обусловлено тем, что только у инструментов этого типа при увеличении чувствительности вследствие увеличения области сбора частиц не падает массовое разрешение. Различные конструктивные решения для этих инструментов могут обеспечить надежную защиту от УФ-излучения Солнца. При этом приборы могут обладать массовым разрешением, достаточным для хорошего разделения основных массовых и изотопных пиков ожидаемого спектра. Время регистрации одного спектра для этих инструментов не превышает 50 мкс с параллельной регистрацией всех элементов периодической системы. Высокая (до 20 кГц) повторяемость регистрации спектров позволяет отслеживать быстрые временные изменения физического процесса.

Таким образом, для решения поставленных научных задач был отобран оптимальный инструмент, ВП масс-рефлектор МАНАГА-Ф, наиболее полно отвечающий критериям миссии. Важно, что создание инструмента было осуществлено в ИКИ РАН в полном объеме.

4 характеристики инструмента и конфигурация эксперимента

Прибор МАНАГА-Ф представляет собой ВП масс-анализатор ионов. Для увеличения чувствительности и уменьшения общих габаритов в анализаторе используется система отражающих ионных зеркал, позволяющая обеспечить надежную

защиту детектора от солнечного УФ-излучения. Система ионных зеркал устроена так, что ионы, перед тем как достигнут детектора, испытывают семикратное отражение. Специальное поглощающее покрытие из чёрного хрома, сеток и отражающих поверхностей за сетками позволяет ослабить УФ-излучение более чем в 10^{12} раз и обеспечит нормальную работу детектора в случае прямого попадания во входное окно прибора солнечного излучения.

Прибор, представленный на рисунок 1, состоит из следующих основных функциональных узлов:

- защитной крышки;
- анализатора (рисунок 2), включающего формирователь ионного потока (ФИП), систему ионных зеркал, рефлектор и детектор типа вторично-электронного умножителя (ВЭУ), состоящего из последовательно расположенных двух микроканальных пластин (МКП);
- модуля управления и питания.

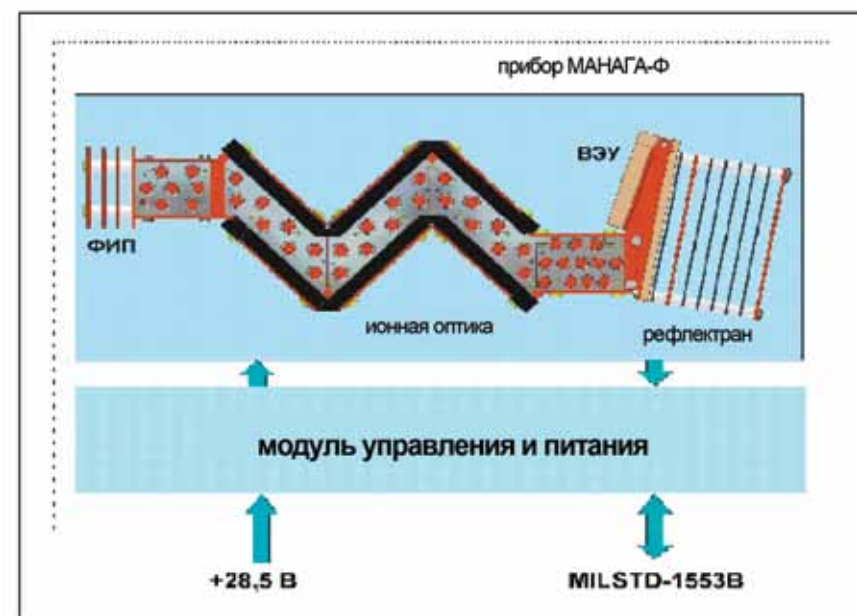


рисунок 1 Структурная схема прибора МАНАГА-Ф

Масс-спектрометр работает следующим образом. В формирователе ионного потока осуществляется накопление влетающих во входное окно ионов, после чего электрооптический затвор с частотой 10 кГц выталкивает накопленные ионы в область, в которой осуществляется доускорение ионов до энергии ~1 кэВ.

После ускорения ионный пакет попадает в область дрейфового пространства, где происходит разделение ионов по времени пролета в соответствии с формулой:

$$T=L(M/2E)^{1/2},$$

где T - время пролета ионов с энергией E и массой M расстояния L . Далее, разделенные во времени ионы регистрируются ВЭУ, работающем в счетном режиме. С выхода ВЭУ сигнал поступает на быстродействующий усилитель-формирователь импульсов, после чего импульсы фиксируются в гистограммирующем устройстве, работающем в режиме время - счет. Данное устройство позволяет распределить поступаю-

щие на него импульсы по 2048 индивидуальным временным ячейкам длительностью 20 нс каждая. В результате накопления этих импульсов получается спектральная гистограмма (рисунок 3), которая сохраняется во внутренней памяти прибора.

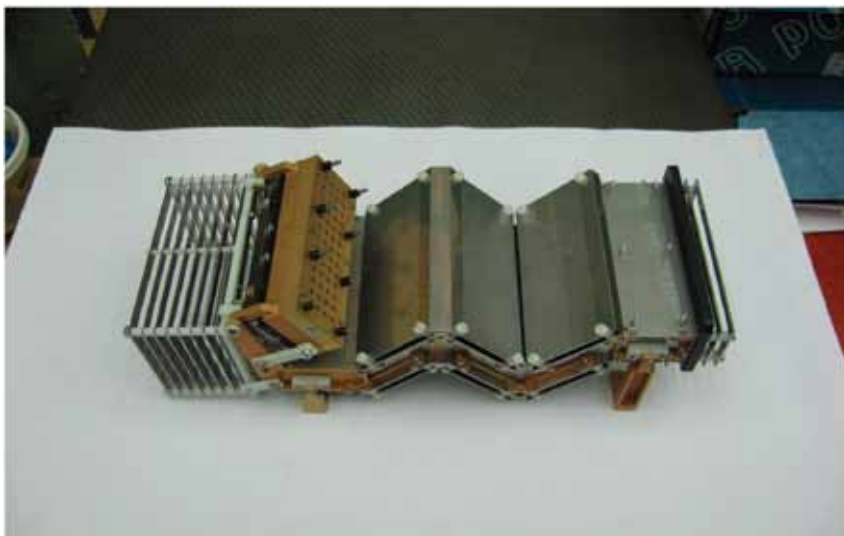


рисунок 2 Анализатор прибора МАНАГА-Ф

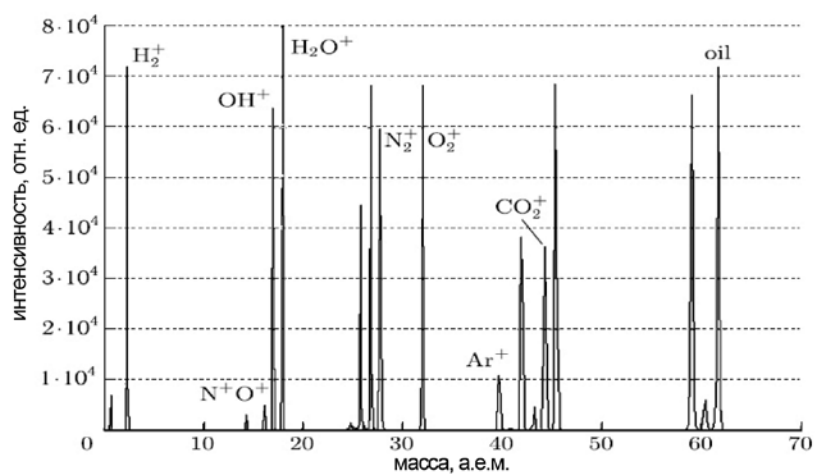


рисунок 3 Спектр остаточной атмосферы

Анализ полученной гистограммы позволяет определить массовый состав исследуемых ионов. Кроме того, по интегралам ионных пиков, после соответствующих калибровок, можно определить относительное количество частиц с данной атомной массой в составе ионной компоненты.

Помимо рассмотренных выше узлов, прибор МАНАГА-Ф включает высоковольтные источники питания детектора и ионной оптики, а также источники системно-

го низковольтного питания.

Прибор МАНАГА-Ф имеет следующие аналитические характеристики, представленные в таблице 2.

таблица 2 Аналитические характеристики прибора МАНАГА-Ф

массовый диапазон	1...1000 а.е.м.
массовое разрешение на уровне 50%, не хуже	≥ 100
абсолютный предел обнаружения за 1 с	10^{-5} см^{-3}
относительная чувствительность	0,1...1 ppm
динамический диапазон	10^6
количество полученных спектров за 1 с	10^4
область входного окна	15,43 см^2
количество временных ячеек (номинально)	2048
регулируемый диапазон временных ячеек (кол-во)	128...65 536
длительность временной ячейки	20 нс
длительность одиночного спектра	~40 мкс

Электрические и информационные характеристики прибора МАНАГА-Ф приведены в таблице 3.

таблица 3 Электрические и информационные характеристики прибора МАНАГА-Ф

количество фидеров питания (+28,5В)	1
последовательный интерфейс MILSTD-1553В	1
количество функциональных команд	0
средняя мощность потребления по фидеру питания	5 Вт
количество управляющих кодовых слов (УКС)	10
объем внутренней памяти прибора	0,5 Мбайт
объем выводимого цифрового массива	0,5 Мбайт
средняя информативность	0,25 Мбайт/ч

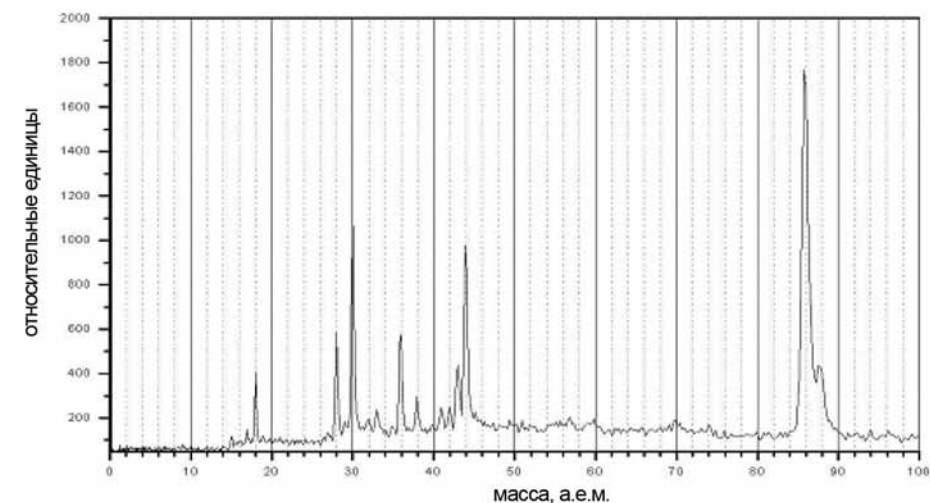


рисунок 4 Массовый спектр аминокислоты лейцина в газовой фазе после фрагментации вещества пучком электронов, предназначенным для ионизации газа

5 проведение калибровок и эталонных измерений

Прибор МАНАГА-Ф разработан для регистрации ионной компоненты и, следовательно, не имеет собственного источника ионов. Для генерации ионного потока, необходимого для настройки и калибровки массовой шкалы, был создан источник ионов с электронным ударом. Установленный на входном окне прибора источник позволял получать на входе масс-спектрометра ионный поток с энергией 5...10 эВ. После настройки прибора на оптимальное массовое разрешение были зарегистрированы спектры остаточной атмосферы (рисунок 3). На рисунке 4. представлен массовый спектр аминокислоты лейцина в газообразной фазе после его фрагментации под воздействием электронов ионизатора. Регистрация спектров осуществлялась при рабочем давлении в вакуумной камере 10^{-5} ... 10^{-6} торр.

По эталонным массовым пикам в спектрах была осуществлена калибровка массовой шкалы и определена зависимость массы элемента от времени его прилета.

заключение

Времяпролетный масс-анализатор МАНАГА-Ф в отличие от прибора ЛАЗМА предназначается для определения химического состава потока ионов в космических условиях при наличии высокого вакуума окружающей среды. Поэтому он является инструментом для более ограниченного применения.

Функциональные возможности бортового прибора МАНАГА-Ф могут быть расширены, если входное окно этого прибора дополнительно оснастить источником ионов, подобным тому, который был использован при калибровке прибора. Такая доработка может обеспечить анализ химического состава как ионного потока, так и нейтрального газа при простом переключении режима измерения.

Высокая чувствительность прибора, обеспечиваемая наличием надежной защиты от фоновой засветки, сделала этот инструмент востребованным для исследования эффектов, связанных с воздействием солнечной радиации на поверхности разнообразных космических объектов.

В настоящее время идет изготовление бортового прибора МАНАГА-И для определения химического состава ионных потоков вокруг Международной космической станции (МКС). В последующих исследованиях на МКС, после модификации инструмента, планируется измерение химического состава остаточного газотеления станции по регистрации массового состава нейтрального газа.

Рассматривается возможность включения прибора МАНАГА в состав бортовой аппаратуры на космическую станцию, разрабатываемую ЕКА для исследования ледовых спутников Юпитера, в рамках миссии ЛАПЛАС.

Прибор МАНАГА востребован также для использования в составе научной аппаратуры лунного спутника и посадочного модуля на спутник Юпитера - Европу.

В процессе подготовки проекта, для осуществления прямой регистрации молекулярных ионов воды, по инициативе Р. Сагдеева было предложено включить прибор МАНАГА в состав научной аппаратуры миссии LCROSS по исследованию Луны. Это могло позволить, в прямых измерениях в условиях космоса, впервые подтвердить возможность синтеза воды во вторично-ионных процессах. Однако руководители проекта отказались от этого предложения. Приятно осознавать, что в проекте ФОБОС-ГРУНТ подобные измерения будут выполнены.

литература

Иванов А.В., Флоренский К.П., Стахеев Ю.И. (1974) Метеоритное вещество в поверхностных слоях Луны // *Meteoritika*. 1974. № 33.С.73-78.

Манагадзе Г.Г., Шутяев И.Ю., Бондаренко А.Л. (1984) Лазерный масс-анализатор со свободным разлетом ионов // В кн.: Получение и анализ высокочистых веществ / Изд. Горьковского университета, 1984.С.50.

Манагадзе Г.Г., Сагдеев Р.З., Симеонов Л.И. (1988) Дистанционное определение химического состава малых тел Солнечной системы по регистрации эф-

фектов взаимодействия солнечного ветра с их поверхностью // Фобос, Научно-методические аспекты исследований, Труды международной конференции, Москва, 24-28 ноября 1986, Институт космических исследований Академии наук СССР. 1988.С.162.

Манагадзе Г. Г. (1992) Времяпролётный масс-спектрометр. Авт. свидетельство СССР, № 1651327. от 22.01.91. Патент РФ №1651327 от 21.01.92.

Манагадзе Г.Г. (2009) Плазма метеоритного удара и добиологическая эволюция. М. ФИЗМАТЛИТ, 2009. 352 с.

Старухина Л.В., Шкуратов Ю.Г. (1994) Твердофазные реакции, индуцированные звездным ветром, как механизм органического синтеза в космическом пространстве // *Астрон.журн.* 1994.Т. 71. № 3. С. 388-394.

Cherepin V.T., Kosyachov A.A., Makeeva I.N. (1984) Hydrogen Ion Bombardement // In: *Secondary Ion Mass Spectrometry*, Berlin: Springer / Ed. Benninghouen, 1984.Р.57-59.

Grard R., Novara M., Scoon G. (2000) BepiColombo – A Multidisciplinary Mission to a Hot Planet // *ESA bulletin*. August 2000. №103.

Managadze G.G., Sagdeev R.Z. (1988) Chemical Composition of Small Bodies of the Solar System Determined from the Effects of Solar Wind Interaction with Their Surfaces // *Icarus*. 1988.V.73. P.294-302.

Managadze G.G., Shutyaev I.Yu. (1993) Exotic Instruments and Applications of Laser Ionization Mass Spectrometry in Space Research // In.: *Laser Ionization Mass Analysis* / Ed. A. Vertes, R. Gijbels, and F. Adams, Chemical Analysis Series, V.124. Wiley, New York, 1993. P.505-547.

Managadze G.G. (2001) Organic compound synthesis in experiments modeling high-speed meteor impact // *Proc. of 26th General Assembly of the European Geophysical Society*. Geophys. Res. Abstr. 2001. V.3. P. 7595.

Managadze G.G. (2002) Molecular synthesis in recombining impact plasma // *Proc. of 27th General Assembly of the European Geophysical Society*, Nice, Abstract EGS02-A-06871. 2002. P. 334.

Managadze G.G., Cherepin V.T., Shkuratov Y.G., Kolesnik V.N. Chumikov A.E. (2011) Simulating OH/H₂O formation by solar wind at the lunar surface // *Icarus*.2011.V.215. P.449-451.

Sagdeev R.Z., Managadze G.G., Shutyaev I.Yu et al. (1984) Methods of Remote Surface Chemical Analysis for Asteroid Missions, CRIP H-1525, Budapest 114, POB 49, Hungary, KFKI-1984-82. Also presented at COSPAR Session, Graz, Austris.

Sagdeev R.Z., Managadze G.G., Tur A.V., Yanovskii V.V.(1988) Physical Processes on the Phobos Surface Caused by Solar Radiation //In: *Proc. Of the International Conference, Phobos, Scientific and Technological Aspects*, Moscow, 24-28 November 1986, Space Research Institute, Acad. of Sciences of the USSR, 1988. P.129.

Starukhina L.V., Shkuratov Yu.G. (1995) A model for ion bombardment-induced organic synthesis on carbon-bearing surfaces in cosmic space // *Icarus*. 1995.V.113. P.442-449.

**Г.Г. Манагадзе, Р. З. Сагдеев, А. Е. Чумиков,
Д. А. Моисеенко, Г.З.Саралидзе**
Институт космических исследований РАН, Москва
В. Т. Черепин
Институт металлофизики УНАН, Украина

4.3 ФУРЬЕ-СПЕКТРОМЕТР АОСТ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА И ФОБОСА

Фурье-спектрометр АОСТ проекта ФОБОС-ГРУНТ предназначен для исследования Марса и Фобоса путём измерения инфракрасных спектров излучения атмосферы и поверхности Марса, поверхности Фобоса, а также спектра солнечного излучения, прошедшего через атмосферу Марса на его лимбе. Основные научные задачи прибора на Марсе – измерение содержания метана, поиск малых составляющих, исследование суточного цикла температуры и аэрозоля в атмосфере. Прибор также будет исследовать поверхность Марса и Фобоса, дистанционно и после посадки. Спектральный диапазон прибора – 2,5...25 мкм, наилучшее спектральное разрешение (без аподизации) – 0,6 см⁻¹, мгновенное поле зрения – 2,5°. Время записи одного спектра равно 5 с при наблюдениях Солнца и 50 с при наблюдениях Марса и Фобоса. Прибор имеет собственные системы термостабилизации и двухосевого наведения, а также встроенный источник излучения для калибровки в полете. Масса прибора – 4 кг, энергопотребление – до 13 Вт. Представлены научные задачи, режимы измерения и техническая реализация эксперимента.

введение

Инфракрасные (ИК) фурье-спектрометры многократно использовались для исследования Марса на борту орбитальных космических аппаратов (КА) [Hanel et al., 1972; Christensen et al., 1998; Formisano et al., 2005], а также и на его поверхности [Christensen et al., 2004]. Инфракрасные спектры в широком диапазоне содержат информацию как о поверхности, так и об атмосфере Марса. Интерферометр IRIS-M на борту КА Mariner-9 в 1971-72 гг. позволил впервые исследовать термическую структуру атмосферы во время затухания пылевой бури [Conrath et al., 1973; Conrath, 1975]. Прибор TES на КА Mars Global Surveyor [Christensen et al., 1998] проработал с 1997 по 2004 г. Его задачи были ориентированы на определение состава поверхности, полученные им результаты составляют также основу климатологии Марса по таким параметрам как сезонные циклы температуры атмосферы, пыли и водяного пара [Smith, 2004]. Прибор Mini-TES [Christensen et al., 2003a] на марсоходах Spirit и Opportunity использовался для дистанционного определения состава пород [Christensen et al., 2004] и свойств приповерхностного слоя атмосферы [Smith et al., 2006]. Фурье-спектрометр PFS на КА Mars-Express успешно работает на орбите у Марса с 2003 г. [Formisano et al., 2005].

Многочисленные преимущества фурье-спектрометрии перевешивают не менее многочисленные трудности создания летных фурье-спектрометров, и последние не раз применялись в исследовании не только Земли и Марса, но и других планет Солнечной системы [Эртель и др., 1985; Persky, 1995; Горбунов и Мошкин, 2000; Hanel et al., 2003].

Объектами исследования в эксперименте АОСТ [Григорьев и др., 2009] проекта ФОБОС-ГРУНТ [Зелёный и др., 2010] являются атмосфера Марса, поверхность Марса и поверхность Фобоса. Аббревиатура АОСТ условна и унаследована от планировавшегося на ранней стадии проекта спектрометра «оптического» диапазона. Прибор создан в ИКИ РАН с использованием опыта, накопленного при создании фурье-спектрометров для проектов MAPS-96 и MARS-EXPRESS. Международная кооперация эксперимента включает французскую лабораторию LATMOS и Университет г. Мюнстер (Германия), которые поставили ряд компонентов прибора, а также Институт физики межпланетного пространства (IFSI) в Италии, предоставивший возможности для калибровок. Основные параметры прибора АОСТ приведены в таблице. По сравнению с фурье-спектрометрами, применяемыми для исследования Земли [Persky, 1995; Bernath et al., 2005; Kuze et al., 2009], прибор АОСТ имеет сравнительно скромную оптическую апертуру (25 мм), при рекордно малой массе (4,1 кг). Отличительной чертой прибора является также возможность работать в режиме как наблюдений Солнца (затмения), так и исследования излучения атмосферы и поверхности Марса.

научные задачи и планируемые наблюдения

Основные этапы и возможности наблюдений экспедиции «Фобос-Грунт» обсуждаются в статье [Аким и др., 2010]. При оптимальной дате запуска 11 ноября 2011 г. выход на орбиту вокруг Марса должен состояться в начале сентября 2012 г. После этого в течение 20 дней КА будет находиться на переходных орбитах с периодом обращения 3 сут, высотой перицентра 780 км и апоцентра – 75 000 км. После подъема перицентра до 6500 км период обращения увеличится до 3,5 сут. Планируемое время пребывания на этой орбите 9 сут, затем КА будет переведен на круговую «орбиту наблюдения» (на 370 км выше орбиты Фобоса; период 8,3 ч) на срок более трех месяцев, до середины января 2013 г. Далее должен произойти переход на «квазисинхронную орбиту (КСО)», 50 ... 70 км от Фобоса. После месяца наблюдений запланирована посадка на Фобос. Период работы КА «Фобос-Грунт» в окрестности Марса приходится на сезон перигелия (лето в Южном полушарии, долгота Солнца $L_s=170 \dots 264^\circ$), когда не исключено развитие глобальной пылевой бури.

В эксперименте АОСТ планируется проводить наблюдения Марса с переходных орбит, с «орбиты наблюдения», с КСО и наблюдения Фобоса с КСО и на поверхности после посадки. Прибор может работать в трех основных режимах (см. таблицу): «Солнечные затмения», «Атмосфера» и «Поверхность». В этих режимах различаются спектральное разрешение и чувствительность прибора. Теоретические значения отношения сигнал/шум (С/Ш), рассчитанные для этих режимов наблюдения, приведены на рисунок 1 (см. текст подрисуночной подписи).

таблица 1 режимы работы и основные параметры прибора АОСТ

режим измерений	«солнечные затмения»	«атмосфера»	«поверхность»
рабочая область спектра, мкм	2,5 ... 20	6 ... 25	2,5 ... 25
угол поля зрения, град	2,5		
геометрический фактор, м ² ср	4,4·10 ⁻⁷		
размер наблюдаемой области	диск Солнца 0,35°	на Марсе (в надир) 290 км	на Фобосе (в надир) 2,2 км
максимальная оптическая разность хода от среднего положения, см	1,1	0,55	0,14
спектральное разрешение, см ⁻¹	0,9	2	7
длительность измерения, с	5	50	50
число усреднений интерферограммы	1	64	128
число точек в интерферограмме	16 384	8 192	2 048
порог обнаружения (NESR)*, Вт/(см ² ·ср·см ⁻¹)	(4 ... 1,4)·10 ⁻⁷	(1 ... 0,5)·10 ⁻⁸	(1,8 ... 1,2) 10 ⁻⁹
информативность, кбайт	18	9	2,2
масса, кг	4,1		
энергопотребление, Вт, не более:			
дежурный режим	3		
режим измерения	13		

Порог обнаружения рассчитывался по формуле: $NESR = (\tau m D^ L - 1 d \Omega t)^{-1}$, где τ – коэффициент пропускания оптического тракта; m – глубина модуляции, т.е. контрастность интерферометра; D^* – обнаружительная способность, см²Гц/Вт; L – максимальная оптическая разность хода, см; d – диаметр диафрагмы поля, см; Ω – телесный угол объектива с учётом его затенения, $\Omega=0,1$ ср; t – длительность измерения, с.

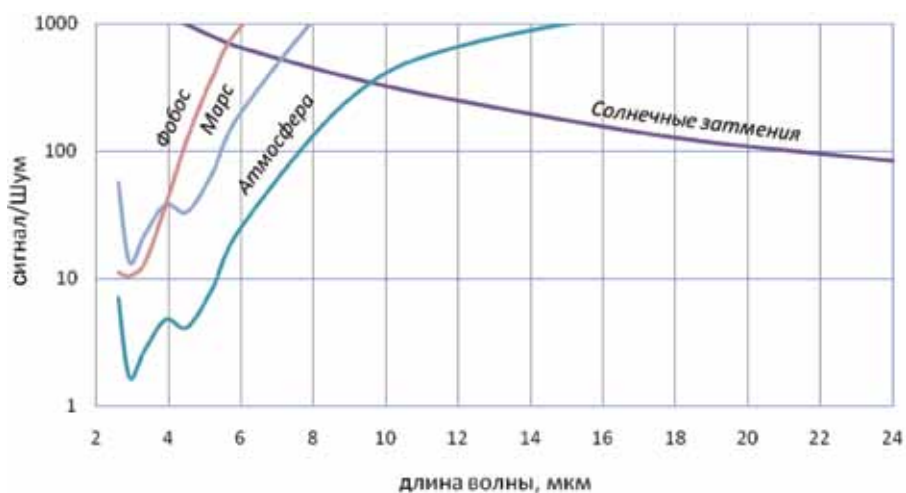


рисунок 1 Оценки значения отношения С/Ш, полученные для различных режимов наблюдений в зависимости от длины волны, с учетом излучения объекта и характеристик спектрометра в соответствии с таблицей. Фобос и Марс – наблюдения Фобоса и Марса, соответственно, в режиме «Поверхность»; Атмосфера – наблюдения Марса в режиме «Атмосфера». Альbedo Фобоса принято равным 0,05; альbedo Марса – по данным [Egard, Calvin, 1997] и [Ruff, Christensen, 2002], среднее между темными и светлыми областями поверхности. Для режима «Солнечные затмения» яркость источника оценивается излучением черного тела с температурой 5700 К. Атмосфера Марса не учитывалась. Принимается, что на участках спектра, для которых расчетное С/Ш превосходит 500, будет доминировать какая-либо другая помеха

В режиме «Солнечные затмения» наблюдается диск Солнца, просвечивающего атмосферу планеты. Основная научная задача, решаемая экспериментом в этом режиме, состоит в детектировании и измерении содержания метана в атмосфере Марса (ожидаемый предел обнаружения метана ~1 ppb, частей на миллиард), а также других малых составляющих по спектрам их поглощения. Наблюдения в этом режиме позволяют также оценить вертикальные профили водяного пара, D/H, аэрозолей. На любой орбите, близкой к орбите Фобоса, солнечные затмения для космического аппарата происходят три раза за марсианский день, независимо от сезона. Координаты затмений соответствуют экваториальной области Марса. Перед посадкой на Фобос существует возможность провести более 300 наблюдений на заходе и столько же на восходе Солнца.

В режиме «Атмосфера» наблюдаются атмосфера и поверхность Марса. Благодаря сканеру, наблюдать можно как в направлении надир, так и под углом к местной вертикали, что позволит исследовать широтный интервал от экватора до средних широт. С «орбиты наблюдения» поле зрения АОСТ при наведении в надир соответствует на поверхности Марса кругу диаметром 290 км. Сдвиг поля зрения за время экспозиции 50 с (размазывание) будет не более 25 км. Предполагается исследовать суточные и (в пределах сценария миссии) сезонные вариации следующих параметров атмосферы:

- вертикальный профиль температуры до высоты около 60 км;
- содержание водяного пара и других малых составляющих;
- содержание аэрозолей (пылевые и конденсационные облака).

Такие наблюдения позволят также исследовать суточные и, частично, сезонные вариации поверхностных инеев, дополнить ведущиеся при помощи картирующих спектрометров исследования химически связанной и адсорбированной

воды в грунте, распространения как породообразующих минералов, так и сульфатов, гематита и филлосиликатов. Эксперимент позволит исследовать поверхность в глобальном масштабе в двух дополняющих друг друга спектральных интервалах, в области теплового излучения и, при более низком С/Ш, в диапазоне отраженной солнечной радиации 2,5 ... 6 мкм.

Режим «Поверхность» предназначен для наблюдений как Марса, так и Фобоса. На поверхности Фобоса с расстояния 50 ... 70 км (с КСО) поле зрения составит 2,2 ... 3 км, а «смаз» пренебрежимо мал. Основной задачей эксперимента на Фобосе является глобальное исследование минералогического состава его поверхности, а также мониторинг температуры, тепловой инерции и оценка шероховатости поверхности. Из-за низкого альbedo Фобоса ожидаемый сигнал слабее, чем при наблюдениях атмосферы Марса, и для режима «Поверхность» выбрано самое низкое спектральное разрешение, 7 см^{-1} . Для увеличения С/Ш, особенно в коротковолновом участке спектра, этот режим планируется использовать и для исследования поверхности Марса. На Фобосе прибор решает задачи глобального картирования минералогического состава поверхности и теплофизических параметров реголита и исследования поверхности в месте посадки с пространственным разрешением до нескольких сантиметров.

Рассмотрим подробнее основные наблюдения.

исследования атмосферы Марса в режиме «Солнечные затмения»

При наблюдениях Солнца, просвечивающего атмосферу Марса, спектральное разрешение прибора АОСТ с учетом аподизации составит $0,9 \text{ см}^{-1}$, а длительность измерения одной интерферограммы – 5 с. Процесс прохода линии визирования через атмосферу на лимбе планеты длится около 100 с; за это время будет измерено около 20 спектров. Оценка С/Ш в районе 3 мкм по одной интерферограмме более 500.

Метод солнечных затмений является самокалиброванным, так как перед каждым затмением регистрируется ряд спектров Солнца при расстоянии от линии визирования до лимба планеты порядка 200 км, где вклад атмосферы отсутствует. По этим измерениям вычисляется спектр сравнения. За время затмения (~100 с) параметры прибора остаются неизменными. Не меняется также глубина полос самого солнечного спектра по мере погружения линии визирования в атмосферу; изменяют свою глубину только полосы атмосферных газов. Спектры поглощения атмосферы вычисляются как частное измеряемых спектров и спектра сравнения.

Одной из основных научных задач эксперимента АОСТ в этом режиме является измерение содержания метана в атмосфере Марса. Сообщения об открытии метана на Марсе, поступившие в 2004 г. от трех независимых групп исследователей, вызвали большой резонанс. Поглощение CH_4 в полосе 3,3 мкм обнаружено в спектрах прибора PFS [Formisano et al., 2004] и по независимым наземным наблюдениям [Krasnopolsky et al., 2004; Mumma et al., 2009]. По совокупности данных содержание метана в атмосфере Марса составляет около 10 ppb и меняется от 0 до 30 ppb в зависимости от времени и географического положения. Время жизни метана в атмосфере Марса составляет 300 ... 400 лет. Это, с одной стороны, достаточно мало и предполагает необходимость постоянно действующего источника. С другой стороны, за это время метан должен быть равномерно перемешан в атмосфере, и наличие локализованных источников не может объяснить его переменность. Одна из широко обсуждаемых гипотез – биологическое происхождение метана. Даже очень скудная биосфера могла бы легко произвести необходимые количества метана [Krasnopolsky et al., 2004; Atreya et al., 2007]. Источником может также служить ископаемый метан (газогидраты), просачивающийся через поры грунта, что не снимает вопроса о его первичном происхождении. Вопрос о метане в атмосфере Марса вызывает много споров: все наблюдательные данные недалеко от предела обнаружения, а предлагаемые механизмы его возникновения и причины изменчивости имеют характер гипотез. Для выяснения вопроса

необходимы, прежде всего, надежные и локализованные измерения.

Задача детектирования 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 (рисунок 2). Как видно, на высоте 10 км содержание метана на уровне 10 ppb дает, согласно расчетам, глубину полосы около 4%. Хотя эффективная измеряемая глубина полосы будет меньше из-за вклада верхних слоев атмосферы, захватываемых полем зрения, а на высотах 10 ... 20 км сигнал существенно ослабится атмосферным аэрозолем, предполагается, что накопление сигнала в течение нескольких сеансов позволит достигнуть порога обнаружения метана порядка 1 ppb. Выбранное спектральное разрешение 0,9 см^{-1} является оптимальным, дальнейшее его улучшение не дает выигрыша из-за увеличения шума, а ухудшение приводит к слиянию полос водяного пара и метана.

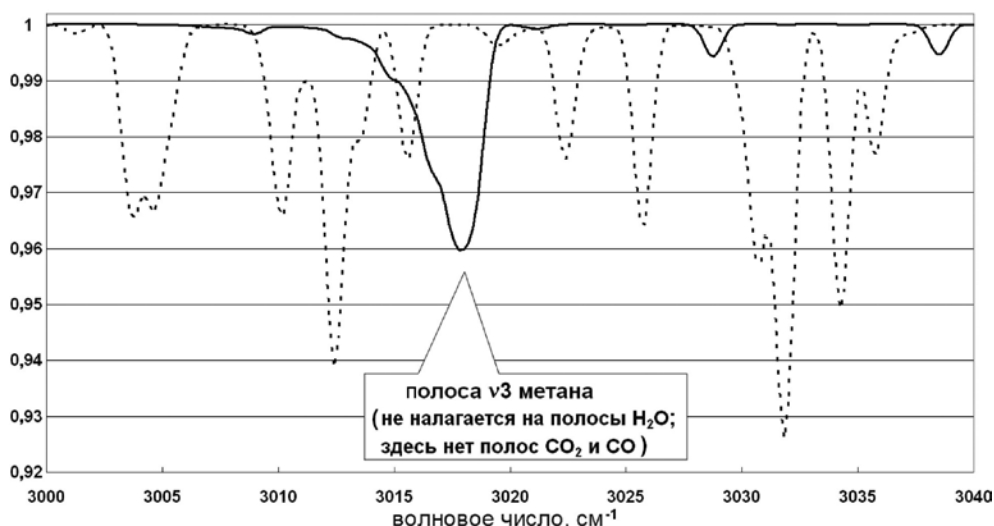


рисунок 2 Синтетические спектры солнечного излучения, прошедшего сквозь атмосферу Марса при расстоянии от линии визирования центра Солнца до поверхности планеты (минимальная высота линии визирования) 10 км и спектральном разрешении 0,9 см^{-1} . Пунктирная кривая – пары воды H_2O (300 ppb), сплошная – метан CH_4 (10 ppb). По вертикальной оси – пропускание атмосферы в относительных единицах

Другой важной задачей, которую позволят решить наблюдения солнечных затмений в диапазоне 2,5 ... 6 мкм, будет измерение содержания дейтерированной воды и отношения D/H в водяном паре, что улучшит понимание процессов диссипации воды с Марса. На Марсе среднее значение D/H в $5,5 \pm 2$ раза превышает земное отношение [Owen et al., 1988; Krasnopolsky et al., 1997]. Это свидетельствует о диссипации воды с планеты на протяжении длительного времени, что привело к накоплению более тяжелого изотопа. Количественные оценки процессов диссипации требуют достаточно точного знания значения D/H и его вертикального профиля [Montmessin et al., 2005]. Несмотря на ряд специальных астрономических наблюдений и данные прибора PFS, погрешность измерения D/H остается значительной, так как до сих пор линии обычной и дейтерированной воды не удавалось измерить одновременно и с необходимой точностью. В эксперименте АОСТ водяной пар может измеряться по нескольким полосам в области от 3000 до 3900 см^{-1} . Содержание HDO будет измеряться по полосе 3,7 мкм (2700 ... 2720 см^{-1}). Проводя одновремен-

ные измерения H_2O и HDO в режиме солнечных затмений, АОСТ позволит получить эталонное значение отношения D/H для современного климата Марса.

Дополнительно, по данным АОСТ можно будет измерить экстинкцию атмосферного аэрозоля в широком спектральном диапазоне. Атмосферный аэрозоль на Марсе – важнейший фактор формирования теплового баланса и климата планеты, а его оптические характеристики необходимы для моделей общей циркуляции атмосферы. Такие измерения в широком спектральном диапазоне никогда не проводились одновременно [Forget, 1998; Korabiev et al., 2005].

исследования атмосферы Марса в режиме «Атмосфера»

Другим режимом работы АОСТ являются надирные наблюдения Марса (см. «Атмосфера» в таблице). Учитывая, что сигнал от Марса намного слабее, чем от Солнца, для наблюдения Марса используется спектральное разрешение 2 см^{-1} , а длительность измерения одной интерферограммы составит 50 с. На рисунке 3, 4 приведены синтетические спектры Марса с разрешением 2 см^{-1} . На рисунке 3 показан спектр собственного излучения планеты для чистой атмосферы и в присутствии пыли. Отмечены спектральные интервалы, где поглощает углекислый газ и водяной пар, а также показана стрелкой основная полоса поглощения пыли 1075 см^{-1} . Самая заметная деталь в спектрах – полоса $\nu_2 \text{CO}_2$ (и прилегающие более слабые полосы) в районе 15 мкм, которая используется для восстановления температурного профиля в атмосфере. Также присутствуют горячие полосы CO_2 960,8 и 1063,6 см^{-1} и изотопические полосы $^{12}\text{C}^{16}\text{O}^{18}\text{O}$ 1259 и 1366 см^{-1} . Полосы водяного пара представлены колебательно-вращательной полосой 6,3 мкм (около 1900 см^{-1}) и коротковолновой частью вращательной полосы 40 мкм на длинноволновом краю диапазона. На рисунке 4 показан спектр в области отраженного солнечного излучения (хотя вклад теплового излучения в длинноволновой части $\nu < 2500 \text{ см}^{-1}$ может быть существенным). Отмечены области поглощения углекислого газа, водяного пара, а также фундаментальная полоса CO. Синтетические спектры Марса взяты из базы спектров Марса для разных условий на планете, рассчитанных для эксперимента PFS [Ignatiev et al., 2005].

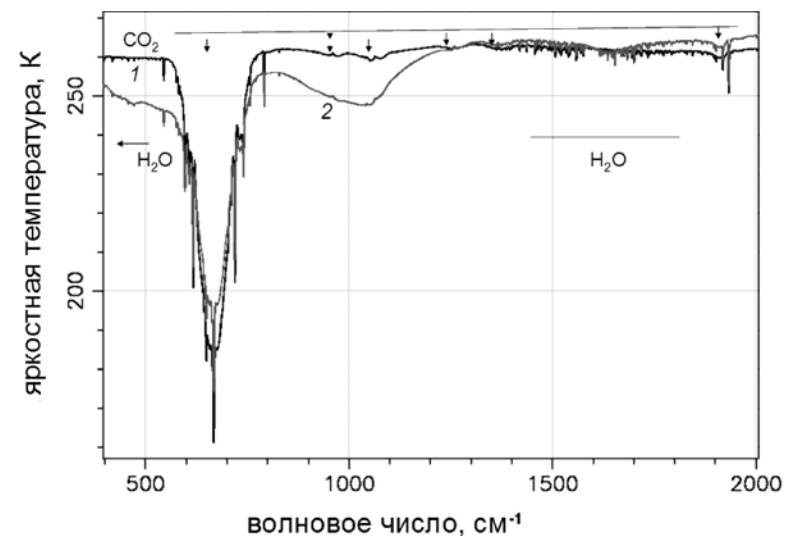


рисунок 3 Яркостная температура Марса в области собственного излучения, рассчитанная с разрешением 2 см^{-1} на экваторе в полдень: 1 – при отсутствии пыли в атмосфере, долгота Солнца $L_s = 15^\circ$; 2 – оптическая толщина пыли равна 0,5 на волновом числе 1075 см^{-1} , $L_s = 285^\circ$. Пыль меняет форму спектра в областях 400, 1075 и 1650 см^{-1} . Показано положение полос поглощения CO_2 и H_2O

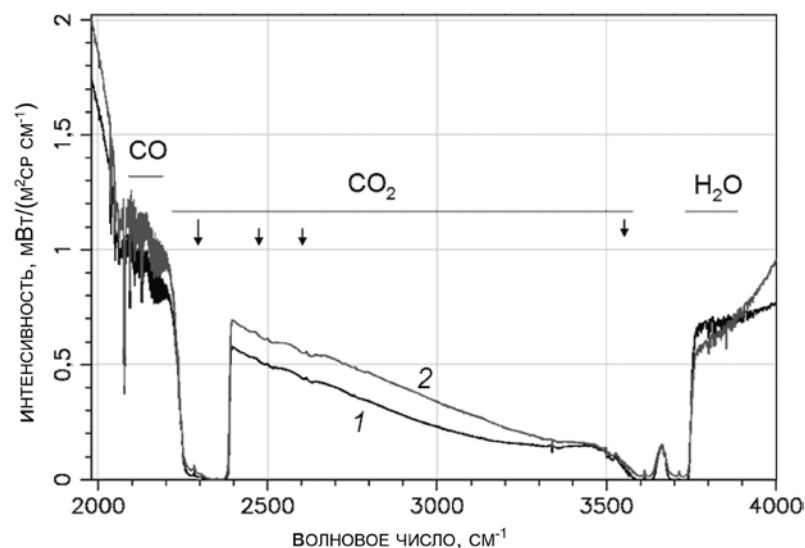


рисунок 4 Интенсивность солнечного излучения, отраженного от Марса, рассчитанная при тех же предположениях, что и на рисунке 2: 1 – местное время (МВ) = 12 ч и 2 – МВ = 0 ч. Показаны основные полосы поглощения CO_2 (глубокие провалы в районе 2300, 3600 и 3700 см^{-1}), CO и H_2O

Измерения методом ИК-фурье-спектрометрии составляют в настоящее время экспериментальную основу изучения климата Марса. Задача термического зондирования атмосферы успешно решается в углекислотной атмосфере благодаря полосе поглощения CO_2 в области 15 мкм. Решение обратной задачи позволяет восстановить температурный профиль атмосферы от поверхности до 40... 60 км, в зависимости от спектрального разрешения.

Спектрометры с близким (около 2 см^{-1}) спектральным разрешением – интерферометр IRIS-M и фурье-спектрометр PFS (см. выше) – уже использовались для наблюдений Марса и показали исключительно высокую информативность. При более низком спектральном разрешении, как у прибора TES [Smith, 2004] (6,25 или 12,5 см^{-1}), точность восстановления температурного профиля падает, так как при низком давлении в атмосфере Марса полоса CO_2 оказывается достаточно узкой. Результаты восстановления вертикальных температурных профилей в атмосфере Марса по экспериментам IRIS-M и PFS можно найти в работах [Santee, Crisp, 1993; Zasova et al., 2001, 2002; Grassi et al., 2005; Zasova et al., 2005a, b; Zasova и др., 2006]. Температурный профиль и оптическая толщина аэрозоля определяются самосогласованным образом из одного и того же спектра: температурный профиль находится по полосе 15 мкм CO_2 , а оптическая толщина – по аэрозольным полосам поглощения. Температура поверхности определяется с использованием яркостной температуры в области 1300 см^{-1} , где излучательная способность поверхности близка к 1 и отсутствует газовое поглощение. На рисунке 5 приведены синтетические спектры излучения экваториальной области Марса для чистой и запыленной атмосферы в полдень и в полночь. Звездочками показаны оценки шума прибора для единичного спектра. С/Ш зависит от интенсивности: для полудня оно составляет 80 ... 100 на 500 см^{-1} , около 10 в центре полосы 15 мкм CO_2 (680 см^{-1}), 70... 80 на 800 см^{-1} и около 20 на 1300 см^{-1} . Для полуночи эти значения соответственно 40... 50, 10, 20 и 2.

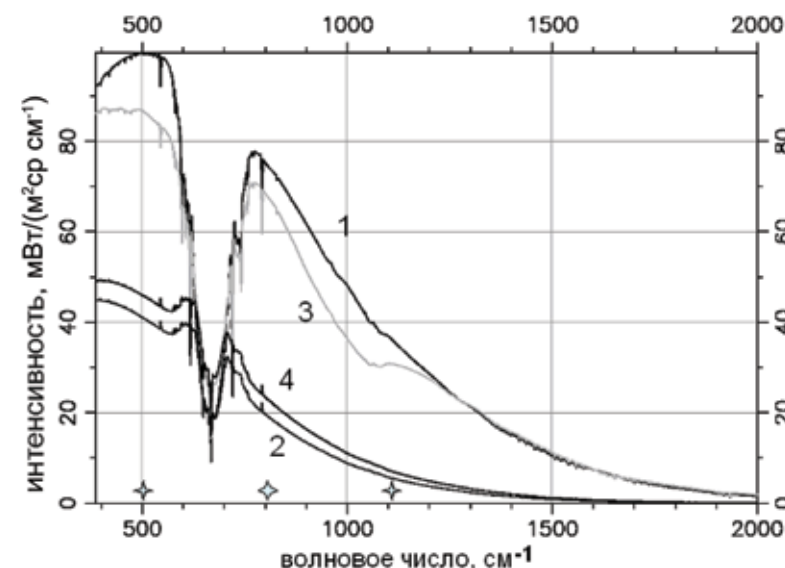


рисунок 5 Интенсивность собственного излучения Марса, рассчитанная для чистой атмосферы: 1 – местное время LT = 12 h и 2 – LT = 0 h, и в присутствии пыли с $\tau = 0,5$: 3 – LT = 12 h и 4 – LT = 0 h. Звездочками показаны теоретические значения шума прибора для единичного спектра

Знание термического строения атмосферы, сезонных и суточных вариаций важно для понимания климата Марса. В настоящее время модели общей циркуляции атмосферы Марса получили существенное развитие, что накладывает дополнительные требования на детальность экспериментальных данных. Как показала обработка данных приборов IRIS-M и PFS, температурные профили восстанавливаются локально из каждого спектра. В проекте ФОБОС-ГРУНТ при помощи спектрометра АОСТ предполагается достижение таких же результатов при мониторинге термического строения атмосферы Марса.

Особенностью исследований с КА «Фобос-Грунт» является возможность изучения суточных циклов в атмосфере Марса. Несмотря на то, что в проводящемся более трех марсианских лет эксперименте PFS получено более миллиона спектров для разных сезонов и местного времени, выделить суточные вариации в этом массиве данных очень трудно. Измерения, относящиеся к одной области планеты и к одному местному времени, либо сильно разнесены во времени, либо попадают на разные сезоны, т. е. суточные вариации невозможно отделить от изменчивости сезонного и другого характера. Наблюдения, проводимые на «картирующих» полярных орбитах американскими КА, такими как Mars Global Surveyor и Mars Reconnaissance Orbiter, жестко привязаны к 2 ч дня и ночи.

Орбита Фобоса, около трех раз за марсианские сутки обращающегося вокруг Марса, предоставляет уникальную возможность для исследования суточных и других кратковременных атмосферных вариаций в низких, а при использовании возможностей сканера АОСТ – и в средних широтах Марса. Наблюдения Марса планируется проводить при каждой возможности; при этом будет получена информация о термической структуре и составе атмосферы, содержании водяного пара и конденсационных облаках, их суточных вариациях.

Прибор АОСТ исследует Марс с «орбиты наблюдения» и КСО. Возможности радиопередачи КА – Земля ограничивают объем данных АОСТ величиной примерно 4 Мбайт/сут, что позволяет получить примерно 500 спектров. На КСО за 3 орбиты

(период обращения 7,65 ч) любую точку поверхности Марса можно исследовать дважды; последовательные измерения будут разнесены по местному времени на 10,77 ч. На дневной стороне ожидаемой величины С/Ш будет достаточно для восстановления температурного профиля с точностью 3 ... 5 К. На ночной стороне потребуется усреднение данных. Исходя из ограничений на передачу данных, запланированы несколько режимов измерений.

- При наблюдении в нади́р с КСО мгновенное поле зрения соответствует на поверхности пятну диаметром около 290 км. За время записи одного спектра поле зрения смещается незначительно. На величину диаметра (можно допустить, что при этом наблюдается все та же область планеты) поле зрения перемещается за 6 мин, за которые может быть получено 7 спектров, что даст увеличение С/Ш в 2,5 раза. Выигрыш в 5 раз можно получить за 20 мин накопления (590 км на поверхности). Суточную квоту в 500 спектров можно разбить на 14 сетов наблюдений для местного времени 0 ... 24 ч, получив суточное покрытие примерно через 4 ч местного времени. Эти данные будут соответствовать различным областям планеты.
- На поверхности можно выделить 7 областей (за 3 орбиты каждая область наблюдается дважды со сдвигом 10,8 марсианских часа). Простой расчет показывает, что за 27 орбит вокруг Марса (8,4 марсианских суток) для всех 7 областей будут произведены измерения один раз в каждый час местного времени (от 0 до 24 ч), т. е. впервые будут получены детальные суточные циклы с дискретностью в 1 ч местного времени.
- Поворачивая сканер после съема данных каждого измерения, можно практически исключить смещение поля зрения. Заданная область планеты может находиться в пределах видимости до трех часов, что даст возможность исследовать быстрые изменения условий в этой области или, если необходимо, увеличить усреднение.

исследования поверхности Марса

Наблюдения поверхности Марса, проводимые в режимах «Атмосфера» или «Поверхность», позволят исследовать минералогический состав поверхности, ее шероховатость, а также регистрировать зависимости от времени суток и сезона переменных параметров, например, поверхностных инеев, запыленности. Прибор АОСТ сможет внести свой вклад в постоянно пополняющуюся базу данных, созданную предыдущими экспериментами. Поверхность Марса исследовалась в экспериментах ИСМ/«Фобос-2» [Bibring et al., 1989], OMEGA/Mars -Express [Bibring et al., 2005], CRISM/Mars Reconnaissance Orbiter [Murchie et al., 2009] в видимом и ближнем ИК-диапазонах, уже упоминавшимися фурье-спектрометрами среднего и теплового ИК-диапазонов IRIS-M, PFS и TES, а также системой высокого пространственного разрешения THEMIS/Mars Odyssey [Christensen et al., 2003б].

Как обсуждалось выше, АОСТ будет исследовать планету в глобальном масштабе с разрешением на поверхности ~300 км преимущественно в экваториальных районах. Там отождествлены важные геологические и композиционные единицы поверхности, такие как крупные ударные кратеры, равнины, щитовые вулканы, Долины Маринера, следы ветровой и жидкостной эрозии. Поверхность необходимо исследовать на дневной стороне. Прибор АОСТ позволит измерять спектры отражения в области от 2,5 до ~4 мкм и тепловую эмиссию поверхности в длинноволновой части спектра. В зависимости от температуры поверхности минимум спектрального излучения попадает в область между 3 и 4 мкм. В этом переходном участке спектра вклад отраженного солнечного и теплового излучения приблизительно одинаков, и анализ состава поверхности затруднен. За пределами этого участка широкий спектральный диапазон АОСТ позволит получить данные о глобальном и временном распределении породообразующих и вторичных минералов, если обеспечить С/Ш > 100. В коротковолновом диапазоне (см. рис. 1) для этого потребуются накопление данных.

Содержание химически связанной и адсорбированной воды в грунте будет исследоваться по фундаментальным колебательным полосам на 6,1 и 6,3 мкм, соответственно. В тепловом диапазоне положение эмиссионного максимума в пределах 8 ... 13 мкм, расположенного рядом с фундаментальной колебательной полосой силикатов, свидетельствует о типе породообразующих минералов. Положение максимума зависит от количества кремнезема, что может использоваться для грубого распознавания калиевого полевого шпата, плагиоклаза, высоко- и низкокальциевых пироксенов, и, возможно, оливина, если количество материала будет достаточно в области, перекрываемой полем зрения спектрометра.

Вторичные минералы, такие как соли, оксиды и глины, также имеют характерные полосы в спектральном диапазоне АОСТ. Это продукты выветривания, сульфаты, [Bibring et al., 2005], гематит [Christensen et al., 2001] и филлосиликаты [Poulet et al., 2005], обнаруженные в некоторых областях планеты. Сульфаты имеют полосы поглощения в диапазонах 2,8 и 12 мкм [Cloutis et al., 2006], гематиты – сильные полосы между 16,2 и 21 мкм [Lane et al., 2002], а филлосиликаты определяются по полосам остаточного излучения силикатов (reststrahlen bands) и полосам в районе 3 и 6 мкм [Bishop et al., 1993]. Кроме того, в окнах между атмосферными полосами можно исследовать вариации температуры поверхности. С КА «Фобос-Грунт» такие измерения в выбранных областях можно впервые связать с суточным циклом (см. выше). Подобные исследования степени гидратации поверхности помогут ограничить набор солей, по-разному реагирующих на суточный ход относительной влажности. По величине среднего теплового излучения в области спектра 7,15 ... 7,4 мкм, где велико влияние размера силикатных частиц на форму спектра [Ruff, Christensen, 2002], можно определить вариации степени запыленности марсианской поверхности. Эти данные можно использовать и для оценки шероховатости и тепловой инерции поверхностного материала [Salisbury, Walter, 1989; Arnold, 1991; Salisbury, 1993; Hapke, 1993].

наблюдения Фобоса

Проблема происхождения спутников Марса привлекает внимание давно, и оценки минералогического состава поверхности могут помочь сделать выбор между существующими теориями их формирования. Фобос неоднократно исследовался спектрометрическими методами. Его спектры не соответствуют ни одному из классов метеоритных хондритов, и, как правило, глубина полос поглощения видимого и ближнего ИК-диапазона недостаточна для уверенной интерпретации минерального состава, см., например, работы [Bibring et al., 1992; Ksanfomality, Moroz, 1995]. Недавно проведенный анализ наблюдений в «тепловом» ИК-диапазоне приборами PFS и TES/MGS [Giuranna et al., 2011] указывает на возможное наличие филлосиликатов, в частности, в северо-восточной области кратера Стикни. Потенциальное обнаружение филлосиликатов на Фобосе вызывает много вопросов. В случае подтверждения оно может свидетельствовать о захвате переработанного материала, например с Марса, в момент формирования или о метаморфическом образовании этого материала на Фобосе. Однако при наблюдениях Фобоса в ближнем ИК-диапазоне картирующими спектрометрами OMEGA и CRISM гидратированные минералы обнаружены не были [Murchie et al., 2008; Gondet et al., 2009]. В то же время соответствующие им полосы уверенно регистрируются теми же приборами на Марсе [Bibring et al., 2005; Mustard et al., 2008]. Эти противоречия говорят о необходимости продолжения исследований. Систематические наблюдения прибором АОСТ с КСО позволят решить задачу глобального минералогического картирования Фобоса в широком ИК-диапазоне. В частности, наблюдения района кратера Стикни позволят определить минералогический состав различных цветовых единиц поверхности (по классификации [Murchie et al., 1999]), что поможет в выборе гипотез происхождения Фобоса. Более определенный ответ о формировании Фобоса, несомненно, будет получен на основе контактных измерений состава поверхности и возврата грунта.

техническая реализация

компоновка прибора и система наведения

Конструктивно прибор состоит из двух основных частей: «Базы» и «Башни». На рисунке 6 приведен общий внешний вид прибора.

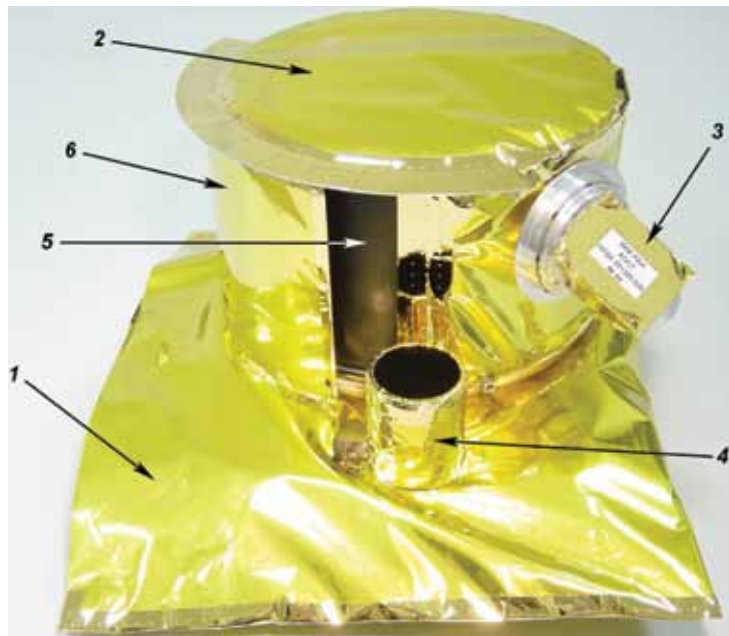


Рисунок 6 Общий вид прибора АОСТ, обшитого ЭВТИ: 1 – базовый модуль, 2 – оптический модуль, 3 – «Головка наведения», 4 – АЧТ (калибровочный источник), 5 – радиатор, 6 – экран радиатора

В «Башне» размещены узел спектрометра, приводы систем двухкоординатного наведения и арретирования, а также электронные платы. Электроника обеспечивает работу всех этих систем, а также термостабилизацию прибора. «Башня» как целое может поворачиваться относительно «Базы». «База» является механическим, электрическим и информационным интерфейсом с КА. Она закрепляется на кронштейне КА четырьмя тепло- и виброизолирующими стойками. Электроника «Базы» включает в себя гальванически развязанный вторичный источник питания, систему приема телекоманд от КА и передачи данных в КА. «База» и «Башня» электрически связаны гибким кабелем.

На «Базе» установлен калибровочный ИК-излучатель (модель абсолютно черного тела), который используется для периодической калибровки прибора. Это полый цилиндр диаметром 40 мм и глубиной 60 мм, покрытый изнутри краской Aeroglaze Z306 и имеющий степень черноты в рабочей области прибора не ниже 0,98. Специальный экран защищает внутреннюю часть излучателя от попадания прямых солнечных лучей, предотвращая деградацию краски. Излучатель теплоизолирован от «Базы» и имеет свою систему термостабилизации.

«Башня» представляет собой цилиндр диаметром 200 мм и высотой 117 мм. Она соединена с «Базой» через узел вращения и может поворачиваться вокруг своей («вертикальной») оси на 183°. Установленная на «Башне» «Головка наведения» с зеркалом, расположенным под углом 45° к оптической оси спектрометра, может поворачиваться вокруг «горизонтальной» оси. Таким образом, поле зре-

ния 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 индикаторов положений при вращении «Башни» и «Головки» используются датчики Холла. Промежуточные положения задаются числом импульсов, поданных на шаговые двигатели. Для контроля наведения обе оси имеют абсолютные 12-битные энкодеры. Взаимное расположение оптико-механических элементов в «Башне» показано на рисунке 7.

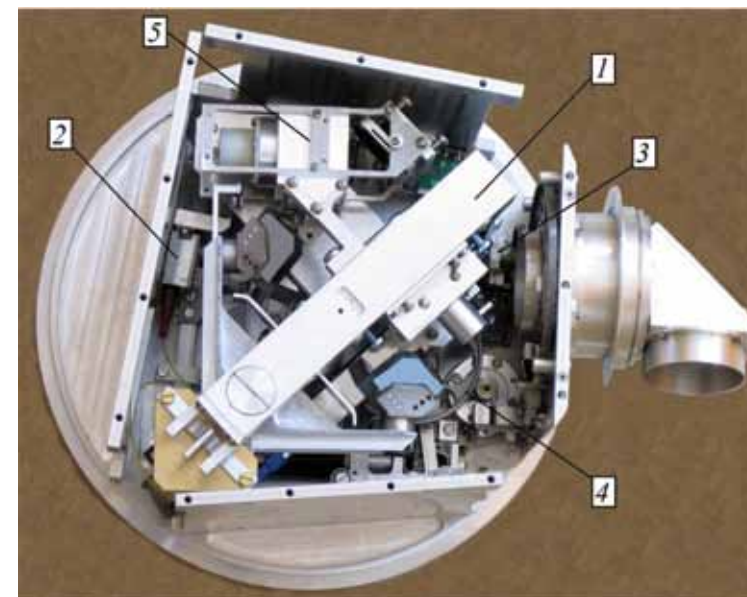


рисунок 7 Основание «Башни» с установленными спектрометром и «Головкой наведения»: 1 – интерферометр, 2 – лазерный диод, 3 – механизм вращения «Головки наведения», 4 – механизм вращения «Башни», 5 – радиометр

спектрометр

Ключевым узлом прибора является узел спектрометра (рисунок 8), состоящий из интерферометра 1 типа «двойной маятник», референтного канала (лазер 2 на рисунке 7), коллиматора (2 на рисунке 8), приемного узла (4 на рисунке 8) и радиометра (5 на рисунке 7). Спектрометр установлен на основании «Башни» с помощью трех тепло- и виброизолирующих стоек

Схема спектрометра показана на рисунке 9. 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 плоским зеркалом 6 в радиометр. В интерферометре использованы ретрорефлекторы фирмы PLX Inc со световым диаметром 25 мм, величина каждого плеча 55 мм, максимальный угол поворота в каждую сторону от среднего положения 2,9°. Светоделитель и компенсатор диаметром 50 мм и толщиной 6,5

мм изготовлены из бромида калия немецкой фирмой Korth Kristalle GmbH.

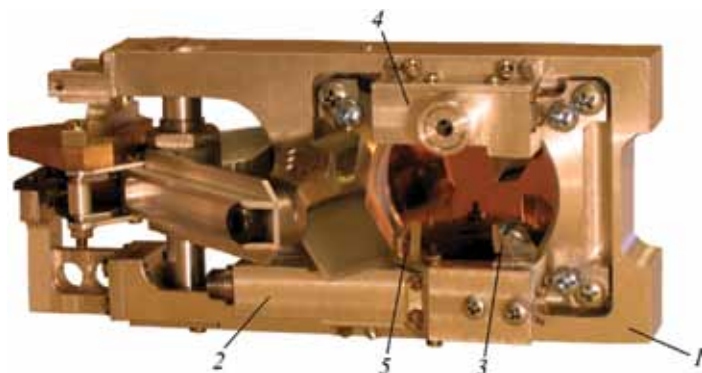


рисунок 8 Узел спектрометра: 1 – интерферометр, 2 – коллиматор референтного канала, 3 – перископ коллиматора, 4 – приемник референтного канала, 5 – «четвертьволновая» пластина

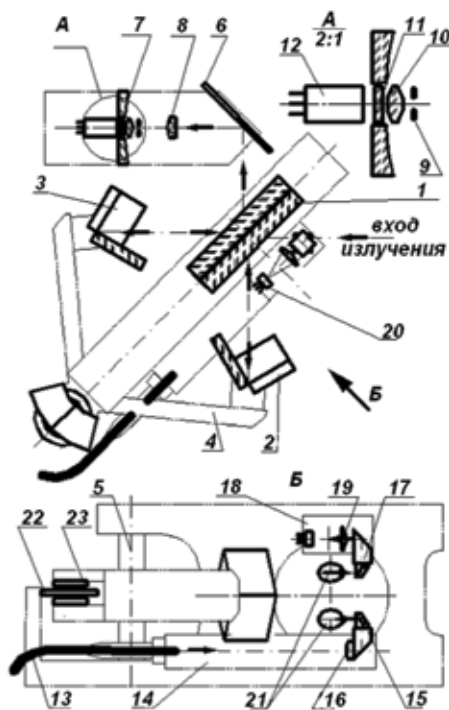


рисунок 9 Схема спектрометра: 1 – светоделитель, 2 и 3 – ретрорефлекторы, 4 – вилка маятника, 5 – ось вращения, 6 – плоское зеркало, 7 и 8 – первичное и вторичное зеркала телескопа, 9 – диафрагма поля зрения, 10 – линза Фабри, 11 – оптический фильтр, 12 – пироэлектрический приемник, 13 – световод, 14 – коллиматор, 15 – перископ коллиматора, 16 – линза коллиматора, 17 – перископ узла приемников, 18 – узел приемников, 19 – линза узла приемников, 20 – приемник, 21 – области пучков референтного канала, 22 – катушка, 23 – магниты. Стрелками показан ход лучей

Модулированное интерферометром излучение объекта попадает в двухзеркальный телескоп с фокусным расстоянием, равным 52 мм. Зеркала телескопа 7 и 8 – сферические. В фокусе находится диафрагма поля 9 диаметром 2,3 мм, определяющая поле зрения, за ней расположены линза Фабри 10, изготовленная из КРС-5 (с просветлением), и светофильтр 11 – пластина из просветленного CdSb толщиной 1,5 мм (проектирующее покрытие на фильтр CdSb было разработано и нанесено в ОАО НПО ГИПО, г. Казань). Светофильтр блокирует солнечное излучение с длинами волн короче 2,5 мкм. В качестве чувствительного элемента диаметром 1,4 мм использован специальный пироэлектрический детектор 12 на основе танталата лития, работающий при комнатной температуре и имеющий обнаружительную способность (квази- $D^* \approx 2 \cdot 10^9$ см²Гц/Вт на частоте 60 Гц). Такой приемник использован в фурье-спектрометре PFS и с 2004 г. работает на КА Mars-Express на орбите вокруг Марса. Линза Фабри строит на детекторе изображение первичного зеркала объекта, а не солнечного диска, тем самым мощность излучения распределяется по всему чувствительному элементу. Это исключает повреждение чувствительного элемента при наблюдениях Солнца и обеспечивает линейность характеристики этого элемента.

В референтном канале в качестве источника излучения применен одномодовый лазерный диод с распределенной обратной связью (DFB), излучающий на длине волны 1,27 мкм. Потребляемый ток 18 мА. Монохроматическое когерентное излучение по световоду 13 передается в коллиматор 14. Линза коллиматора 16 формирует параллельный пучок, идущий через перископ коллиматора 15 на светоделитель. В приемном узле 18 излучение лазера фокусируется линзой 19 на InGaAs-фотодиод 22.

Для качания маятника разработан двигатель, состоящий из катушки 22 с наружным диаметром 22 мм и толщиной 2 мм, неподвижно закрепленной на корпусе интерферометра, и четырех NdFeB-магнитов 23 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 постоянство периода синусоидального сигнала референтного канала и, таким образом, постоянную скорость изменения оптической разности хода интерферометра. Система стабилизации скорости построена на основе PID-регулятора, коэффициенты которого оптимизируются при настройке работы прибора [Морозов, Светличный, 2006].

обработка интерферограмм

Прибор регистрирует двусторонние интерферограммы (оптическая разность хода меняется в обе стороны относительно нулевого положения). Выходной сигнал с пироэлектрического приемника оцифровывается с помощью 18-разрядного АЦП один раз за период референтного сигнала при пересечении нулевого уровня. Так создается дискретная интерферограмма, в которой расстояние между точками опроса соответствует изменению оптической разности хода на длину волны лазера 1,27 мкм.

Преобразование Фурье и вычисление измерительных и калибровочных спектров будет осуществляться на Земле. Объем данных измерений для передачи на Землю уменьшен за счет упаковки интерферограмм. Значительно увеличить С/Ш без увеличения объема передаваемых данных позволяет также усреднение интерферограмм на борту. Для совмещения интерферограмм перед усреднением в узле концевых датчиков движения маятника предусмотрен специальный датчик, расположенный примерно посередине, обеспечивающий засечку на одном и том же расстоянии от нулевой разности хода.

Число точек зависит от режима работы (см. таблицу). Длина интерферограммы в режиме «Затмение» определяется концевыми индикаторами маятника. В этом режиме (а также при наблюдении космоса) интерферограмма имеет ярко выра-

женный пик, и система запоминает его положение относительно концевых индикаторов. Затем в режимах «Атмосфера» и «Поверхность» производится опрос в соответствующих областях значений разности хода (с некоторым запасом).

Спектр черного тела, записанный прибором в лаборатории, приведен на рис. 10.

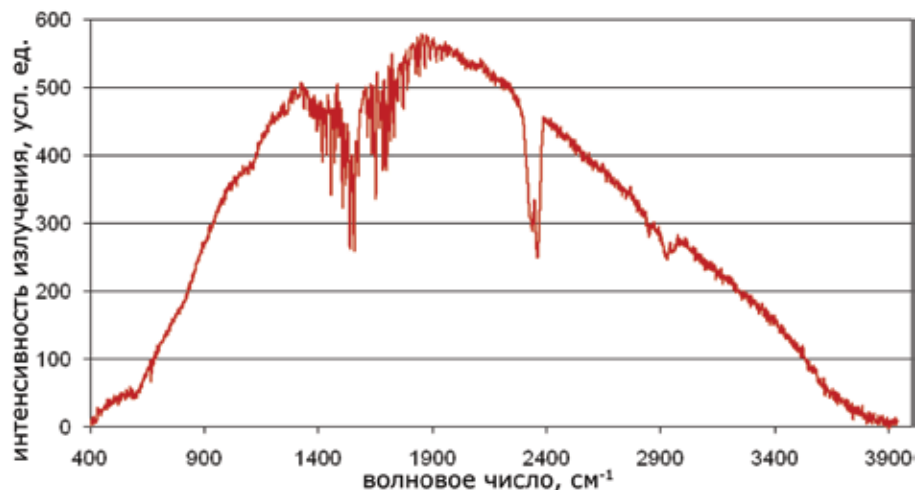


рисунок 10 Лабораторный спектр, зарегистрированный прибором АОСТ. В качестве источника излучения использовано лабораторное АЧТ при температуре 950°C. Время измерения 5 с. Отчетливо видны полосы поглощения CO₂ и паров воды в воздухе лаборатории

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 постоянной 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 термостатирования.

Для теплозащиты прибора применена французская 15-слойная экранновакуумная теплоизоляция, близкая по конструкции к российской ЭВТИ-А. 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 специальной липкой лентой фирмы CAPTON. Пришивка матов к корпусу прибора была исключена. Прочность связи матов с прибором обеспечивает прочный (и электропроводный) внешний слой мата.

Активная система терморегулирования имеет 12 термодатчиков (типа HEL 705 и HEL 776) и 7 нагревателей, а также радиатор, расположенный на боковой поверхности «Башни» и используемый при необходимости для сброса тепла.

Два нагревателя, по одному в «Базе» и «Башне», подключены к выделенной линии электропитания и предназначены для предотвращения переохлаждения прибора. При падении температуры ниже 298 К эти нагреватели включаются и выделяют суммарную тепловую мощность 3 Вт (в «Базе» — 1 Вт, в «Башне» — 2 Вт).

Четыре нагревателя (на интерферометре, в «Башне», в «Базе» и на АЧТ-излучателе) поддерживают температуру прибора на уровне, заданном телекомандами.

В режиме измерений тепловыделение достигает 13 Вт и для поддержания стабильности температуры интерферометра необходим канал сброса тепла. Для этого выполняется специальная процедура с использованием радиатора. Радиатор — это часть боковой поверхности «Башни» площадью 200 см², 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 (секторным экраном), установленным на «Базе». Этот щиток закрыт снаружи теплоизоляцией, а его внутренняя поверхность позолочена, и он надежно экранирует радиатор «Башни». 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 (0,1 Вт/К). При его теплоемкости 950 Дж/К постоянная времени равна 2,5 ч. В результате к началу измерений температура интерферометра устанавливается ниже температуры «черного тела» примерно на 10 К (это необходимое условие для калибровки), и 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. Работоспособность системы подтверждена испытаниями теплового макета прибора в вакуумной камере.

управление прибором

В «Базе» размещен контроллер интерфейса ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553-B). По этому интерфейсу прибор получает от КА через систему информационного обеспечения комплекса (СИОК) телекоманды и другую информацию, передавая в ответ служебные и научные данные. В «Базе» также находится микроконтроллер теплового режима всего прибора. Главные микроконтроллеры «Базы» и «Башни» связаны по интерфейсу 485 через гибкий кабель.

Главный микроконтроллер «Башни» формирует циклограмму работы прибора в соответствии с телекомандами, переданными из «Базы». Он производит регистрацию интерферограмм, их предварительную обработку, опрашивает служебные датчики и формирует телеметрический пакет. Дополнительные микроконтроллеры выполняют ряд вспомогательных функций. Один из них обеспечивает постоянство скорости изменения оптической разности хода.

Предварительные циклограммы работы прибора записаны в его памяти и в случае необходимости могут быть изменены посредством телекоманд с Земли. Циклограмма реализована в виде связанного списка, и при добавлении нового действия или отмене существующего достаточно минимальных изменений. Внутреннее программное обеспечение прибора также в случае необходимости может быть изменено во время полета.

закключение

В проекте ФОБОС-ГРУНТ эксперимент АОСТ посвящен решению научных задач самого высокого приоритета, в числе которых измерения метана в атмосфере Марса с низким пределом обнаружения. Совокупность параметров прибора АОСТ уникальна — до настоящего времени не было космических ИК-спектрометров, которые при массе 4 кг имели бы одновременно спектральный диапазон 2,5 ... 25 мкм, спектральное разрешение до 0,9 см⁻¹ и собственные системы двухосевого наведения и терморегулирования. Это стало возможным благодаря применению современных технических решений, что обеспечивает перспективность этой разработки.

литература

- Аким Э.Л., Заславский Г.С., Морской И.М., Рузский Е.Г., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. (2010) Доставка на Землю реликтового вещества с Фобоса – проект Фобос-Грунт: баллистика, навигация и управление полетом // *Астрономический вестник*. 2010.Т. 44. № 1. С. 29-40.
- Горбунов Г.Г., Мошкин Б.Е. (2000) Фурье-спектрометры для исследования планетных атмосфер // *Оптич. журн.* 2000.Т. 67. № 5. С. 69-75.
- Григорьев А.В., Мошкин Б.Е., Кораблёв О.И. и др. (2009) Миниатюрный фурье-спектрометр АОСТ для космических исследований // *Оптич. журн.* 2009.Т. 76. № 2. С. 28-35.
- Морозов А.Н., Светличный С.И. (2006) Основы фурье-спектрорадиометрии. М.: Наука, 2006.275 с.
- Засова Л.В., Формизано В., Мороз В.И. и др. (2006) Результаты измерений ПФС на Марс- Экспресс: облака и пыль в конце южного лета. Сравнение с изображениями ОМЕГА // *Космич. исслед.* 2006.Т. 44. № 4. С. 319-331.
- Зелёный Л.М., Захаров А.В., Полищук Г.М., Мартынов М.Б. (2010) Проект экспедиции к Фобосу // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. № 1. С. 17-28.
- Эртель Д., Мороз В.И., Нопираковский И.В. и др. (1985) Инфракрасный эксперимент на АМС «Венера-15» и «Венера-16». 1. Методика и первые результаты // *Космич. исслед.* 1985.Т. 23. С. 191-205.
- Arnold G. (1991) Measurements of the spectroscopic emittance of particulate minerals and remote sensing implications // *Vibrational Spectroscopy*. 1991.V.2. P.245-251.
- Atreya S.K., Mahaffy P.R., Wong A.S. (2007) Methane and related trace species on Mars: Origin, loss, implications for life, and habitability // *Planet. Space Sci.* 2007. V.55. P.358–369.
- Bernath P.F., McElroy C.T., Abrams M.C. et al. (2005) Atmospheric Chemistry Experiment (ACE): Mission overview // *Geophys. Res. Lett.* 2005. V.32. P. L15S01.
- Bibring J.P., Combes M., Langevin Y. et al. (1989) Results from the ISM experiment // *Nature*. 1989. V.341. P. 591-593.
- Bibring J.P., Ksanfomality L.V., Langevin Y., Moroz V.I., Combes M. et al. (1992) Composite KRFM-ISM spectrum of Phobos (0.315–3.1 μm) // *Advances in Space Research*. 1992. V.12. P. 13-16.
- Bibring J.-P., Langevin Y., Gendrin A. et al. (2005) Mars surface diversity as revealed by the OMEGA/Mars Express observations // *Science*. 2005. V.307. P. 1576-1581.
- Bishop J.L., Pieters C.M., Burns R.G. (1993) Reflectance and Moessbauer spectroscopy of ferrihydrite-montmorillonite assemblages as Mars soil analog materials / *Geochim. Cosmochim. Acta*. 1993. V.57. P.4583-4595.
- Christensen P.R., Anderson D.L., Chase S.C. et al. (1998) Results from the Mars Global Surveyor Thermal Emission // *Science*. 1998. V. 279. N. 5357. P. 1692.
- Christensen P.R., Morris V.R., Lane M.D., Bandfield J.L., Malin M.C. (2001) Global mapping of Martian hematite mineral deposits: remnants of water-driven processes in the early Mars // *J. Geophys. Res.* 2001. V.106. P.23873-23885.
- Christensen P.R., Mehall G.L., Silverman S.H. et al. (2003a) Miniature Thermal Emission Spectrometer for the Mars Exploration Rovers // *J. Geophys. Res.* 2003. V. 108[E12]. P. ROV 5-1.
- Christensen P.R., Bandfield J.L., Bell III J.F. et al. (2003b) Morphology and Composition of the Surface of Mars: Mars Odyssey THEMIS Results // *Science*. 2003. V.300. P.2056-2061.
- Christensen P.R., Ruff S.W., Fergason R.L. et al. (2004) Initial Results from the Mini-TES experiment in Gusev Crater from the Spirit Rover // *Science*. 2004. V. 305. N. 5685. P. 837-842.
- Cloutis E.A., Hawthorne F.C., Merzman S.A. et al. (2006) Detection and discrimination of sulfate minerals using reflectance spectroscopy // *Icarus*. 2006. V.184. P. 121-157.
- Conrath B., Curran R., Hanel R., Kunde V., Magnire W., Perl J., Pirraglia J., Walker J. (1973) Atmospheric and surface properties of Mars obtained by infrared spectroscopy on Mariner // *J. Geophys. Res.* 1973. V. 78. P. 4267-4278.
- Conrath B. (1975) Thermal structure of the Martian atmosphere during the dissipation of the dust storm of 1971 // *Icarus*. 1975. V. 24. P. 36-46.
- Erard S., Calvin W. (1997) New Composite Spectra of Mars, 0.4-5.7 μm // *Icarus*. 1997. V. 130. P. 449-460.
- Forget F. (1998) Improved optical properties of the Martian atmospheric dust for radiative transfer calculations in the infrared // *Geophys. Res. Lett.* 1998. V.25. P.1105–1108.
- Formisano V., Atreya S.K., Encrenaz T., Ignatiev N., Giuranna M. (2004) Detection of methane in the atmosphere of Mars // *Science*. 2004.V.306. P.1758-1761.
- Formisano V., Angrilli F., Arnold G. et al. (2005) The Planetary Fourier Spectrometer (PFS) onboard the European Mars Express Mission // *Planet. and Space Sci.* 2005. V. 53. P. 963-974.
- Grassi D., Fiorenza C., Zasova L.V., Ignatiev N.I., Maturilli A., Formisano V., Giuranna M. (2005) The Martian atmosphere above Great Volcanoes: early Planetary Fourier Spectrometer observations // *Planet. Space Sci.* 2005. V. 53. P. 1053-1064.
- Giuranna M., Roush T.L., Duxbury T., Hogan R.C., Carli C., Geminale A., Formisano V. (2011) Compositional interpretation of PFS/MEX and TES/MGS thermal infrared spectra of Phobos // *Planet. Space Sci.* 2011. doi:10.1016/j.pss.2011.01.019.
- Gondet B., Bibring J.-P., Langevin Y., Poulet F. (2009) Phobos observations by the OMEGA/Mars Express hyperspectral imager // Paper presented at European Planetary Science Congress 2009. 14-18 September, Potsdam, Germany. P.773.
- Hanel R., Conrath B., Hovis W. et al. (1972) Investigation of the Martian environment by infrared spectroscopy on Mariner 9 // *Icarus*. 1972. V. 17. P. 423-442.
- Hanel R.A., Conrath B.J., Jennings D.E., Samuelson R.E. (2003) Exploration of the Solar system by infrared remote sensing. 2nd edition // Cambridge Univ. Press. 2003. Cambridge, UK. 458 P.
- Hapke B. W. (1993) Theory of reflectance and emittance spectroscopy / Ed: Arvidson R.E., Rycroft M.J. // Cambridge Univ. Press. 1993. Cambridge. UK. 455 p.
- Ignatiev N.I., Grassi D., Zasova L.V. (2005) Planetary Fourier Spectrometer data analysis: Fast radiative transfer models // *Planet. and Space Sci.* 2005. V. 53. P. 1035-1042.
- Korablev O., Moroz V.I., Petrova E.V., Rodin A.V. (2005) Optical properties of dust and the opacity of the Martian atmosphere // *Advances in Space Research*. 2005. V.35. P.21-30.
- Krasnopolsky V.A., Bjoraker G. L., Mumma M.J., Jennings D.E. (1997) High-resolution spectroscopy of Mars at 3.7 and 8 μm : A sensitive search of H₂O₂, H₂CO, HCl, and CH₄, and detection of HDO // *J. Geophys. Res.* 1997. V. 102. P. 6525-6534.
- Krasnopolsky V. A., Maillard J. P., Owen T. C. (2004) Detection of methane in the martian atmosphere: evidence for life? // *Icarus*. 2004. V.172. P.537-547.
- Ksanfomality L.V., Moroz V.I. (1995) Spectral reflectivity of Phobos' regolith within the range 315-600 nm // *Icarus*. 1995. V. 117. P. 383-401.
- Kuze A., Suto H., Nakajima M., Hamazaki T. (2009) Thermal and near infrared sensor for carbon observation Fourier-transform spectrometer on the Greenhouse Gases Observing Satellite for greenhouse gases monitoring // *Applied Optics*. 2009. V. 48. P. 6716-6733.
- Lane M.D., Morris R.V., Mertzman S.A., Christensen P.R. (2002) Evidence for platy hematite grains in Sinus Meridiani, Mars // *J. Geophys. Res.* 2002. V.107[E12]. P. 5126.
- Montmessin F., Fouchet T., and Forget F. (2005) Modeling the annual cycle of HDO in the Martian atmosphere // *J. Geophys. Res.* 2005. V. 110[E9]. P. 3006.
- Mumma M. J., Villanueva G.L., Novak R.E., Hewagama T., Bonev B.P. et al. (2009)

Strong release of methane on Mars in Northern summer 2003 // *Science*. 2009. V.323. P.1041-1045.

Murchie S., Thomas N., Britt D., Herkenhoff K., Bell III J.F. (1999) Mars pathfinder spectral measurements of Phobos and Deimos: Comparison with previous data // *J. Geophys. Res.* 1999. V.104. P.9069-9079.

Murchie S.L., Choo T., Humm D., Rivkin A.S., Bibring J.-P. et al. (2008) MRO/CRISM observations of Phobos and Deimos // Paper presented at 39th Lunar and Planetary Science Conference, March 10-14, 2008. League City, Texas. LPI Contribution N. 1391. P.1434.

Murchie S.L., Seelos F. P., Hash C.D., Hum D.C., Malaret E. et al. (2009) Compact Reconnaissance Imaging Spectrometer for Mars investigation and data set from the Mars Reconnaissance Orbiter's primary science phase // *J. Geophys. Res.* 2009. V. 114. P. E00D07.

Mustard J.F., Murchie S.L., Pelkey S.M., Ehlmann B.L., Milliken R.E. et al. (2008) Hydrated silicate minerals on Mars observed by the Mars Reconnaissance Orbiter CRISM instrument // *Nature*. 2008. V. 454. P. 305-309.

Owen T., Maillard J.P., de Bergh C., Lutz B.L. (1988) Deuterium on Mars: the Abundance of HDO and the Value of D/H // *Science*. 1988. V.240. P. 1767-1770.

Persky M.J. (1995) A review of space borne infrared Fourier transform spectrometers for remote sensing // *Rev. Sci. Instrum.* 1995. V. 66. P. 4763-4797.

Poulet F., Bibring J.-P., Mustard, J.F. et al. (2005) Phyllosilicates on Mars and implications for early martian climate // *Nature*. 2005. V. 438. P.623-627.

Ruff S.W., Christensen P.R. (2002) Bright and dark regions on Mars: Particle size and mineralogical characteristics based on Thermal Emission Spectrometer data // *J. Geophys. Res.* 2002. V. 107[E12]. P. 5127.

Salisbury J.W., Walter L.W. (1989) Thermal infrared (2.5-13.5 μm) spectroscopic remote sensing of igneous rock types on particulate planetary surfaces // *J. Geophys. Res.* 1989. V.94. P. 9192-9202.

Salisbury J. W. (1993) Mid- infrared spectroscopy: Laboratory data / Ed. C.M. Pieters, P.A.J. Englert // In: Remote geochemical analysis: Elemental and mineralogical composition, Cambridge University Press. 1993. P. 79-98.

Santee M., Crisp D. (1993) Thermal structure and dust loading of the Martian atmosphere during late southern summer: Mariner 9 revisited // *J. Geophys. Res.* 1993. V. 98. P. 3261-3279.

Smith M.D. (2004) Interannual variability in TES atmospheric observations of Mars during 1999-2003 // *Icarus*. 2004. V. 167. P. 148-165.

Smith M.D., Wolff M.J., Spanovich N., Ghosh A., Banfield D., Christensen P.R., Landis G.A., Squyres S.W. (2006) One Martian year of atmospheric observations using MER Mini-TES // *J. Geophys. Res.* 2006. V. 111[E12]. P. E12S13.

Zasova L.V., Grassi D., Formisano V., Maturilli A. (2001) The Martian atmosphere in the region of the great volcanoes: Mariner 9 IRIS data revisited // *Planet. Space Sci.* 2001. V. 49(9). P. 977-992.

Zasova L.V., Formisano V., Grassi D. et al. (2002) Martian winter atmosphere at north high latitudes: Mariner 9 IRIS data revisited // *Adv. Space Res.* 2002. V. 29(2). P. 151-156.

Zasova L.V., Formisano V., Grassi D. et al. (2005a) Thermal structure of the Martian atmosphere retrieved from the IR spectrometry in the 15 μm CO₂ band: input to MIRA // *Adv. Space Res.* 2005. V. 35(1). P. 8-13.

Zasova L.V., Formisano V., Moroz V.I. et al. (2005b) Water clouds and dust aerosols observations with PFS MEX at Mars // *Planet. Space Sci.* 2005. V. 53(10). P. 1065-1077.

**О. И. Кораблев, А. В. Григорьев, Б. Е. Мошкин, Л. В. Засова,
А. Б. Гвоздев, В. Н. Шашкин, Д. В. Пацаев, В. С. Макаров, С.
В. Максименко, Н. И. Игнатьев, А. А. Фёдорова,
А. В. Шакун, А. И. Терентьев, А. В. Жарков, Б. С. Майоров,
Ю. В. Никольский, И. В. Хатунцев, Р. О. Кузьмин, А. В. Родин**
Институт космических исследований РАН, Москва
Ф. Монмесан

LATMOS, Лаборатория атмосфер, сред и космических
наблюдений, Сан-Квентан эн Эвлин, Франция.

Г. Арнольд

Институт планетологии унив. г. Мюнстер, Германия

Ж. Беллуччи, М. Джуранна

IFSI, Институт физики межпланетного пространства,

Рим, Италия

Р. О. Кузьмин

Институт геохимии и аналитической химии

им. В. И. Вернадского РАН, Москва

А. В. Родин

Московский физико-технический институт
(государственный университет), Долгопрудный

ЭШЕЛЛЕ-СПЕКТРОМЕТР ТИММ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА

Эшелле-спектрометр ТИММ проекта ФОБОС-ГРУНТ предназначен для исследования атмосферы Марса путем измерения спектра солнечного излучения, прошедшего через атмосферу Марса на его лимбе. Основные научные задачи прибора на Марсе – измерение содержания метана, поиск малых составляющих, измерение отношения D/H, исследование вертикальной структуры аэрозоля в атмосфере. Спектральный диапазон эшелле-спектрометра – 2300...100 нм, спектральная разрешающая сила $\lambda/\Delta\lambda$ превышает 25 000, поле зрения – 1,5x21 угл.мин. Спектры измеряются в узких спектральных интервалах, соответствующих порядкам дифракции, за один цикл может быть измерено до 8 интервалов. Для исследования вертикальных профилей аэрозоля прибор включает четыре фотометра УФ- и ближнего ИК-диапазона. Масса прибора – 2,8 кг, энергопотребление – до 12 Вт. Представлены научные задачи эксперимента, техническая реализация прибора и предварительные результаты некоторых наземных калибровок.

Введение

Исследование планет методом солнечных затмений или солнечного просвечивания является мощным средством получения информации о составе и вертикальной структуре атмосфер и неоднократно применялось в космических миссиях. Его преимущество состоит в высокой яркости источника, калибровке прибора при каждом измерении и возможности получения вертикальных профилей.

Впервые эксперимент по солнечному просвечиванию атмосферы Марса был проведен на космическом аппарате (КА) «Фобос-2» [Blamont et al., 1989; Krasnopolsky et al., 1991]. В течение двух месяцев проводились измерения в диапазоне от УФ (250 нм) до ИК (3700 нм); спектральная разрешающая сила в двух диапазонах – 1900 и 3700 нм – составляла около 2000. Были получены уникальные данные по высотному распределению аэрозоля [Chassefiere et al., 1992; Korablev et al., 1993] и водяного пара [Krasnopolsky et al., 1991; Rodin et al., 1997] и другие. Развитие эксперимента планировалось в проекте MARS-96 [см. Кораблев, Берто, 2005] и осуществлено в проекте MARS-EXPRESS [Bertaux et al., 2006]. Спектрометрический комплекс SPICAM на КА Mars-Express успешно работает на орбите у Марса с января 2004 г. УФ-спектрометр на диапазон 118...320 нм с разрешающей силой ~300 и акустооптический спектрометр ближнего ИК-диапазона (1100...1650 нм) с разрешающей силой 1500...2000 [Korablev et al., 2006] имеют возможность наблюдений и диска планеты, и Солнца, с использованием бокового оптического входа с малой апертурой. В режиме солнечных затмений на систематической основе исследованы профили водяного пара, аэрозоля при одновременных измерениях основного компонента атмосферы – CO₂ [Fedorova et al., 2009; Maltagliati et al., 2011]. В проекте VENUS-EXPRESS эксперимент SPICAV-SOIR [Bertaux et al., 2007] представляет собой версию прибора SPICAM/Mars-Express (диапазон ИК-спектрометра расширен до 700...1600 нм), дополненную эшелле-спектрометром высокого разрешения SOIR, предназначенным исключительно для солнечных затмений (см. далее). SPICAV-SOIR работает на орбите вокруг планеты с марта 2006 г. Солнечные наблюдения атмосферы над облаками Венеры позволили измерить вертикальный профиль отношения D/H [Fedorova et al., 2008], SO₂ [Belyaev et al., 2008], других малых составляющих [Vandaele et al., 2008], обнаружить новые изотопические полосы CO₂ [Bertaux et al., 2009] и исследовать вертикальную структуру аэрозолей [Wilquet et al., 2009].

Измерения атмосферы Марса методом солнечных затмений планируется широко использовать в будущих миссиях. Основные научные приборы миссии Trace Gas Orbiter (TGO), планируемой к запуску в 2016 г., работают именно на этом принципе [Wennberg et al., 2011; Vandaele et al., 2011].

Спектрометр ТИММ для проекта ФОБОС-ГРУНТ [Зеленый и др., 2010] построен на основе комбинации эшелле-спектрометра с высокой дисперсией, работающего в высоких порядках дифракции, и акустооптического перестраиваемого фильтра

(АОПФ), используемого для селекции одного из порядков. За одну экспозицию может быть измерен только небольшой участок спектра, соответствующий выбранному порядку дифракции, но АОПФ обеспечивает быстрое переключение к любому участку спектрального диапазона. Такой тип приборов был впервые предложен для атмосферных исследований в 2002 г. [Korablev et al., 2002, 2004]. На основе этих проработок был создан первый прибор – бортовой SOIR для проекта VENUS-EXPRESS [Nevejans et al., 2006; Bertaux et al., 2007], работающий в диапазоне от 2300 до 4300 нм, с разрешающей силой ~20 000. Для исследования парниковых газов в атмосфере Земли создан спектрометр РУСАЛКА, с 2009 г. работающий на Международной космической станции (МКС) [Кораблев и др., 2011]. Прибор является модификацией SOIR на диапазон 700...1700 нм. Использование принципа SOIR позволяет существенно уменьшить размеры и массу спектрометра высокого спектрального разрешения, особенно при использовании Солнца в качестве источника излучения. Более высокая разрешающая сила может быть достигнута лишь при использовании фурье-спектрометров с большой оптической разностью хода, как ACE-FTS [Bernath et al., 2005] или планируемый для Марса MATMOS [Wennberg et al., 2011], масса которых составляет десятки килограммов.

Объектом исследования в эксперименте ТИММ проекта ФОБОС-ГРУНТ является атмосфера Марса. Главная задача эксперимента – детектирование метана с низким порогом обнаружения, будут также проведены чувствительный поиск новых малых составляющих и измерения отношения D/H. Специальный фотометрический канал прибора предназначен для исследований аэрозоля.

Аббревиатура ТИММ условна: она унаследована от планировавшегося на ранней стадии проекта спектрометра теплового ИК-диапазона для картирования Фобоса, чьи ресурсы на КА в некоторой степени использует прибор. ТИММ создан в ИКИ РАН с использованием опыта, накопленного при создании приборов РУСАЛКА, SPICAV, SPICAM и участии в приборе SOIR. Матричный ИК-детектор прибора с системой криогенного охлаждения поставлен французской лабораторией LATMOS. Испытания прибора также проведены во Франции. Основные параметры прибора ТИММ приведены в таблице 1.

1. измерения и научные задачи

принцип измерения

В эксперименте ТИММ планируется проводить наблюдения лимба Марса с переходных орбит, с орбиты наблюдения и с КСО. На любой орбите, близкой к орбите Фобоса, солнечные затмения для космического аппарата происходят три раза за марсианский день, независимо от сезона. Координаты затмений ограничены экваториальными широтами Марса. Перед посадкой на Фобос существует возможность провести до 300 наблюдений на заходе и столько же на восходе. Во всех случаях от КА, находящегося обычно в режиме постоянной солнечно-звездной ориентации, требуется поворот на небольшой угол так, чтобы оптическая ось прибора ТИММ, совпадающая с точностью 0,5° с осью +X КА, совпала с направлением на солнечный диск. Затем ориентация прибора должна оставаться неизменной (инерциальной) в течение 5...10 мин измерений. Для контроля наведения в приборе имеется квадрантный датчик с полем зрения 1,3x1,3°. Для контроля и выбора углов доворота КА планируются проверочные включения прибора на перелете. Научные сеансы наблюдений начинаются за 10...15 мин до входа или выхода диска Солнца на лимб планеты. Примерно 6 мин после включения требуется на подготовку прибора (охлаждение детектора, проверочные операции). Затем начинается измерение спектров Солнца (на заходе) или темновых спектров (на восходе). Процесс прохода линии визирования через атмосферу на лимбе планеты длится менее 100 с; за это время может быть

таблица 1 Основные характеристики прибора ТИММ

параметр	канал высокого разрешения	фотометрические каналы
спектральный диапазон	2400 ... 4200 нм	250...1500 нм
разрешающая сила, $(\lambda/\Delta\lambda)$	Не менее 20000	30...150
рабочие длины волн	14 диапазонов шириной 14 ... 23,5 нм	250, 340, 990, 1550 нм шириной 10 нм
поле зрения	1,5x21 угл. мин	Ø3,5 угл. мин
пространственное разрешение на лимбе (с КСО*)	60x2 км	10 км
характеристики: АОПФ	TeO ₂ , частота 20...40 МГц, ширина апп. функции 20±0,5 см ⁻¹ , эффективность 40% на 3390 нм	-
эшелле-решетки	Newport/RGL 24,355 штр/мм, угол блеска 70°, рабочая обл. 46x96 мм	-
детектора	SOFRADIR 320x256 элементов площадью 30x30 мкм. Холодильная машина Стирлинга замкнутого цикла Ricor-Thales	Hamamatsu 3Si фотодиода 2x2мм 1 InGaAs фотодиод Ø1 мм
энергопотребление, не более	дежурный режим 2 Вт. рабочий режим 12Вт средн.	
память	ОЗУ 8 кбайт FIFO 256 кбайт Flash 256 Мбайт	
информативность	макс 40 кбайт/с; 22 Мбайт/сеанс	
масса	2830 г	
габаритные размеры	262x165x139 мм	

* квазисинхронная орбита.

измерено от 50 до 200 значимых спектров, в зависимости от выбранного числа спектральных интервалов. Оценка отношения сигнала к шуму (С/Ш) в районе 3 мкм более 500. Измерение завершается записью темновых спектров (на заходе) или спектров Солнца (на восходе). По наблюдениям Солнца при расстоянии от линии визирования до лимба планеты более 200 км, где вклад атмосферы отсутствует, вычисляется усредненный спектр сравнения I_s . По измерениям в тени планеты вычисляется темновой спектр I_0 . Спектры поглощения атмосферы T вычисляются как

$$T = \frac{I - I_0}{I_s - I_0}$$

Таким образом, калибровка проводится автоматически при каждом измерении. Эксперимент предназначен для измерения малых составляющих атмосферы с высокой чувствительностью. Этому способствует высокое отношение сигнал/шум

и большая разрешающая сила прибора. Если при измерении удастся повернуть КА вокруг оси +X так, чтобы щель спектрометра оказалась параллельна лимбу, пространственное разрешение прибора по вертикали будет лучше 2 км. Наиболее чувствительные измерения при солнечных затмениях на Марсе происходят в диапазоне высот 20...40 км: выше падает количество молекул на луче зрения, а ниже, как правило, недостаточна интенсивность сигнала из-за поглощения атмосферным аэрозолем. Период работы КА «Фобос-Грунт» в окрестности Марса приходится на сезон перигелия (лето в Южном полушарии, $L_s = 170...264^\circ$), когда существует опасность развития глобальной пылевой бури. Если это произойдет, оптически-плотная пыль может подниматься вплоть до высот 50 км. Это может существенно снизить возможности метода по обнаружению малых составляющих атмосферы.

По сравнению с приборами SOIR [Nevejans et al., 2006] или РУСАЛКА [Кораблев и др., 2011] в приборе ТИММ увеличена линейная дисперсия и использована дифракционная решетка со сравнительно большим числом штрихов на миллиметр. В результате спектрометр с высоким спектральным разрешением перекрывает лишь небольшое число спектральных интервалов, соответствующих порядкам дифракции решетки. В таблице 2 приведены значения волновых чисел ν_0 и длин волн λ_0 в центре спектральных интервалов, приблизительные ширины спектральных интервалов $\Delta\nu$ и $\Delta\lambda$, ориентировочные значения частоты настройки АОПФ на центр спектрального диапазона и основные атмосферные газы, поглощающие в этих интервалах. Спектральное покрытие прибора проиллюстрировано на рисунке 1.

таблица 2 Спектральное покрытие прибора ТИММ в порядках дифракции от 18 до 35

порядок дифракции	ν_0 [см ⁻¹]	$\Delta\nu$ [см ⁻¹]	λ_0 [мкм]	$\Delta\lambda$ [нм]	частота АОПФ [МГц]	атмосферные газы
18	2332,23	9,61205	4,28773	17,670	19,480	CO ₂
19	2461,8	10,146	4,06206	16,740	20,699	Изотопы CO ₂
20	2591,37	10,6801	3,85896	15,900	21,918	CO ₂ , H ₂ O
21	2720,94	11,2141	3,6752	15,150	23,137	HDO, H ₂ O
22	2850,51	11,7481	3,50815	14,460	24,356	H ₂ CO
23	2980,08	12,2821	3,35562	13,830	25,575	CH ₄
24	3109,65	12,8161	3,2158	13,260	26,793	
25	3239,21	13,3501	3,08717	12,720	28,012	H ₂ O
26	3368,78	13,8841	2,96843	12,240	29,231	
27	3498,35	14,4181	2,85849	11,780	30,450	Изотопы CO ₂
28	3627,92	14,9521	2,7564	11,360	31,669	Изотопы CO ₂ , H ₂ O
29	3757,49	15,4861	2,66135	10,960	32,887	H ₂ O
30	3887,06	16,0201	2,57264	10,600	34,106	H ₂ O
31	4016,63	16,5541	2,48965	10,260	35,325	Изотопы CO ₂ , H ₂ O
32	4146,19	17,0881	2,41185	9,940	36,544	CO
33	4275,76	17,6221	2,33876	9,640	37,763	CO
34	4405,33	18,1561	2,26998	9,350	38,981	
35	4534,9	18,6901	2,20512	9,090	40,200	

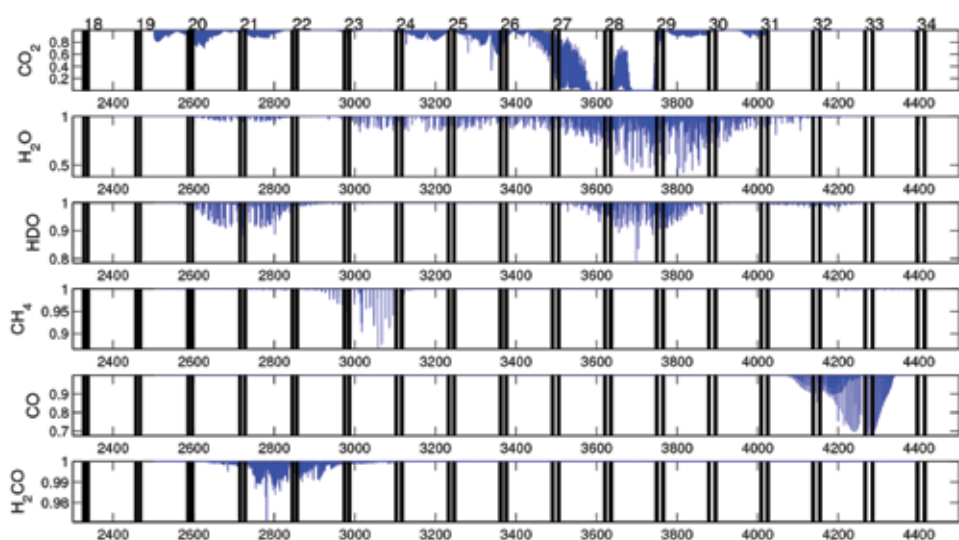


рисунок 1 Спектральный диапазон эшелле-спектрометра прибора ИММ в шкале волновых чисел и синтетические спектры некоторых атмосферных газов, соответствующие лимбовым измерениям на Марсе при разрешающей силе 25000 и высоте линии визирования 22 км. Спектральные интервалы, соответствующие порядкам дифракции спектрометра (спектральное покрытие), показаны вертикальными черными полосами. По оси X – волновые числа в см^{-1}

За одно измерение длительностью 0,5...2 с прибор может измерять до 8 спектральных интервалов, что позволяет одновременно регистрировать линии поглощения интересующих малых составляющих атмосферы, CO_2 для сравнения, и ряда атмосферных газов дополнительно.

Основные цели исследований:

- измерения метана (CH_4) с порогом детектирования 0,5 ppb;
- измерения отношения D/H и его профиля;
- измерение вертикальных профилей CO_2 , H_2O и аэрозоля;
- измерение изотопических полос CO_2 ;
- поиск малых составляющих атмосферы, возможно связанных с геофизической или биологической активностью, C_2H_6 , H_2CO , HCl + ...;
- совместно с прибором АОСТ: измерение оптических свойств аэрозоля в диапазоне от УФ до теплового ИК.

Рассмотрим подробнее основные научные задачи.

детектирование метана

Многолетний поиск метана на Марсе астрономическими средствами и с КА завершился в 2004 г. сенсационными пресс-конференциями, посвященными его детектированию. Несомненно, стимулирующим фактором был выход на орбиту КА Mars-Express с фурье-спектрометром PFS, разрешающая сила которого в фундаментальной полосе метана превышает 2000. Сообщения об открытии метана поступили от трех независимых групп. Поглощение в полосе 3,3 мкм, соответствующее ~10 ppb CH_4 , было обнаружено в спектрах прибора PFS [Formisano et al., 2004]. Параллельно были опубликованы результаты независимых наземных наблюдений, показавшие такое же количество метана [Krasnopolsky et al., 2004]. Группа М. Мумма также сообщила о детектировании метана. По мере работы прибора PFS обнаружены изменения количества метана в атмосфере от 0 до

30 ppb в зависимости от времени и географического положения [Geminal et al., 2008, 2011]. В работе [Mumma et al., 2009] также сообщается о выбросе метана в 2003 г., причем их данные об изменчивости противоречат данным PFS.

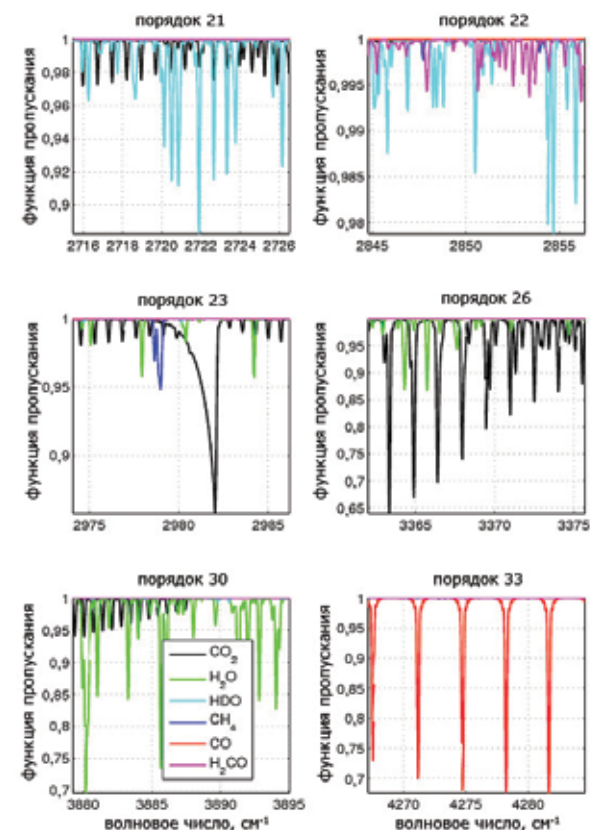


рисунок 2 Спектры пропускания атмосферы Марса на лимбе для прицельной высоты 22 км и разрешающей силы $\lambda/\Delta\lambda=25\,000$. Относительное содержание $\text{CO}=1000$ ppm [Encrenaz et al., 2006; Krasnopolsky et al., 2003], $\text{H}_2\text{O}=\text{ppm}$, $\text{HDO}=171$ ppb [D/H=5,5, Krasnopolsky et al., 1997]; относительное содержание метана - 10 ppb, формальдегида - 3 ppb

Фотохимическое время жизни метана, 300...400 лет, с одной стороны, достаточно мало и предполагает необходимость постоянно действующего источника метана. С другой стороны, за это время метан должен равномерно перемешаться в атмосфере, и наличие локализованных источников не может объяснить его переменность. Популярна гипотеза о биологическом происхождении метана: необходимое количество метана может быть получено от очень разреженной биоты [Krasnopolsky et al., 2004; Atreya et al., 2007]. Источником газа на поверхности могут служить глубинные залежи газогидратов [Prieto-Ballesteros et al., 2006], что не снимает вопроса о первичном происхождении метана. Обнаружение метана в атмосфере Марса вызвало лавину связанных публикаций, выдвигается и опровергается масса гипотез о механизмах его возникновения и причинах изменчивости. Все наблюдательные данные недалеко от предела обнаружения, и сам факт детектирования подвергается сомнению [Zahnle et al., 2011]. Для выяснения вопроса необходимы, прежде всего, надежные измерения. Детектированию

метана на поверхности посвящен лазерный эксперимент на марсоходе Curiosity [Webster, Mahaffy, 2011]. Для измерений метана и связанных с ним малых составляющих атмосферы с орбиты запланирована специальная миссия NASA и ESA Trace Gas Orbiter (TGO), часть программы EXOMARS, планируемая к запуску в 2016 г. [Witasse, Allen, 2011].

Измерение содержания метана в атмосфере Марса является основной научной задачей эксперимента ТИММ. КА «Фобос-Грунт» предоставит возможность впервые после КА Mars-Express провести измерения CH_4 с орбиты. Порядок дифракции 23 прибора настроен на сильную группу линий поглощения метана, P_4 фундаментальной полосы ν_3 на 3357 нм (2978 см^{-1}) (рисунок 2). Все обсуждаемые выше наблюдательные данные не противоречат постоянному содержанию метана в атмосфере Марса на уровне 3 ppb. Планируемые измерения с высокой чувствительностью должны надежно подтвердить детектирование на этом уровне. Хотя длительность этих измерений Марса в проекте ограничена, предполагается получить также данные, подтверждающие или опровергающие изменчивость содержания метана на временном масштабе в несколько месяцев.

измерения отношения D/H и его профиля

Среднее значение D/H на Марсе в 5,5 (± 2) раз превышает земное [Owen et al., 1988; Krasnopolsky et al., 1997]. Это принято считать свидетельством длительной диссипации воды по мере эволюции климата планеты, что привело к накоплению более тяжелого изотопа. Для количественных оценок современных процессов диссипации, обмена воды между подповерхностными резервуарами и атмосферой необходимы измерения значения D/H с высокой точностью и вертикального профиля этого отношения [Montmessin et al., 2005]. До сих пор все измерения D/H опирались на астрономические спектральные наблюдения, причем линии обычной и дейтерированной воды не удавалось измерить одновременно. В связи с этим погрешность измерения D/H остается значительной. Также никогда не был измерен вертикальный профиль отношения $\text{HDO}/\text{H}_2\text{O}$.

В эксперименте ТИММ полосы поглощения водяного пара могут быть измерены в нескольких порядках и с высокой точностью. Настройка прибора на линию P_4 полосы метана позволяет наблюдать наиболее удобные изолированные линии HDO в районе полосы ν_3 3700 нм, поэтому можно будет провести одновременные измерения H_2O и HDO с целью повышения точности полученного ранее отношения D/H в водяном паре и измерения его вертикального профиля. Измерения HDO явились одним из аргументов при выборе спектрального диапазона. Для метана наиболее сильная группа линий соответствует Q-ветви фундаментальной полосы (3314 нм), но при настройке 23-го порядка на эту длину волны все сильные линии HDO в 21-м порядке перекрыты изотопическими линиями CO_2 , имеющими сравнимую интенсивность. В 22-м порядке поглощение HDO не превышает 1%. Таким образом, для измерения приходилось бы разделять вклад поглощения CO_2 и HDO , что неизбежно снижает точность восстановления содержания атмосферных газов из-за неопределенностей, связанных с температурным профилем атмосферы.

измерения атмосферного аэрозоля

Атмосферный аэрозоль на Марсе, как и на Земле, представляет собой важнейший и плохо поддающийся измерениям фактор формирования теплового баланса и климата в целом. Пыль в атмосфере приводит к ее разогреву, уменьшая выхолаживание в космос. С другой стороны, кристаллические облака из водяного льда увеличивают альбедо, уменьшая количество поглощаемой солнечной энергии. Количественное знание оптических характеристик аэрозоля необходимо для реалистичного моделирования климата при помощи моделей общей циркуляции.

Метод солнечных затмений позволяет измерять экстинкцию атмосферного

аэрозоля на лимбе. Такие измерения необходимо проводить в широком спектральном диапазоне, но наиболее характерные особенности поглощения света частицами атмосферного аэрозоля проявляются в диапазоне длин волн, сравнимом с характерными размерами частиц, т.е. в ближнем ИК-диапазоне. Измерения экстинкции аэрозоля в эксперименте ТИММ будут проводиться в спектральных порядках, по участкам спектрального континуума между линиями атмосферных газов. Для расширения диапазона измерений в сторону коротких длин волн в приборе предусмотрено несколько фотометрических каналов, перекрывающих диапазон от УФ до ближнего ИК (таблица 1). Для измерения аэрозоля будут использованы фотометры на длины волн 340, 990 и 1550 нм. Кроме того, совместно с прибором АОСТ планируется провести оценку отношения экстинкции пыли в коротковолновом и в тепловом ИК-диапазонах. Такие измерения очень важны для оценки соотношения между поглощением пылью солнечного излучения и ее излучением в тепловом диапазоне [Forget, 1998], и они никогда не проводились одновременно [Korablev et al., 2005].

другие измерения

Техника солнечных затмений в ИК-диапазоне на Марсе неоднократно продемонстрировала возможность измерений вертикального профиля водяного пара при одновременном контроле количества молекул CO_2 на луче зрения (см. Введение). При высоком спектральном разрешении водяной пар может измеряться до высот ~100 км, а CO_2 – до высот ~150 км. Эти измерения предоставят дополнительные данные для понимания фотохимических процессов, проходящих на этих высотах, слабо охваченных наблюдениями. Пара фотометрических каналов на 250 и 340 нм будет использована для измерения вертикального профиля озона по дифференциальному поглощению в полосе Хартли [Lebonnois et al., 2006; Perrier et al., 2006].

Эксперимент предоставляет широкие возможности для исследования изотопических полос CO_2 , а также для поиска новых молекул атмосферных газов, как, например, H_2CO , C_2H_6 , HCl , и т.д.

совместные измерения с прибором АОСТ

Прибор АОСТ проекта ФОБОС-ГРУНТ [Кorablev и др., 2011] представляет собой фурье-спектрометр, одним из режимов которого запланированы наблюдения солнечных затмений для исследования атмосферы Марса. Детектирование метана также является главной целью эксперимента. Основные измерительные параметры прибора следующие: спектральный диапазон 2,5...20 мкм, спектральное разрешение $0,9 \text{ см}^{-1}$, время измерения 5 с, поле зрения включает весь солнечный диск.

Несмотря на кажущееся дублирование спектрального диапазона, метода и научных задач, приборы АОСТ и ТИММ дополняют и расширяют возможности друг друга. Дублирование основной научной задачи – детектирование метана – повышает вероятность ее выполнения в проекте. Широкий спектральный диапазон АОСТ и высокое спектральное и пространственное разрешение ТИММ взаимно дополняют друг друга, позволяя получить максимум информации из тех и других данных. Два прибора совместно перекрывают спектральный диапазон от 250 нм до 20 мкм, предоставляя беспрецедентные возможности для исследований аэрозоля.

2. техническая реализация

компоновка прибора

Прибор ТИММ представляет собой моноблок, состоящий из трех основных частей: несущего корпуса из сплава АМг-6, в котором размещен эшелле-спектрометр,

детектор SOFRADIR, электронные платы и разъемы, блока АОПФ и телескопа с блоком фотометров. Телескоп конструктивно связан с блоком фотометров и закреплен на корпусе прибора сверху. АОПФ представляет собой отдельный блок, закрепленный на задней части корпуса прибора и связанный с ним кабелем. Помимо того, в состав прибора входят крышки, бленда и, дополнительно, кронштейны для крепления кабельной сети КА. На рисунке 3 представлен общий вид прибора, а на рисунке 4 приведено внутреннее расположение его основных элементов. Электроника прибора состоит из двух плат. На КА прибор закреплен на термостабилизированной панели под общей ЭВТИ аппарата.

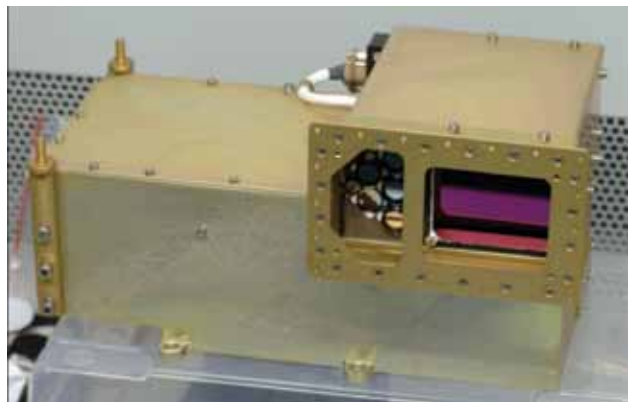


рисунок 3 Общий вид прибора ТИММ со стороны оптического входа

оптическая схема спектрометра

Телескоп системы Кассегрена собирает солнечное излучение. Диаметр первичного зеркала 50 мм, фокусное расстояние 500 мм. Перед телескопом установлен светофильтр из просветленного кремния толщиной 5 мм, блокирующий наиболее интенсивное солнечное излучение в видимой области спектра. Зеркала телескопа цельнометаллические (производства «Научно-исследовательского института комплексных испытаний оптико-электронных приборов и систем» (НИИКИ ОЭП), Сосновый Бор), как и вся его конструкция (рисунок 5а). В фокусе телескопа находится диафрагма поля размером 3×1 мм. За диафрагмой расходящийся пучок попадает в блок АОПФ (рисунок 6).

Акустооптический перестраиваемый фильтр (АОПФ) – твердотельный оптический фильтр, основанный на принципе акустооптической дифракции в анизотропной среде. Центральная длина волны полосы пропускания фильтра определяется частотой сигнала, подаваемого на акустический преобразователь. Акустическая волна изменяет коэффициент преломления двулучепреломляющего кристалла, и в результате дифракции в объеме кристалла образуются два дифрагировавших луча. Помимо них на выходе кристалла присутствуют два (из-за двойного лучепреломления) луча белого света. В приборе используется неколлинеарный АОПФ на основе кристалла TeO_2 [Chang, 1977], в котором полезный дифрагировавший луч проходит вдоль оптической оси.

Прибор АОПФ изготовлен компанией «Конструкторское бюро специального приборостроения» (КБСП, Москва). Длина кристалла вдоль оптической оси 35 мм, размер акустического преобразователя 20 мм, а длина акустооптического взаимодействия составляет около 12 мм. Кристалл АОПФ помещен в коллиматор, состоящий из двух одинаковых ахроматических линзовых дублетов (ZnSe-CaF_2 с просветлением) с фокусным расстоянием 27 мм. Разделение выходных пучков проис-

ходит по углу, полезный пучок отделен от нулевого порядка на угол $6,5^\circ$ (разделение происходит на входной щели спектрометра в фокусе выходной линзы коллиматора АОПФ). Для перенаправления пучков служат два диагональных зеркала, таким образом, блок АОПФ выполняет помимо фильтрации порядков роль перископа, переводящего излучение от телескопа в собственно спектрометр.

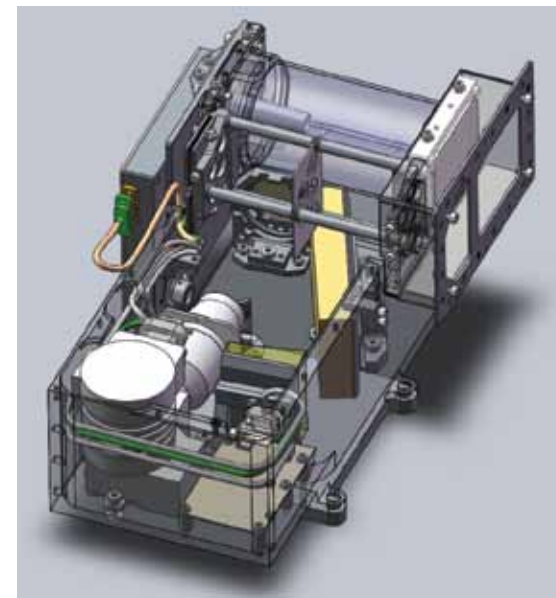


рисунок 4 Трехмерная модель, показывающая внутреннее расположение основных элементов прибора ТИММ. На переднем плане детектор и плата питания и управления охладителем Ricor. За ней эшелле-решетка. Блок фотометров расположен перед телескопом и жестко связан с ним. Не показаны крышки, плата электроники и ряд вспомогательных элементов

Спектрометр построен по автоколлимационной схеме Литтрова, с разнесением входного и выходного пучков в плоскости дифракции. Входная щель спектрометра размером 0,075×3 мм находится в фокальной плоскости коллиматора на выходе из блока АОПФ. В связи с ограниченным временем разработки и изготовления оптики в спектрометре использована только сферическая оптика. Коллиматор спектрометра с эквивалентным фокусным расстоянием 430 мм построен по зеркальной схеме с корректором [Клевцов, 2000]: металлическое главное зеркало размером 38×50 мм, корректор-мениск и зеркало Манжена (ZnSe) с просветлением. В приборе используются серийная дифракционная эшелле-решетка компании Newport–Richardson Gratings (рабочий угол -70° , 24,355 штр/мм, размер заштрихованной области 46×96 мм, подложка 50×100×16 мм). Для ввода пучка в спектрометр и разделения входного и выходного пучков использовано маленькое плоское зеркало вблизи входного окна детектора. Размещение основных элементов спектрометра показано на рисунке 7.

Общая апертура спектрометра и всего прибора ограничена проекцией дифракционной решетки (46×35 мм), в результате фокальное отношение прибора составляет не более 1:11. Хотя разрешение спектрометра с небольшой апертурой в ИК-диапазоне легко ограничивается дифракцией, исключительно компактная (излишне короткая) схема, применяемая исходя из ограниченности места на КА, приводит к дополнительным aberrациям.



рисунок 5 Телескоп и детектор прибора ИИММ:
а – зеркала телескопа [в окончательном варианте телескоп смонтирован в трубчатой конструкции - см. рисунок 4);
б – матричный детектор с системой охлаждения SOFRADIR



рисунок 6 Блок АОПФ со снятой крышкой. Кристалл АОПФ находится между объективами коллиматора; вокруг расположены электронные платы синтезатора и усилителя высокочастотного сигнала для активации АОПФ с элементами согласования

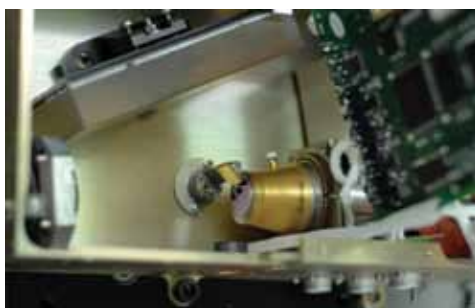


рисунок 7 Основные элементы эшелле-спектрометра: щель (освещена красным светом лазера), диагональное зеркало ввода, слева система мениск-зеркало Манжена, под электронной платой видны часть главного зеркала, дифракционная решетка-эшелле и детектор SOFRADIR. Матрица детектора находится внутри корпуса-дьюара на расстоянии ~20 мм от входного окна

В приборе использован матричный КРТ-детектор (кадмий, ртуть, теллур) размером 320×256 пикселей с КМОП-системой считывания европейского производства SOFRADIR (Франция), поставленный лабораторией LATMOS (см. рис. 5б). Применяемый детектор IDMM067-46 мало отличается от одной из стандартных конфигураций. Красная граница детектора $4,3...4,4$ мкм, размер пиксела 30×30 мкм, общий размер матрицы $9,6 \times 7,68$ мм. Детектор позволяет использовать два режима усиления, с интегрирующим конденсатором 0,7 или 2,1 пФ. Использовано значение по умолчанию 2,1 пФ. При этом система считывания может накопить максимальный заряд $37 \times 10^6 e^-$. Отклик детектора около 25 В/нВт на пиксел во всем рабочем диапазоне при времени интегрирования 20 мс. Линейность составляет $\pm 1\%$ для 25...92% полного динамического диапазона и $\pm 2\%$ - для 10...98%. Детектор поставляется в дьюаре вместе с охладителем замкнутого цикла K508 (Ricor/THALES). Перед матрицей размещен холодный экран с апертурой 1:3,91 диаметром 5,1 мм. В детекторе нет холодного фильтра, и его рабочий диапазон длин волн составляет от 1,7 до 4,2 мкм (рис. 8). Охладитель K508 многократно испытан в космосе в миссиях CIMEX CLEMENTINE, VENUS-EXPRESS, ROSETTA и др. Рабочая температура детектора ~100К. При выходе на режим охладитель потребляет ~9Вт, а при поддержании рабочей температуры – 4 Вт. Масса детектора с охладителем около 540 г.

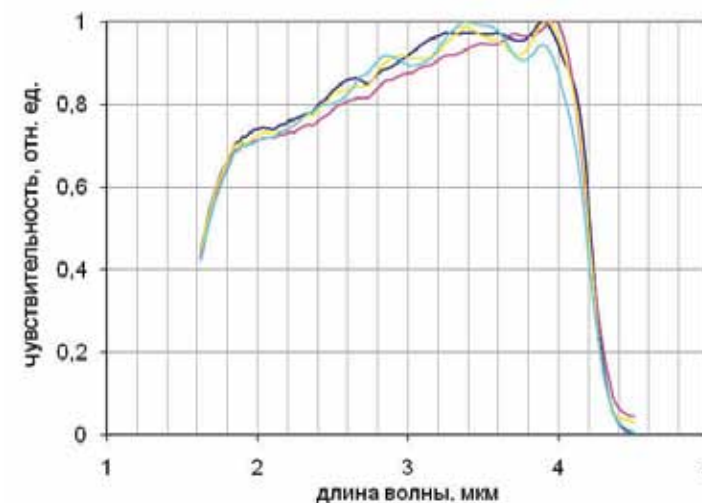


рисунок 8 Спектральная характеристика детектора SOFRADIR ID MM067-47. Кривые соответствуют различным зонам детектора

блок фотометров

Для исследования оптических свойств аэрозоля в состав прибора включен ряд оптически независимых фотометрических каналов. На их входе установлены интерференционные фильтры и фокусирующие линзы с фокусным расстоянием 100 мм производства Edmund Optics. В фокусе линз находятся диафрагмы (пиноли) и сразу за ними – фотодиоды. Помимо фотометров в состав блока включен квадрантный датчик контроля наведения. Основные характеристики каналов приведены в таблице 3.

таблица 3 Характеристики фотометрических каналов [номер канала соответствует его номеру в блоке данных телеметрии]

№ детектора	назначение	λ [нм]	$\Delta\lambda$ [нм]	апертура, \varnothing [мм]	диафрагма, \varnothing [мкм]	детектор
6	озон	250	10	11	100	Si 2,4x2,4 мм Hamamatsu S1336-5BQ
8	аэрозоль, озон	340	10	8	100	-'
5	аэрозоль	990	10	3	100	-'
7	аэрозоль	1550	12	3	100	InGaAs \varnothing 1 мм Hamamatsu G8370-01
1-4	датчики контроля наведения	550	1	3	-	Si 4x1x1мм ФД19КК

структура и управление прибором

Основные модули прибора ТИММ и связи с приборами и системами КА представлены на рисунке 9. Общее управление работой прибора осуществляет микроконтроллер (МК) C8051F120 (Silicon Laboratories), работающий на частоте 48 МГц, с помощью ПЛИС XC2C256 (Xilinx, Inc). Считывание выходного сигнала матричного детектора производит ПЛИС с помощью АЦП AD1266 разрядностью 12 бит. Через ПЛИС также осуществляется связь МК с большинством модулей прибора и управление питанием. При необходимости измеренные кадры суммируются (до 16 кадров). Результат - полный кадр детектора 320x256 - записывается в буферную память FIFO объемом 128К x 16 бит. Временем интегрирования детектора и усреднением областей внутри детектора управляет МК.

Сигналы всех детекторов блока фотометров (всего 8, см. таблица 3) одновременно измеряются с помощью интегрирующих усилителей и АЦП с разрешением 16 бит DDC118 (Texas Instruments). Диапазон и время измерения задаются МК. Данные передаются по последовательному каналу. При необходимости (проблемы с матричным детектором) прибор может опрашивать только сигналы блока фотометров.

Прибор АОПФ содержит синтезатор частоты, цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП) регулировки мощности (12 бит), АЦП для измерения мощности (12 бит). Данные передаются по последовательному каналу.

Flash-память служит для хранения результатов измерения. Установлены две микросхемы памяти: запись производится одновременно в обе микросхемы, чтение - из любой выбранной. Емкость каждой памяти - (2048+64)байт x 64 страницы x 2048 блоков.

Система охлаждения детекторов включает блоки управления мощностью холодильной машины, измерения и контроля температуры. В детекторе ММ067-46 используется встроенная система терморегулирования.

Контроллер МПИ служит для связи МК с СИОК или КИА по шине стандарта 1553В. Порт отладки предназначен для связи с КИА по последовательному асинхронному интерфейсу при автономной работе прибора.

Для уменьшения объема передаваемой информации при измерении спектров кадр детектора делится на несколько одинаковых, примыкающих друг к другу полос, которые могут размещаться в произвольном месте кадра. Длина полосы равна длине строки детектора (320 пикс.), в команде задаются номер первой

строки первой полосы (0...255), число полос (1...6) и ширина каждой полосы (1...256 пикс.). Все столбцы внутри полосы усредняются, таким образом, на выходе получается несколько спектров длиной 320 пикселей, соответствующих разным участкам вдоль щели спектрометра.

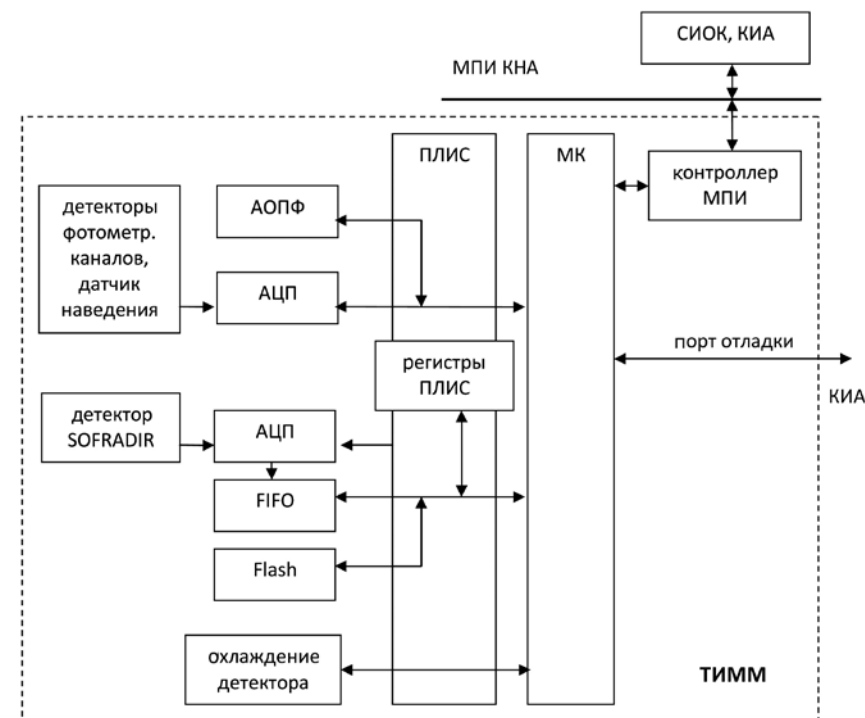


рисунок 9 Структурная схема управления прибором ТИММ: АЦП – аналогово-цифровой преобразователь; АОПФ – акустооптический перестраиваемый фильтр; ПЛИС – программируемая логическая интегральная схема; FIFO – буферная память; Flash – память хранения результатов; МК – микроконтроллер; МПИ – магистральный последовательный интерфейс; СИОК – система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры; КИА – контрольно-испытательная аппаратура

циклограмма работы прибора

Укрупненная циклограмма работы прибора приведена на рисунке 10.

Включение питания в штатном режиме производит бортовой комплекс управления (БКУ). После включения питания БКУ разрешает СИОК работу с прибором. Инициализация электроники и программы занимает 5 с. За это время проводится проверка правильности четырех программных копий во Flash-памяти микроконтроллера и, при необходимости, загрузка достоверной копии в рабочую область. Затем прибор ждет поступления команды (УКС) по шине МПИ или в порт отладки. При поступлении достоверной команды прибор переходит в соответствующий режим управления. Производится анализ УКС и установка соответствующего режима работы.

Подготовка к измерениям включает запуск системы охлаждения детектора и проверку Flash-памяти. На это отводится фиксированное время (360 с). По окончании этого интервала и при охлаждении температуры детектора ниже заданного порогового значения включается питание аналоговой электроники. Предусмотрена возможность принудительного включения питания.



рисунок 10 Циклограмма работы прибора ТИММ: НИ – научная информация; СИ – служебная информация; УКС – управляющее командное слово; КБВ – код бортового времени; ИВС – информация о внешнем событии

Измерения начинаются по окончании подготовки и через заданный интервал времени (0...2550 с), предусмотренный для синхронизации момента измерения относительно восходов и заходов, что позволяет оптимизировать объем передаваемых данных. Прием кодов КБВ, ИВС и передача служебной информации может происходить в любой момент цикла.

Окончание цикла измерений определяется одним из способов:

- по истечении заданного времени с момента начала измерений (255 значений с шагом 10 с, задаются в УКС), если закончилось текущее измерение; если задано нулевое время, проводится одно измерение;
- по истечении заданного времени с момента поступления сообщения ИВС: 30 с (сообщение «заход в тень») и 150 с (сообщение «выход из тени»); сообщения ожидаются не позже чем за 10 с перед наступлением соответствующего события;
- при переполнении Flash-памяти, если она включена.

По окончании цикла выключается аналоговое питание и охлаждение детектора. Предусмотрена повторная (многократная) активация прибора по приходе УКС без выключения питания.

измерения

Элементарным измерением, выполняемым прибором, является измерение кадра. Оно включает следующие действия, которые обычно выполняются в цикле:

- установка мощности и частоты АОПФ;
- параллельные измерения кадра детектора и измерения в фотометрических каналах;
- запись данных пакета во Flash-память, или обработка и передача данных.

Во время измерения кадра в ПЛИС может быть выполнено усреднение (от 1 до 16 кадров), что соответствует увеличению эффективного времени накопления (0,25...64 мс) ×

×(1...16). Разрядность данных измерений кадра 16 бит (12 бит АЦП+4 усреднение). Измерение полос также входит в элементарное измерение. В этом режиме результат суммирования имеет разрядность 24 бита (16 бит-кадр + 8 - суммирование), и для передачи на Землю 16-битных слов используется масштабирование.

Начало измерения кадра синхронизируется с внутренними часами с точностью 0,1 с. В блок данных включаются внутреннее время ТИММ, соответствующее началу кадра с точностью 10 мс, температура детектора, частота и мощность АОПФ.

Научное измерение включает измерение нескольких кадров для заданных частот АОПФ, соответствующих различным порядкам дифракции (от 1 до 8), и может включать кадры измерения темного сигнала (АОПФ выключен). Измерения производятся поочередно для заданных частот в диапазоне 20...40 МГц с разрешением 3,125 кГц. Для калибровки может быть задан режим сканирования, и измерения производятся для ряда частот в заданном интервале (границы определяются с шагом 800 кГц) и с заданным шагом. Мощность АОПФ задается в команде и одинакова для всех частот. Время интегрирования для каждого кадра, число усреднений и параметры полос также одинаковы для всех частот АОПФ. Кадры темного сигнала снимаются с заданным периодом $N=2...255$, так что на 1 измерение темного сигнала приходится $N-1$ измерений кадров при включенном АОПФ, независимо от значений частоты.

Одновременно с измерениями матричного детектора проводятся измерения в 8 фотометрических каналах (сигналы с четырех датчиков контроля наведения и четырех детекторов, таблица 3). Результат измерения имеет разрядность 24 бита, в данные прибора записываются 16 бит результата, причем масштабные коэффициенты задаются для каждого детектора отдельно. Время интегрирования (0,25...64 мс) и число усреднений (1...256) одинаковы для всех детекторов.

3. калибровки и испытания

Изготовлено два летных комплекта прибора ТИММ – №4 и 5. Комплект №5 прошел полный цикл испытаний во Франции (лаборатория IAS, Орсе). В нем установлен детектор SOFRADIR типа MARS MW-K508-0011, отличающийся от детектора IDMM067-46 длинноволновой границей (5,25 мкм) и холодным экраном F:1.93 диаметром 10,6 мм. В НПО им. С.А. Лавочкина 5.07.2011 поставлен комплект №4, параметры которого приведены выше, в табл. 1 и 2. Результаты некоторых калибровок приведены ниже.

акустооптический перестраиваемый фильтр

Настройка АОПФ определяет длину волны излучения, попадающего в эшелле-спектрометр, и, учитывая удаленность порядков дифракции в приборе ТИММ, калибровка АОПФ по длине волны имеет первостепенное значение. Измерены два летных образца АОПФ: АОПФ1 (зав. №1101002) – установлен в комплект №5 и АОПФ2 (зав. №1101003) – установлен в комплект №4. Калибровки проведены с использованием HeNe-лазера на длине волны 3,39 мкм и двух DFB лазерных диодов, излучающих на длинах волн 2,64 и 2,69 мкм. Излучение лазеров модулировалось и вводилось в модуль АОПФ с помощью внеосевого параболического зеркала (F=50 мм). PbSe-детектор (Thorlabs PDA20H-EC) размещался в фокальной плоскости выходной линзы модуля АОПФ.

Функции пропускания АОПФ приведены на рис. 11. По ширине полосы пропускания фильтры одинаковы. На длине волны 3,39 мкм (3390 нм) эффективность дифракции для поляризованного света $F_{\text{АОПФ1}} \sim 60 \pm 5\%$, $F_{\text{АОПФ2}} \sim 70 \pm 5\%$. АОПФ2 имеет несколько большие боковые лепестки. В хорошем приближении зависимость частоты АОПФ от волнового числа $f(\nu)$ должна быть квадратичной. По имеющейся калибровке можно установить только линейное соотношение $f = Av + B$, поскольку точки 2640 и 2680 нм расположены слишком близко для нахождения параболической зависимости (таблица 4).

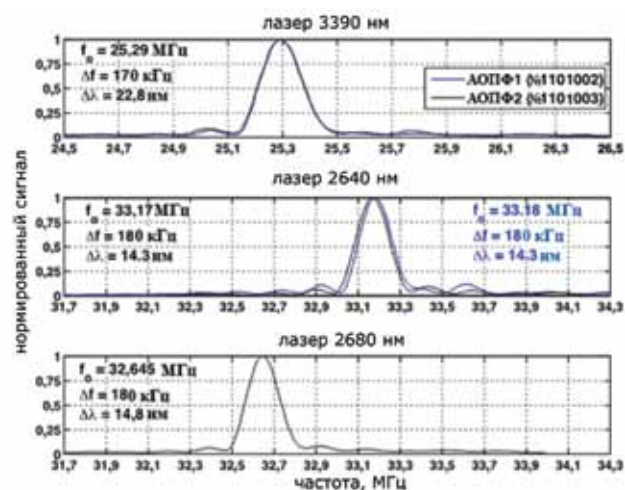


рисунок 11 Функции пропускания АОПФ1 (синий цвет) и АОПФ2 (черный цвет) на 2640, 2680 и 3390 нм

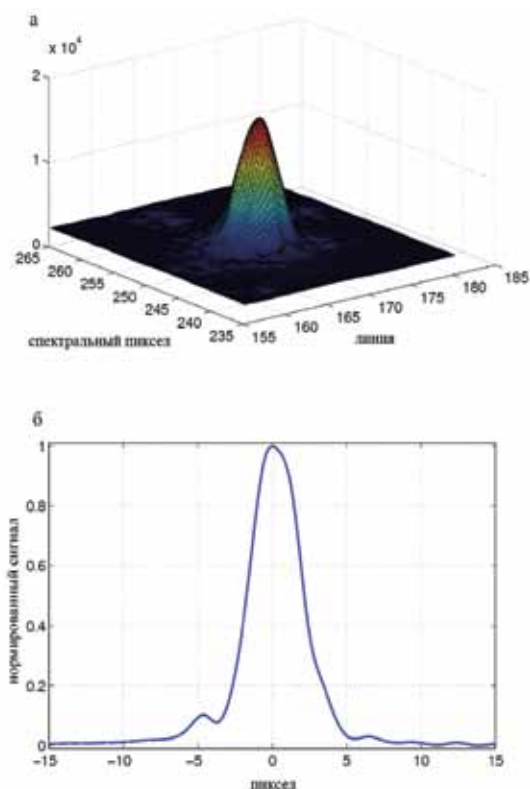


рисунок 12 Отклик прибора на сигнал HeNe-лазера, излучающего на длине волны 3,39 мкм в режиме измерения полного кадра детектора (а). Показана часть кадра. Полуширина аппаратной функции в направлении спектра (б) соответствует 4 пикселям (ширина щели соответствует 2,5 пикселям).

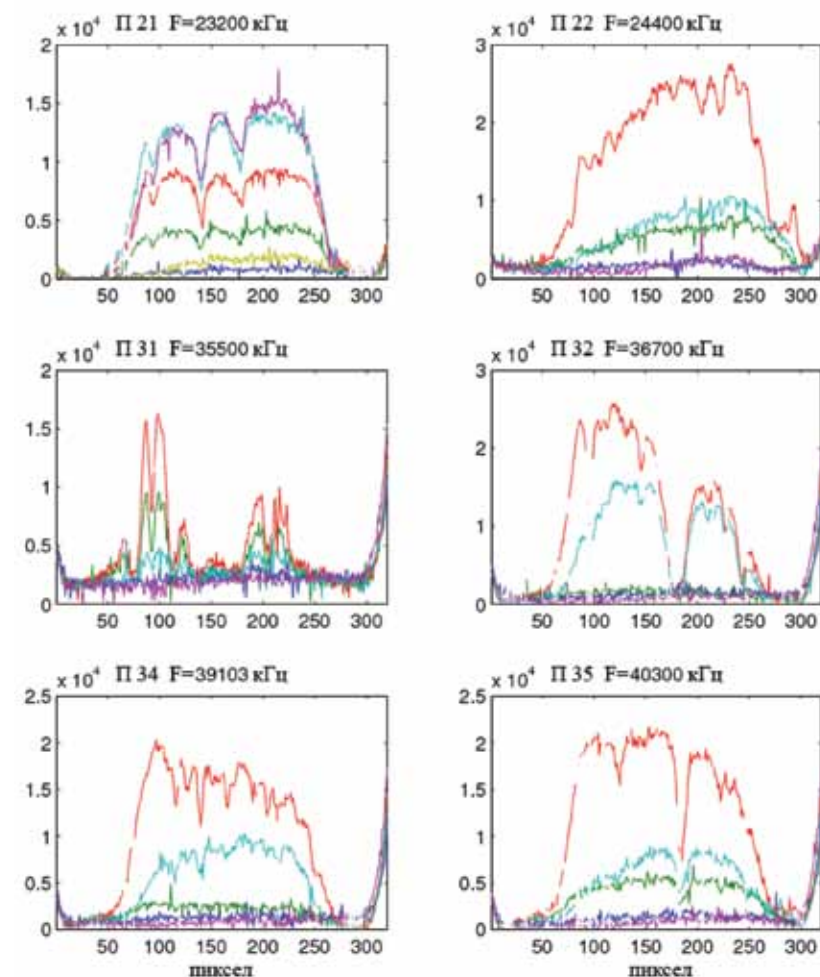


рисунок 13 Необработанные спектры, зарегистрированные прибором ТИММ №4 при наблюдениях Солнца через атмосферу Земли в порядках (П)21, 22, 31, 32, 34, 35 (на рисунке слева направо сверху вниз). Измерения проведены 1.07.2011 в 18:30 на широте Москвы. По горизонтальной оси – пиксели детектора, по вертикальной – отсчеты прибора. Сверху над графиками указаны частоты настройки АОПФ в кГц. Время интегрирования 16x40 мс, применялось автоматическое вычитание фона. Различными цветами показаны полосы (положение полос на детекторе различно для разных порядков)

таблица 4 Калибровка АОПФ частота - волновое число

летные образцы АОПФ	A	B
АОПФ1	0,009413481382539	-2,478479546760679
АОПФ2	0,009406684896203	-2,458095239317771

Более точная зависимость будет найдена по результатам измерения атмосферных спектров.

аппаратная функция спектрометра

Измерения аппаратной функции, определяющей спектральное разрешение прибора, проведены с использованием HeNe-лазера на длине волны 3,39 мкм в полной конфигурации прибора, комплект №4 (рис.12). Ее полуширина соответствует 4 пикселям, что отвечает разрешающей силе прибора около 25 000 на длине волны 3,39 мкм.

калибровки прибора на Солнце

Серия юстировок и калибровок с использованием солнечного излучения комплекта ТИММ №4 проведена в конце июня – начале июля 2011 г. Калибровки проводились из здания ИКИ РАН (г.Москва) и в г.Щербинка. Сравнение измеренных спектров земной атмосферы с модельными расчетами использовалось для проверки правильности положения спектральных интервалов. При наблюдениях в окончателной конфигурации установлены 6 полос по 20 строк начиная с 60-й строки. Суммарное время интегрирования 640 мс, применялось автоматическое вычитание фона. Примеры измеренных спектров приведены на рисунке 13.

закключение

Эксперимент ТИММ посвящен исследованию атмосферы Марса методом солнечных затмений с целью измерения малых составляющих атмосферы. Он должен решить задачи детектирования метана с низким пределом обнаружения и надежного измерения отношения D/H в водяном паре.

Решение о разработке прибора ТИММ было принято в конце 2009 г. Он создан за 1,5 года при минимуме затрат, что неизбежно привело к компромиссным значениям некоторых параметров. Кроме того, расположение прибора на КА сильно ограничило его габаритные размеры. ТИММ – миниатюрный прибор, и высокая разрешающая способность достигнута за счет меньшей светосилы, почти в 2 раза меньшей, чем у прибора SOIR проекта VENUS-EXPRESS. В то же время ТИММ почти в 2 раза легче SOIR, и есть уверенность в перспективности этой разработки для исследования состава атмосферы не только Марса, но и других планет Солнечной системы, в условиях ограниченности ресурсов.

В проекте ФОБОС-ГРУНТ ТИММ дополняет и расширяет возможности спектрометра АОСТ: ТИММ обладает большей разрешающей силой, но измеряет спектр лишь в узких спектральных интервалах. Также ТИММ имеет узкое поле зрения и позволяет исследовать вертикальные профили атмосферы. Комбинация приборов ТИММ и АОСТ позволит в рамках проекта повысить надежность решения приоритетной задачи детектирования метана и эффективно решать ряд дополнительных задач, таких, например, как исследования свойств марсианской пыли.

литература

Клевцов Ю.А. (2000) Новые оптические системы для серийных малогабаритных телескопов // Оптический журнал. 2000. Т. 2.
 Кorablev O.I., Troхимовский А.Ю., Виноградов И.И. и др. (2011) РУСАЛКА для измерения содержания углекислого газа и метана в атмосфере с борта МКС // Оптический журнал. 2011. Т. 78. № 5. С. 44-58.
 Кораблёв О. И., Григорьев А. В., Мошкин Б. Е. и др. (2011) АОСТ: фурье-спектрометр для исследования Марса и Фобоса // Астроном. вестник. 2011.
 Зелёный Л.М., Захаров А.В., Полищук Г.М., Мартынов М.Б. (2010) Проект экспедиции к Фобосу // Астроном. вестн. 2010.Т. 44:1. С. 17-28.
 Atreya S.K., Mahaffy P.R., Wong A.S. (2007) Methane and related trace species on Mars: Origin, loss, implications for life, and habitability // Planet. Space Sci. 2007.V.55. P.358–369.

Belyaev D., Korablev O., Fedorova A. et al. (2008) First observations of SO₂ above Venus' clouds by means of solar occultation in the infrared // J. Geophys. Res. 2008.V.113. Is.2. CitelD E00B25, doi:10.1029/2008JE003143.

Bernath P.F., McElroy C.T., Abrams M.C. et al. (2005) Atmospheric Chemistry Experiment (ACE): Mission overview // Geophys. Res. Lett. 2005.V.32. P. L15S01.

Bertaux J.-L., Korablev O., Perrier S. et al. (2006) SPICAM on Mars Express: Observing modes and overview of UV Spectrometer data and scientific results // J. Geophys. Res. 2006.V.111. E10S90, doi:10.1029/2006JE002690.

Bertaux J.-L., Nevejans D., Korablev O. et al. (2007) SPICAV/SOIR on Venus Express: Three Spectrometers to Study the Global Structure and Composition of the Venus Atmosphere // Planet. Space Sci. 2007. V. 55. P. 1653-1672.

Bertaux J.-L., Vandaele A.-C., Wilquet V. et al.(2008) First Observation of 628 CO₂ isotope band at 3.3 μm in the atmosphere of Venus by solar occultation from Venus Express // Icarus. 2008.V.195 (1).P.28-33.

Blamont J. E., Chassefiere E., Goutail J. P., Mege B., Nunes-Pinharanda M. (1989) Vertical profiles of dust and ozone in the Martian atmosphere deduced from solar occultation measurements // Nature. 1989.V.341.P.600-603.

Chang I.C. (1977) Tuneable acousto-optic filters: an overview // Opt. Eng. 1977.V.16 (5). P.455-460.

Chassefiere E., Blamont J.E., Krasnopolsky V.A., Korablev O.I., Atreya S.K., West R.A. (1992) Vertical structure and size distributions of martian aerosols from solar occultation measurements // Icarus. 1992.V.97.P.46-69.

Encrenaz T., Fouchet T., Melchiorri R. et al.(2006) Seasonal variations of the martian CO over Hellas as observed by OMEGA/Mars Express // Astronomy & Astrophysics. 2006. V.459. P.265–270.

Fedorova A., Korablev O., Vandaele A.-C. et al.(2008) HDO and H₂O vertical distributions and isotopic ratio in the Venus mesosphere by SOIR spectrometer on board Venus Express // J. Geophys. Res. 2008. V.113. E12, CitelD E00B22, doi:10.1029/2008JE003146.

Fedorova A.A., Korablev O.I., Bertaux J.L. et al. (2009) Solar infrared occultation observations by SPICAM experiment on Mars-Express: Simultaneous measurements of the vertical distributions of H₂O, CO₂ and aerosol // Icarus. 2009.V. 200. P.96-117.

Forget F. (1998) Improved optical properties of the Martian atmospheric dust for radiative transfer calculations in the infrared // Geophys. Res. Lett. 1998.V.25. P.1105–1108.

Formisano V., Atreya S.K., Encrenaz T., Ignatiev N., Giuranna M.(2004) Detection of methane in the atmosphere of Mars // Science. 2004.V.306. P.1758-1761.

Geminale A., Formisano V., Giuranna M.(2008) Methane in Martian atmosphere: Average spatial, diurnal, and seasonal behavior //Planet. Space Sci. 2008.V.56 (9). P. 1194-1203.

Geminale A., Formisano V., Sindoni G.(2011) Mapping methane in Martian atmosphere with PFS-MEX data // Planet. Space Sci. 2011.V. 59 (2-3). P. 137-148.

Korablev O., Krasnopolsky V.A., Rodin A.V., Chassefiere E.(1993) Vertical structure of Martian dust measured by solar infrared occultations from the Phobos spacecraft // Icarus.1993.V.102.P.76-87.

Korablev O.I., Bertaux J.-L., Vinogradov I.I. (2002) Compact high-resolution IR spectrometer for atmospheric studies // Proc. SPIE. 2002.V.4818. P.272-280.

Korablev O.I., Bertaux J.L., Vinogradov I.I., Kalinnikov Yu.K., Nevejans D., Neefs E.(2004) Compact high-resolution echelle-AOTF NIR spectrometer for atmospheric measurements // ESA publications. 2004. V. SP-554.

Korablev O., Moroz V.I., Petrova E.V., Rodin A.V.(2005) Optical properties of dust and the opacity of the Martian atmosphere // Adv. Space Res. 2005.V.35. P.21-30.

Korablev O., Bertaux J.-L., Fedorova A. et al.(2006) SPICAM IR acousto-optic spectrometer experiment on Mars-Express // J. Geophys. Res.2006.V.111.Iss. E9,

CiteID E09S0, doi: 1029/2006JE002696.

Krasnopol'skii V. A., Korablev O. I., Moroz V. I., Krysko A. A., Blamont J. E., Chassefiere E. (1991) Infrared solar occultation sounding of the Martian atmosphere by the Phobos spacecraft // *Icarus*. Nov.1991.V. 94. P. 32-44.

Krasnopol'sky V.A., Bjoraker G. L., Mumma M.J., Jennings D.E. (1997) High-resolution spectroscopy of Mars at 3.7 and 8 μm : A sensitive search of H_2O_2 , H_2CO , HCl , and CH_4 , and detection of HDO // *J. Geophys. Res.* 1997.V. 102. P. 6525-6534.

Krasnopol'sky V.A. (2003) Spectroscopic mapping of Mars CO mixing ratio: Detection of north-south asymmetry // *J. Geophys. Res. (Planets)*. 2003.V.108. P.5010.

Krasnopol'sky V. A., Maillard J. P., Owen T. C. (2004) Detection of methane in the martian atmosphere: evidence for life? // *Icarus*. 2004.V.172. P.537-547.

Lebonnois S., Quemerais E., Montmessin F. et al. (2006) Vertical distribution of ozone on Mars as measured by SPICAM/Mars Express using stellar occultations // *J. Geophys. Res.* 2006.V.111, Iss. E9, CiteID E09S0.

Maltagliati L., Montmessin F., Fedorova A., Forget F., Bertaux J.-L., Korablev O. (2011) Evidence of water vapor in excess of saturation in the atmosphere of Mars // *Science*, 2011.

Montmessin F., Fouchet T., Forget F. (2005) Modeling the annual cycle of HDO in the Martian atmosphere // *J. Geophys. Res.* 2005.V. 110(E9). P. 3006.

Mumma M. J., Villanueva G.L., Novak R.E., Hewagama T., Bonev B.P. et al. (2009) Strong release of methane on Mars in Northern summer 2003 // *Science*. 2009.V.323. P.1041-1045.

Nevejans D., Neefs E., Van Ransbeeck E., Berkenbosch S., Clairquin R., De Vos L., Moelans W., Glorieux S., Baeke A., Korablev O., Vinogradov I., Kalinnikov Yu., Bach B., Dubois J.P., Villard E. (2006) Compact high-resolution space-borne echelle grating spectrometer with AOTF based order sorting for the infrared domain from 2.2 to 4.3 micrometer // *Applied Optics*. 2006.V. 45. P. 5191-5206.

Owen T., Maillard J.P., de Bergh C., Lutz B.L. (1988) Deuterium on Mars: the Abundance of HDO and the Value of D/H // *Science*. 1988.V.240. P. 1767-1770.

Perrier S., Bertaux J.-L., Lefèvre F. et al. (2006) Global distribution of total ozone on Mars from SPICAM/MEX UV measurements // *J. Geophys. Res.* 2006. V.111. E09S06, doi:10.1029/2006JE002681.

Prieto-Ballesteros O., Kargel J., Fairen A. et al. (2006) Interglacial clathrate destabilization on Mars: Possible contributing source of its atmospheric methane // *Geology*. 2006.V.34 (3). P.149.

Rodin A.V., Korablev O.I., Moroz V.I. (1997) Vertical Distribution of Water in the Near-Equatorial Troposphere of Mars: Water Vapor and Clouds // *Icarus*. 1997.V.125 (1). P.212-229.

Vandaele A.C., De Maziere M., Drummond R. et al. (2008) Composition of the Venus mesosphere measured by Solar Occultation at Infrared on board Venus Express // *J. Geophys. Res.* 2008.V.113. E13, CiteID E00B23, doi:10.1029/2008JE003140.

Vandaele A. C., Daerden F., Drummond R. et al. (2011) NOMAD, a Spectrometer Suite for Nadir and Solar Occultation Observations on the Exomars Trace Gas Orbiter // *Proc. of the Fourth International Workshop on the Mars Atmosphere: Modelling and observation*, held 8-11 February, 2011, in Paris, France [Published online at <http://www-mars.lmd.jussieu.fr/paris2011/program.html>]. P.484-487.

Webster C.R., Mahaffy P.R. (2011) Determining the local abundance of Martian methane and its $^{13}\text{C}/^{12}\text{C}$ and D/H isotopic ratios for comparison with related gas and soil analysis on the 2011 Mars Science Laboratory (MSL) mission // *Planet. Space Sci.* 2011.V.59 (2-3). P.271-283.

Wennberg P. O., Hipkin V. J., Drummond J. R. et al. (2011) MATMOS: the Mars atmospheric Trace Molecule Occultation Spectrometer // *Proc. of the Fourth International Workshop on the Mars Atmosphere: Modelling and observation*, held 8-11 February, 2011, in Paris, France [Published online at <http://www-mars.lmd.jussieu.fr/paris2011/program.html>]. P.480-481.

Wilquet V., Fedorova A., Montmessin F. et al. (2009) Preliminary characterization of the upper haze by SPICAV/SOIR solar occultation in UV to mid-IR onboard Venus-Express // *J. Geophys. Res.* 2009.V. 114. E00B42, doi:10.1029/2008JE003186.

Witasse O., Allen M. (2011) The Exomars 2016 Trace Gas Orbiter // *Proc. of the Fourth International Workshop on the Mars Atmosphere: Modelling and observation*, held 8-11 February, 2011, in Paris, France [Published online at <http://www-mars.lmd.jussieu.fr/paris2011/program.html>]. P.479.

Zahnle K., Freedman R.S., Catling D.C. (2011) Is there methane on Mars? // *Icarus*. 2011.V.212 (2). P. 493-503.

**О.И. Кораблев, А.Ю. Трохимовский, А.А. Федорова,
А.В. Киселев, Д.А. Беляев, А.В. Степанов,
О.Н. Андреев, О.Е. Козлов, А.А. Венкстерн**
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН),
Москва

Ф. Монмесан, Ж.Л. Берто, Ж.П. Гутай
LATMOS, Лаборатория атмосфер, сред и космических
наблюдений, Сан-Квентан эн Эвлин, Франция

А.В. Степанов
Физический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

А.Ю. Титов
СКБ КП ИКИ РАН, г. Таруса Калужской обл.

Ю.К. Калинин
ВНИИФТРИ, г. Менделеево Московской обл.

4.10 МИКРОСКОП-СПЕКТРОМЕТР MICROMEGA

Оптический и ИК-микроскопы MicrOmega на борту КА «Фобос-Грунт» предназначены для исследования минералогического состава образцов вещества Фобоса, аналогичных возвращаемым на Землю. Научные задачи комплекса включают определение общего минералогического состава, особенно силикатных пород (пироксен, оливин), определение степени гидратации и поиск соединений, богатых углеродом. Оптический микроскоп на основе ПЗС-камеры имеет разрешение 7x7 мкм, матрицу 1024x1024 элементов и работает с подсветкой на 5 длинах волн: 505, 600, 670, 750, 890 нм. Полная масса не превышает 500 г. Он обслуживается манипуляторным комплексом 1. ИК-микроскоп на основе охлаждаемой кадмий-ртуть-теллур (КРТ)- матрицы из 256x256 элементов с системой подсветки монохроматическим излучением на базе АОПФ перекрывает диапазон 1...3,4 мкм. Загрузка образцов производится манипуляторным комплексом 2. Масса ИК-микроскопа 3800 г. Управление микроскопами осуществляет блок электроники системы технического зрения [БЭ СТЗ]. Эксперимент MicrOmega, объединяющий эти два исследования, подготовлен специалистами Института космической астрофизики (IAS), Франция, Института космических исследований (ИКИ РАН) и ООО «Растр Технолоджи» в кооперации с другими организациями.

введение

Космический проект ФОБОС-ГРУНТ совмещает взятие проб вещества Фобоса и возвращение его на Землю для лабораторного анализа и анализ образцов грунта научными приборами, находящимися на борту. Такое сочетание исследований на месте и анализа возвращенного вещества уникально. Возможно, для Марса будут получены результаты, сравнимые с выводами программ Apollo и Луна: полный пересмотр взглядов на раннюю эволюцию Земли.

Одним из приборов, решающих задачу исследований проб вещества Фобоса на месте, является микроскоп-спектрометр. Микроскопия - важный инструмент исследований структуры и компонентного состава веществ в самых разных областях, в том числе в геологии. По характеру микроструктуры полевой геолог сразу может отнести горную породу к одной из основных категорий (например, вулканическая, осадочная или метаморфная) и представить предыдущие геологические процессы. В космических исследованиях микроскопы стали важной составной частью научной аппаратуры, обеспечивающей изучение структуры и состава вещества космических тел на микромасштабе. Их часто включают в состав комплексов, осуществляющих контактные исследования на поверхности планет.

Инфракрасная отражательная спектроскопия - хорошо изученный и мощный метод определения минералогического состава пород, успешно применяемый в исследованиях планет. Его возможности наглядно демонстрируют результаты наблюдений поверхности Марса, выполненные картирующим спектрометром OMEGA [Bibring et al., 2009], длительное время работающим на борту европейского КА Mars-Express. В видимой и ИК-области по спектрам легко обнаруживаются льды H₂O и CO₂, железосодержащие силикаты, например, оливин и пироксен, отождествляются благодаря характерным полосам вблизи 1 и 2 мкм, гидратированные минералы детектируются по полосам гидратации на 1,9 и 3 мкм и переходам металл-ОН - между 2 и 2,4 мкм. Эти наблюдения, в числе других результатов, позволили сделать важнейшие выводы о ранней геологической истории Марса [Bibring et al., 2006].

Однако геологическая информативность дистанционных спектрометрических наблюдений ограничена пространственным разрешением: в элемент разрешения прибора неизбежно попадают участки различного состава и их спектры смешиваются. Применение отражательной спектроскопии на меньших масштабах, особенно в микроскопии, обеспечивает детальный анализ состава на уровне зерен образца. Как правило, зерна состоят из чистых минералов, спектры которых характерны и легко поддаются отождествлению. Профили спектров в основном

узкие, что при достаточном спектральном разрешении позволяет получить информацию о физическом состоянии наблюдаемых соединений.

аналогичные эксперименты

Микроскоп (Microscopic Imager) эффективно использовался на марсоходах Spirit и Opportunity, работающих на поверхности Марса с января 2004 г. в составе американской миссии Mars Exploration Rovers. Приближение микроскопа к объекту исследований обеспечивает рука-манипулятор. Специальный абразивный инструмент позволяет удалять верхний слой (порядка 5 мм). Микроскоп получает изображения при естественном освещении области размером ~30x30 мм с разрешением 30 мкм/пиксел в спектральном диапазоне от 400 до 700 нм [Herkenhoff et al., 2003]. Этот эксперимент на двух роверах и позволил получить множество новых результатов [Herkenhoff et al., 2004 а,б, 2006, 2008; Calvin et al., 2008 и многие другие].

Оптический микроскоп с большим увеличением входит в состав комплекса MECA на борту посадочного аппарата Phoenix, который успешно проработал несколько месяцев в полярной области Марса весной 2008 г. по программе Mars Scout. Эксперимент MECA предназначен для исследования роли воды в геологии марсианского грунта и оценки условий обитаемости [Necht et al., 2008]. Максимальное разрешение оптического микроскопа 4 мкм, поле зрения 1x2 мм. Образец доставляется специальным транспортером (69 образцов на различных подложках). Микроскоп снабжен системой подсветки, в ее состав входят красный, зелёный, синий и ультрафиолетовый источники, что существенно расширяет возможности исследований.

Первый микроскоп-спектрометр для космических исследований вошел в состав научного оборудования посадочного аппарата Philae европейской миссии ROSETTA, предназначенного для исследования ядра кометы Чурюмова-Герасименко. КА Rosetta находится в стадии перелета и должен достигнуть главной цели в 2014 г. В состав научного комплекса входит прибор CIVA, включающий оптический микроскоп с разрешением 7 мкм для анализа альбедо и микротекстуры поверхности и инфракрасный микроскоп-спектрометр для молекулярного и минералогического анализа. Пространственное разрешение ИК-микроскопа 40 мкм/пиксел, он работает в спектральном диапазоне 1...4 мкм при спектральной выборке 5 нм, что позволяет идентифицировать большинство минералов, льдов и органики в каждом пикселе изображения размером 7x7 мм [Bibring et al., 2007]. Образец освещается излучением, получаемым с помощью монохроматора с поворотной дифракционной решеткой, и анализируется инфракрасной камерой-микроскопом.

эксперимент MicrOmega на КА «Фобос-Грунт»

Проблема происхождения спутников Марса давно привлекает внимание. Существует теория их аккреционного формирования из материала, находившегося в районе орбиты Марса, наиболее согласующаяся с имеющимися данными [Andert et al., 2010]. С другой стороны, не исключено, что Фобос мог образоваться в результате мегастолкновения Марса с астероидом, что, в свою очередь, полностью изменило бы взгляды на раннюю эволюцию Марса. Исследование минерального молекулярного и изотопного состава грунта Фобоса на месте посадки поможет сделать выбор между различными теориями.

Фобос неоднократно исследовался спектрометрическими методами, особенно в видимом диапазоне. Существует классификация участков поверхности по цвету [Murchie et al., 1999]. Спектры Фобоса не соответствуют ни одному из классов метеоритных хондритов, и, как правило, глубина полос поглощения недостаточна для уверенной интерпретации минерального состава [Bibring et al., 1992; Ksanfomality, Moroz, 1995]. Это может происходить из-за высокой степени смешива-

ния различных минералов в поверхностном слое реголита. Так, возможное обнаружение филлосиликатов в тепловом диапазоне спектра [Giuganna et al., 2011] не подтверждается при наблюдениях Фобоса в ближнем ИК-диапазоне [Murchie et al., 2008; Gondet et al., 2009].

Основные научные задачи эксперимента MicrOmega на КА «Фобос-Грунт» следующие:

- определение общего минералогического состава, особенно состава силикатных пород (пироксен, оливин), что позволит выяснить степень дифференциации малого тела и ответить на вопрос, насколько первичен состав Фобоса;
- определение степени гидратации зерен грунта, что даст возможность ответить на вопрос, был ли Фобос сформирован в области стабильности льдов (> 2 а.е.) и затем захвачен, или в области орбиты Марса, и сформировался, возможно, в результате мегаимпакта; анализ грунта на уровне зерен минералов позволит гораздо легче отождествить соединения, богатые ОН, Н₂О и С, и выяснить, где сформировалось вещество Фобоса: на 1,5 а.е. или в поясе астероидов;
- выявление наличия соединений, богатых углеродом: примитивные тела содержат массу таких сложных соединений, что часто связывают с ранней биохимической эволюцией, и есть ли такой материал на Фобосе.

Таким образом, данные, ожидаемые от эксперимента MicrOmega, могут существенно улучшить наше понимание происхождения Фобоса. Они дадут также важную информацию о первичном состоянии для последующего лабораторного анализа возвращенных образцов.

Более определенный выбор между гипотезами происхождения Фобоса может быть сделан после возврата грунта на основе лабораторных измерений.

Космический аппарат «Фобос-Грунт» оснащен двумя манипуляторами с набором специальных средств, решающими задачи забора образцов возвращаемого грунта и их доставки для анализа научными приборами [Козлов и др., статья в данной книге]. Система технического зрения (СТЗ) КА «Фобос-Грунт» [Бондаренко и др., статья в данной книге], предназначенная в основном для поддержки операций манипуляторного комплекса 1, основана на камерах французского производства, аналогичных использованным в проекте ROSETTA. По аналогии с комплексом ÇIVA, на манипуляторный комплекс 1 был установлен также оптический микроскоп с подсветкой для анализа минералогического анализа образцов на микромасштабе. Оптический микроскоп MicrOmega для КА «Фобос-Грунт» – близкий аналог микроскопа M/V ÇIVA [Bibring et al., 2007]. В проекте не предусмотрен предварительный анализ вещества, доставляемого на Землю (выбор образца), но микроскопический анализ будет использоваться для исследования минерального состава образцов, аналогичных тем, что предназначены для возврата на Землю. После переноса даты запуска КА «Фобос-Грунт» на 2011 г. было принято решение расширить возможности микроскопической аппаратуры и изготовить также ИК-микроскоп – аналог ИК-микроскопа M/I ÇIVA. Реализация такого устройства была сопряжена со значительными техническими сложностями, так как для ИК-детектора необходимо применение специальных устройств глубокого охлаждения, что не требуется на холодном ядре кометы. Возможность установить ИК-микроскоп MicrOmega на КА «Фобос-Грунт» появилась при разработке манипуляторного комплекса 2. Управление обоими каналами микроскопа, накопление и хранение получаемой видеoinформации осуществляется блоком электроники СТЗ (БЭ СТЗ). Микроскопы входят в состав СТЗ и формально относятся к служебным системам КА. Эксперимент MicrOmega, объединяющий эти два исследования, подготовлен специалистами Института космической астрофизики (IAS), Франции, Института космических исследований (ИКИ РАН) и ООО «Растр Технолоджи» (Москва) в кооперации с другими организациями.

Основные параметры двух каналов прибора MicrOmega приведены в таблице.

основные параметры видимого и инфракрасного каналов прибора MicrOmega

канал	микроскоп видимого диапазона спектра	ИК-микроскоп (ИК)
разрешение на 1 пиксел, мкм	7 x 7	30 x 30
исследуемое поле, мм	7 x 7	7,6 x 7,6
подсветка	5 светодиодов	лампа накаливания и акустооптический перестраиваемый фильтр (АОПФ) - монохроматор
спектральный диапазон	5 каналов: 505, 600, 670, 750, 890 нм	1...3,4 мкм
спектральная выборка	Для 5 каналов: 30, 15, 25, 30, 75 нм	~20 см ⁻¹ ; 20 нм на 3,3 мкм
детектор, пиксел	ПЗС 1024x1024	КРТ (CdHgTe) 256x256
тепловой режим	корпус окрашен краской с коэффициентами поглощения и излучения 0,046 и 0,91	детектор охлаждается тепловой машиной замкнутого цикла (Т~100К), оптический тракт охлаждается радиатором
время экспозиции, с	0,01...1	~1с/Δλ
длительность измерения (тип.), с	60	до 1000
сигнал/шум	>100	>100
динамический диапазон, бит	10	16
объем данных, Мбайт	5	>24
масса, г	280	3800
габаритные размеры, мм	70x100x49	220x209x147
установка на КА	основание манипулятора 1	балка крепления манипулятора 2

оптический микроскоп

Принцип работы оптического микроскопа состоит в получении ряда изображений образца грунта на предметном стекле при освещении их монохроматическим излучением светодиодов. Для взятия образца используется манипуляторный комплекс 1, оснащенный механизмом захвата грунта [Козлов и др., 2010]. Выбор образца для исследований обеспечивается системой технического зрения: предварительный выбор выполняется стереокамерой, а окончательная идентификация образца грунта для взятия грунтозаборным устройством выполняется панорамной телевизионной камерой на манипуляторе [Бондаренко и др., статья в данной книге].

Оптический микроскоп закреплен у основания манипулятора. Его размещение показано в работе [Козлов и др., 2010, рисунок 2 и 4]. Предметное стекло микроскопа установлено вертикально относительно поверхности. Образец грунта загружается рукой-манипулятором в приемный лоток микроскопа. Лоток закреплен на оси двигателя, положение которого обеспечивает прижим образца грунта к входному окну микроскопа и последующее его удаление (используется кевларовая щеточка).

Конструкция оптической части микроскопа выполнена из титана в виде конуса. В его крайней узкой части закреплено сапфировое входное окно, положение

которого жестко фиксировано в плоскости фокусировки наблюдаемого объекта и термостабилизировано. Внутри самого конуса, вокруг микрообъектива, размещены светодиоды. Для оценки спектральных характеристик частиц грунта выбраны светодиоды пяти зон спектра со следующими эффективными длинами волн: 505, 600, 670, 750 и 890 нм. Светодиоды распределены пятью симметричными группами по три светодиода с одинаковыми световыми характеристиками излучения. В фотоприемной части камеры использована ПЗС-матрица Thomson-CSF TH 888A и система считывания, идентичная другим французским ПЗС-камерам СТЗ. Образец грунта, прижатый к предметному стеклу, последовательно освещается светодиодами зеленого (505 нм), красного (600, 670 нм) и ближнего ИК-диапазона (750 и 890 нм). Глубина резкости составляет $\pm 0,1$ мм. Размеры оптического микроскопа 70x100x49 мм, его масса 280 г без учета системы загрузки/очистки и элементов крепления. Управление механизмом лотка загрузки/очистки и последовательность получения микроскопических изображений осуществляет БЭ СТЗ. На рисунке 1 показан оптический микроскоп MicrOmega, подготовленный к термовакуумным испытаниям.



рисунок 1 Оптический микроскоп MicrOmega, подготовленный к термовакуумным испытаниям. На входном окне микроскопа установлена тестовая мира

Процесс наблюдений осуществляется следующим образом. По полученному обзорному стереоизображению поверхности автоматически или через передачу на Землю выбирается интересующий объект, и определяются его координаты. Манипулятор 1 забирает пробу на участке поверхности с заданными координатами. Может быть дополнительно сделан снимок этого участка с помощью панорамной телевизионной камеры, установленной на манипуляторе. Затем он перемещает образец грунта в приемный лоток микроскопа, засыпая предметное стекло перед объективом. Загруженный в лоток грунт закрывает внешний свет, таким образом, измерения могут проводиться в темноте. По командам БЭ СТЗ образец грунта последовательно освещается светодиодами, с разной длиной волны, и каждый раз производится съемка. Данные с матричного фотоприемника передаются и запоминаются в БЭ СТЗ. В результате получается последовательность черно-белых изображений анализируемого образца грунта в различных длинах волн (рисунок 2). После выполнения цикла наблюдений частицы грунта сметаются с предметного стекла поворотом загрузочного лотка. В результате цикла съемки получается взаимно соответствующий набор изображений, дающий оценки оптических спектральных характеристик микрочастиц грунта на пяти длинах волн.

Спектральные оптические свойства получаются для каждой частицы, что позволяет оценить минералогический состав образца на уровне зерен.

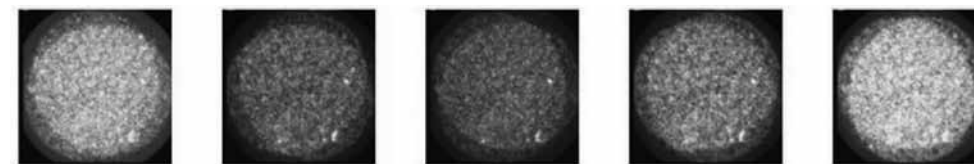


рисунок 2 Набор изображений образца грунта, полученный в процессе калибровки прибора

инфракрасный микроскоп-спектрометр

Инфракрасный микроскоп-спектрометр также использует принцип искусственной подсветки образца монохроматическим излучением. Образец помещается на предметное стекло рукой-манипулятором 2 и освещается изнутри микроскопа. Непрерывно перестраиваемый по длине волны осветитель использует излучение лампы накаливания и акустооптический фильтр. Принцип действия ИК-микроскопа такой же, как и у ИК-микроскопа CIVA/Rosetta, но его реализация, в отличие от оптического канала, полностью новая. Исследовательские работы, направленные на создание ИК-микроскопа на основе акустооптического фильтра, велись ИАС и ИКИ РАН с 2006 г. в рамках проекта EXOMARS. Однако создание законченного прибора для проекта ФОБОС-ГРУНТ проведено за рекордно короткие сроки: 13 месяцев.

Инфракрасный канал MicrOmega использует осветитель с плавной перестройкой спектра и позволяет получать изображения на любой длине волны в пределах спектрального диапазона. В случае использования всех возможностей микроскопа спектры всех элементов изображения могут быть получены в сотнях прилегающих друг к другу спектральных каналов. Спектральный диапазон составляет от 1 до 3,4 мкм. Спектроизображения получают следующим образом: образец освещается монохроматическим излучением, и его изображение считывается матричным детектором. Освещение устанавливается на следующую длину волны, и делается новый снимок. Процесс повторяется, пока не будет просканирован весь спектральный диапазон, около 300 спектральных точек, для каждой из которых строится изображение. Таким образом, в процессе измерения каждого образца грунта формируется трехмерный кадр, куб видеoinформации, который можно представить в виде многослойной структуры наложенных друг на друга черно-белых изображений наблюдаемого образца. Каждое из них соответствует монохроматическому отображению наблюдаемой пробы для данной длины волны.

Приемником изображения в микроскопе служит инфракрасный детектор кадмий-ртуть-теллур (КРТ или CdHgTe) с размером матрицы 256x256 пикс и КМОП-системой считывания, охлаждаемый тепловой машиной замкнутого цикла Стирлинга до температуры ~ 100 К. Использован специальный детектор фирмы SOFRADIR с охладителем K508 фирмы Ricor. Монохромное излучение подсветки получается с помощью акустооптического фильтра с двумя акустооптическими преобразователями, изготовленного фирмой Gooch and Housego. Расположение основных оптических элементов ИК-микроскопа представлено на рис. 3. Прибор заключен в корпус сложной формы из алюминиевого сплава, в котором размещены элементы оптики. Электронные платы считывания детектора и управления прибором (разработка французской лаборатории LESIA) находятся в отдельном блоке, примыкающем к основному корпусу. В состав ИК-микроскопа входят также блоки, изготовленные в России: блок питания, блок двухканального синтезатора радиочастоты для питания АОПФ и устройство очистки входного окна.

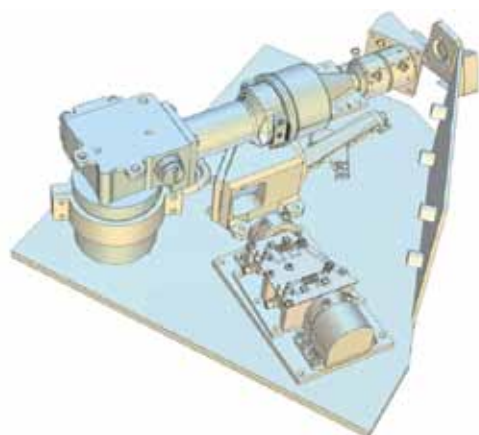


рисунок 3 Основные элементы ИК-микроскопа. Вверху – трехмерная модель. На переднем плане АОПФ-осветитель, излучение которого подается к предметному стеклу системой из двух зеркал. Прямо за предметным стеклом расположен объектив микроскопа и матричный детектор SOFRADIR с системой охлаждения. Внизу – общий вид оптического блока в разобранном виде. На откинутой панели расположены осветитель и его зеркала

Часть оптического тракта прибора охлаждается радиатором для уменьшения фона теплового излучения, попадающего в поле зрения детектора. Внешний вид прибора с радиатором на переднем плане и устройством очистки окна, справа, показан на рисунке 4.

Прибор имеет размеры 220x209x147 мм и массу 3800 г, включая все вспомогательные элементы. Большая масса и габаритные размеры, несомненно, связаны с ограниченным временем разработки прибора и он имеет потенциал существенной оптимизации. Особенности установки ИК-микроскопа на манипуляторе показаны на рисунке 5.

Типичная программа работы прибора следующая: рука-манипулятор загружает образец грунта на предметное стекло микроскопа. В любой момент после этого может быть проведен сеанс измерений. Вначале 10 мин требуется на охлаждение детектора, затем в следующие 10...15 мин проходят измерения изображений на разных длинах волн. Максимальная мощность не превышает 15 Вт: вначале ~10 Вт

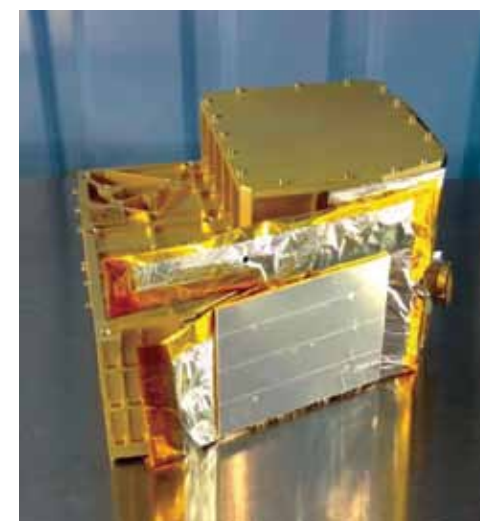


рисунок 4 Внешний вид ИК-микроскопа MicroOmega



рисунок 5 Установка ИК-микроскопа на руке-манипуляторе 2

идет на охлаждение детектора, в установившемся режиме эта мощность снижается до ~4 Вт, но включаются АОПФ и другие системы прибора. После окончания цикла измерений в произвольный момент активизируется механизм очистки входного окна, подготавливающий микроскоп-спектрометр к измерению следующего образца.

Каждое изображение (256x256) без потери качества занимает ~ 5·10⁵ бит информации, полное спектроизображение на 250 спектральных каналах требует уже ~10⁸ бит. Эти данные принимаются БЭ СТЗ и записываются в его память. Перед передачей данных на Землю для ограничения их объема часть спектроизображения усредняется (биннинг) так, что лишь небольшая часть изображения передается с полным разрешением, а остальное – с постепенно ухудшающимся разрешением. Один и тот же алгоритм применяется для всех изображений. Спектраль-

ная составляющая остается неизменной.

Управление последовательностью получения микроскопических изображений, настройкой АОПФ и механизмом очистки осуществляет БЭ СТЗ.

Пример калибровочного спектроизображения прибора MicrOmega приведен на рисунке 6.

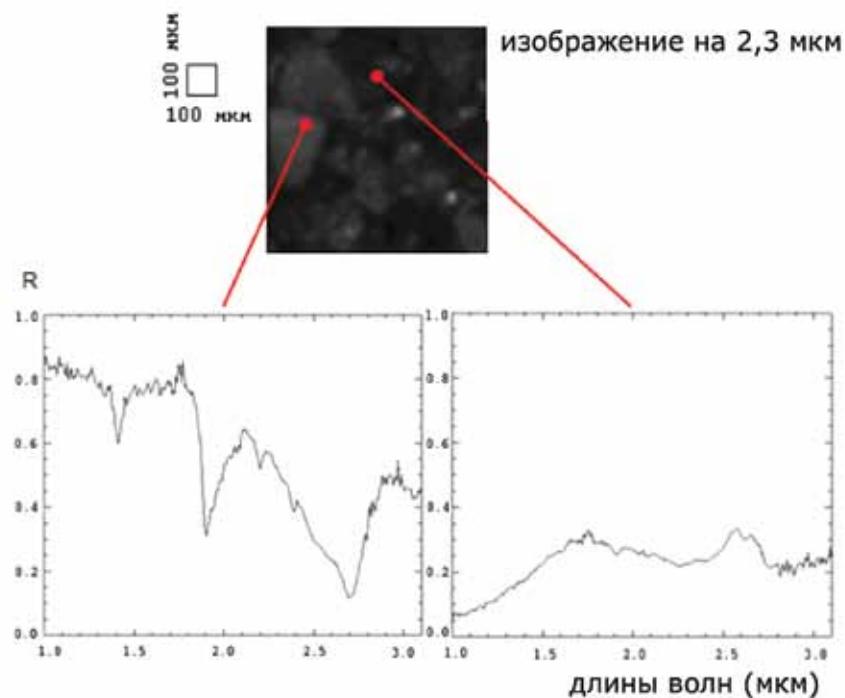


рисунок 6 Результаты калибровки ИК-микроскопа. Образец аналога марсианского грунта: смеси магматической породы и монтмориллонита

закключение

Микроскоп-спектрометр принадлежит к новому, более эффективному классу инструментов, называемых сегодня видеоспектрометрами или гиперспектрометрами, что подчеркивает качественное отличие их возможностей. Объединение двух методов (получение спектра в каждой точке формируемого изображения) дает принципиально новые возможности для более глубокого понимания состава и природы изучаемого объекта. Получаемая видеoinформация может быть представлена для рассмотрения в цветокодированном виде, например, выборками по три монохроматических изображения. Спектральные различия представимы в дифференциальном виде для пар изображений разных зон спектра. Для цифровой обработки видеoinформация может быть представлена в векторной форме для многомерного векторного пространства спектральных факторов (в случае оптического микроскопа – по числу пяти светодиодов, в случае ИК-микроскопа размерность факторного пространства по длинам волн может достигать 300) и может анализироваться методами факторного или компонентного анализа для классификации образцов грунта по спектральным классам.

В процессе разработки и изготовления аппаратура эксперимента MicrOmega успешно прошла весь требуемый цикл испытаний. После соответствующего усо-

вершенствования спектральные микроскопы найдут применение в будущих космических миссиях, предусматривающих контактные методы анализа. Уже идет работа над ИК-микроскопом для марсохода Pasteur проекта EXOMARS с планируемой датой запуска в 2018 г. Аналогичные приборы будут востребованы для проектов с посадкой на астероиды и другие небесные тела. Есть надежда, что кооперация, сложившаяся еще в проекте ФОБОС 1988 г., эффективно справится с этими новыми задачами.

литература

- Бондаренко А.В. и др. [2011] Система технического зрения проекта Фобос-Грунт // Статья в данной книге.
- Козлов О.Е., Алексахин С.Н., Иванов А.В., Козлова Т.О., Сутугин С.Е. [2010] Манипуляторный комплекс и система забора образцов космического аппарата «Фобос-Грунт» // Астрон. вестн. 2010.Т. 44. №5. С.480–484.
- Andert T.P., Rosenblatt P., Pätzold M., Häusler B., Dehant V., Tyler G.L., Marty J.C. [2010] Precise mass determination and the nature of Phobos // Geophys. Res. Lett. 2010.V.37. CiteID L09202.
- Bibring J.P., Ksanfomality L.V., Langevin Y., Moroz V.I., Combes M. et al. [1992] Composite KRFM-ISM spectrum of Phobos (0.315–3.1 μm) // Advances in Space Research. 1992.V.12. P. 13-16.
- Bibring J.-P., Lamy P., Langevin Y. et al. [2007] CIVA // Space Science Reviews. 2007.V. 128. N. 1-4. P. 397-412.
- Bibring J.P., Langevin Y., Altieri F. et al. [2009] OMEGA: Observatoire pour la Minéralogie, l'Eau, les Glaces et l'Activité // ESA SP-1291. 2009.P.75–95.
- Bibring J.-P., Langevin Y., Mustard J. F. et al. [2006] Global mineralogical and aqueous Mars history derived from OMEGA/Mars Express data // Science. Apr. 21. 2006.V. 312. P. 400-404.
- Calvin W. M., Shoffner J. D., Johnson et al. [2008] Hematite spherules at Meridiani: Results from MI, Mini-TES, and Pancam // J. Geophys. Res.2008. V. 113. CiteID E12S37.
- Giuranna M., Roush T.L., Duxbury T., Hogan R.C., Carli C., Geminalo A., Formisano V. [2011] Compositional interpretation of PFS/MEX and TES/MGS thermal infrared spectra of Phobos // Planet. Space Sci. 2011. Doi:10.1016/j.pss.2011.01.019.
- Hecht M.H., Marshal J., Pike W.T. et al. [2008] Microscopy capabilities of the Microscopy, Electrochemistry, and Conductivity Analyzer // J. Geophys. Res. 2008.V. 113. CiteID E00A22.
- Herkenhoff K. E., Squyres S. W., Anderson R. et al. [2006] Overview of the Microscopic Imager Investigation during Spirit's first 450 sols in Gusev crater // J. Geophys. Res. 2006.V. 111. CiteID E02S04.
- Herkenhoff K. E., Grotzinger J., Knoll A. H. et al. [2008] Surface processes recorded by rocks and soils on Meridiani Planum, Mars: Microscopic Imager observations during Opportunity's first three extended missions // J. Geophys. Res. 2008.V. 113. CiteID E12S32.
- Herkenhoff K. E., Squyres S. W., Arvidson et al. [2004] Textures of the Soils and Rocks at Gusev Crater from Spirit's Microscopic Imager // Science. 2004.V. 305. P. 824-827.
- Herkenhoff K. E., Squyres S. W., Arvidson R. et al. [2004] Evidence from Opportunity's Microscopic Imager for Water on Meridiani Planum // Science. 2004.V.306. P. 1727-1730.
- Herkenhoff K. E., Squyres S. W., Bell J. F. et al. [2003] Athena Microscopic Imager investigation // J. Geophys. Res. 2003.V. 108. P. ROV 6-1. CiteID 8065.
- Ksanfomality L.V., Moroz V.I. [1995] Spectral reflectivity of Phobos' regolith within the range 315-600 nm // Icarus. 1995.V. 117. P. 383-401.

Murchie S., Thomas N., Britt D., Herkenhoff K., Bell J.F. (1999) Mars pathfinder spectral measurements of Phobos and Deimos: Comparison with previous data // J. Geophys. Res. 1999. V.104. P. 9069-9079.

Murchie S.L., Choo T., Humm D., Rivkin A.S., Bibring J.-P. et al. (2008) MRO/CRISM observations of Phobos and Deimos // In: 39th Lunar and Planetary Science Conference, March 10-14, 2008. League City, Texas. LPI Contribution N. 1391. P.1434.

Ж. П. Бибринг, М. Берте, Ж. Ж. Фурмонд, В. Хам
 IAS (Институт космической астрофизики), Франция
О.И. Кораблев, В.А. Котцов, О.Е. Козлов,
А.Б. Киселев, А.Ю. Иванов, Ю.С. Доброленский
 Институт космических исследований РАН, Москва
А.В. Бондаренко, И.В. Докучаев
 ООО «Растр Технолоджи», Москва

ЭКСПЕРИМЕНТ ТЕРМОФОБ: ПРЯМЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ГРУНТА ФОБОСА

Рассматриваются методика и основные характеристики эксперимента ТЕРМО-ФОБ для прямых исследований теплофизических свойств поверхности спутника Марса Фобоса с борта космического аппарата «Фобос-Грунт». Обсуждаются методические и технические вопросы проведения измерений, приводится описание конструкции прибора и возможность интерпретации результатов измерений с учётом теоретических оценок и данных лабораторных испытаний.

введение

Задачей эксперимента ТЕРМОФОБ является проведение теплофизических измерений в поверхностном слое Фобоса в месте посадки космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт». [Авдуевский и др., 2000; Marov et al., 2004; Маров, 2010]. Эти данные могут служить калибровочными для дистанционных измерений. Определение температурной зависимости коэффициента теплопроводности реголита дает также оценку степени его дисперсности.

Для выбора метода измерения необходимо задаться моделью грунта Фобоса. Естественным ориентиром при этом являются данные анализа лунного грунта. По современным представлениям лунный грунт состоит из трех слоев. Верхний слой (2...3 см) с плотностью вещества около $0,5 \text{ г/см}^3$ имеет твердо-пористую дендритовую (фрактальную) структуру и образован частицами, спеченными в ходе бомбардировки поверхности космическим и солнечным излучением. Второй слой включает 3...5 м пористого полидисперсного вещества с отдельными крупными включениями со средней плотностью около 1 г/см^3 . Далее идет довольно плотный слой, вероятно, скальный грунт. В таблице 1 приводятся теплофизические свойства лунных пород из района Моря Изобилия, доставленных на Землю автоматической межпланетной станцией (АМС) «Луна-16» [Авдуевский и др., 1974], материковых пород, полученных АМС «Луна-20» [Головкин и др., 1979], а также данные лабораторного анализа грунта, полученного возвратными модулями из Моря Спокойствия (Apollo-11), Океана Бурь (Apollo-12, 14), Моря Дождей (Apollo-15) и материковой области (Apollo-16) [Cremers et al., 1970; Robie et al., 1970; Cremers, Birkebak, 1971; Hemingway et al., 1973; Cremers, 1975]. Согласно этим данным, реголит Луны представляет собой рыхлый дисперсный материал из первичных магматических пород типа базальтов, содержащих спекшиеся, частично оплавленные с поверхности, почти сферические частицы со среднечисленным размером, близким к 25 мкм, и среднемассовым размером порядка 160 мкм.

Под действием давления плотность образцов ρ увеличивается. Напротив, явной зависимости коэффициента теплопроводности λ от давления не обнаружено, что наводит на мысль, что перенос тепла в грунте осуществляется в основном излучением. Коэффициент лучистой теплопроводности λ_r в пористых материалах в первом приближении описывается формулой Лоба [Loeb, 1951]: $\lambda_r = 4\sigma d \epsilon \Gamma T^3$, где σ – постоянная Стефана-Больцмана, d – размер пор, ϵ – поглощательная способность, Γ – коэффициент формы (для сферических пор $\Gamma = 2/3$). Результаты более поздних исследований лунного грунта в диапазоне температур 90...350K (аппараты

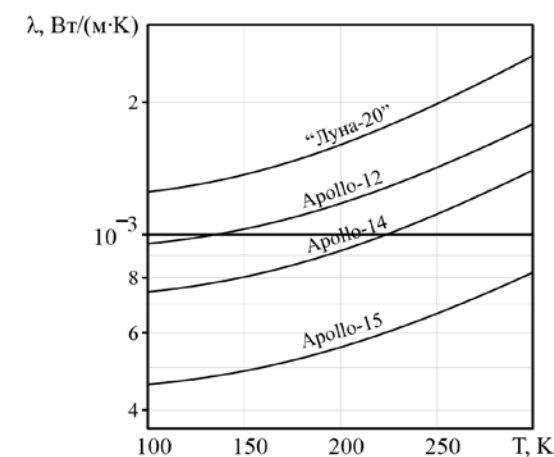


рисунок 1 Зависимость теплопроводности лунного грунта из различных областей от температуры

таблица 1 Характеристики образцов лунного грунта

источник данных	ρ , г/см ³	$\lambda \cdot 10^{-3}$, Вт/(м·К)		с· ρ , Дж/(см ³ ·К)		$a \cdot 10^{-8}$ м ² /с	
		293K	216K	293K	216K	293K	216K
«Луна-16»	1,38 2,25	2,76 2,0	—	1,07 1,66	—	0,27 0,12	—
«Луна-20»	1,0	2,55	—	0,8	—	0,32	—
Apollo-11	1,3	1,85	1,59	0,95	0,776	0,196	0,205
Apollo-12	1,3	1,72	1,24	—	—	—	—
Apollo-14	1,5 1,8	1,35 1,93	0,97 1,63	1,14 1,37	0,94 1,12	0,119 0,141	0,104 0,145
Apollo-15	1,1 1,3 1,5	0,795 0,92 0,97	0,58 0,74 0,71	0,84 0,98 1,13	0,71 0,84 0,97	0,095 0,094 0,085	0,082 0,088 0,073
Apollo-16	1,5	0,76	0,60	1,15	0,90	0,066	0,065
расчет по химическому составу				0,188			
Примечание: ρ – плотность; λ – коэффициент теплопроводности; с – удельная теплоемкость грунта; а – коэффициент температуропроводности среды.							

«Луна-20», Apollo-12, 14, 15) подтвердили наличие двух каналов передачи тепла: лучистого переноса, описываемого формулой Лоба, и теплопереноса через границы гранул с равной эффективностью вклада обоих каналов в области температур 270...300K (рисунок 1).

тепловые модели грунта Луны и Фобоса

Луна и Фобос не имеют значимых тепловых источников, поэтому температура поверхностного слоя определяется балансом между градиентными потоками тепла (теплопроводность) и теплом, поглощаемым или выделяемым элементом среды при изменении его температуры за счет теплоемкости. На поверхности должно обеспечиваться динамическое равновесие градиентного потока тепла с разностью потоков поглощенной и излученной энергии. Предполагается, что толщина слоя, в котором происходит поглощение и излучение, пренебрежимо мала, эта толщина соизмерима с характерной длиной волны λ излучения (0,5...1 мкм для падающего солнечного потока и 10...40 мкм для теплового ИК-излучения). Для радиоизлучения ($\lambda > 1$ мм) и для планет с атмосферой толщину слоя необходимо учитывать. Дневной разогрев и ночное охлаждение затрагивают ограниченную область грунта вблизи поверхности, в то время как внутренняя зона небесного тела находится при постоянной температуре и может не учитываться в расчетах. Таким образом, моделирование теплового режима грунта в первом приближении сводится к решению нелинейного одномерного уравнения теплопроводности в конечной области $0 \leq x \leq X$ с граничными условиями II рода:

$$c\rho \partial_t T = \partial_x (\lambda(T) \partial_x T), \quad (1)$$

$$\lambda(T) \partial_x T|_{x=0} = P_i(t) - P_e(T(0,t)), \quad \partial_x T|_{x=X} = 0. \quad (2)$$

Здесь $T(x, t)$ – температура среды; $\lambda(T)$, ρ , $c(T)$ – коэффициент теплопроводности, плотность и удельная теплоемкость грунта; $P_i(t)$ – поток тепла, получаемый при инсоляции; $P_e(T(0, t))$ – поток, уносимый тепловым излучением с поверхности. Потоки $P_i(t)$ и $P_e(t)$ определяются соотношениями

$$P_i(t) = \begin{cases} (1-A)E \cos(\theta(t)) & \cos(\theta(t)) > 0 \\ 0 & \cos(\theta(t)) \leq 0 \end{cases}, \quad (3)$$

$$P_e(T) = \int_0^\infty (1-A(\nu)) \frac{2\pi h\nu^3}{C^2} \cdot \frac{1}{\exp(h\nu/kT) - 1} d\nu, \quad (4)$$

где A и $A(\nu)$ – соответственно интегральное и спектральное альbedo; E – солнечная постоянная (1368 Вт/м² для Луны и 589 Вт/м² для Марса); $\theta(t)$ – зенитный угол Солнца; k и h – соответственно постоянные Больцмана и Планка; C – скорость света. Начальные условия для циклического решения задаются произвольно, в частности, можно задать $T(x, 0) = 0$.

Для решения уравнения (1) использована неявная разностная схема Эйлера для сетки расчетов с количеством узлов $N_x = 200$ по глубине и $N_t = 1000$ /сут по времени. Зависимость теплопроводности от температуры учитывается в вычислительном шаблоне. На границе $x = 0$ решается нелинейное уравнение (2), связывающее два первых элемента расчетной сетки:

$$T_0(t) = T_1(t) + \frac{P_i(t) - P_e(0,t)}{\lambda((T_0(t) + T_1(t))/2)}.$$

Оценка времени установления решения (10...20) · $c\rho X^2/\lambda$ составляет 100 местных суток при $X = 15$ см для Луны и при $X = 2$ см для Фобоса.

На рисунке 2 показано установившееся циклическое решение уравнения (1) с граничными условиями (2) для Луны. Были использованы теплофизические характеристики образцов лунного грунта по данным зонда «Луна-20».

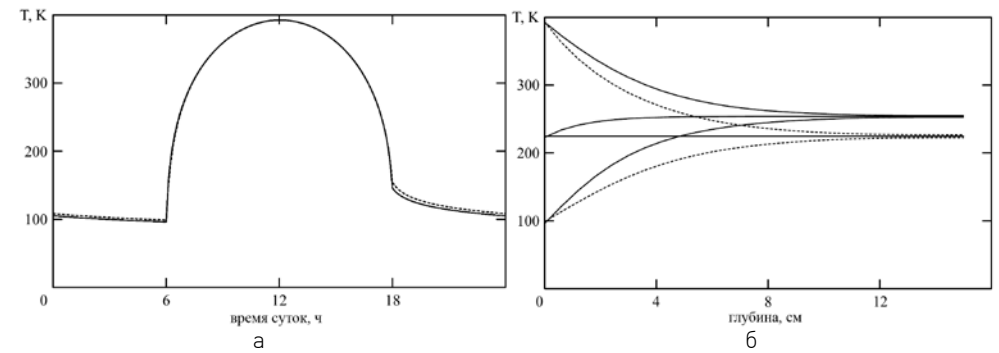


рисунок 2 Тепловой расчет температурного цикла для Луны: а - суточный ход температуры поверхности; б - температурный разрез грунта [максимальное, минимальное и среднесуточное значение] для вариантов расчета: [---] $\lambda = 2,5 \cdot 10^{-3}$ Вт/(м·К) и [—] $\lambda(T) = 1,65 \cdot 10^{-3}$ Вт/(м·К) + $T^3 \cdot 0,5 \cdot 10^{-10}$ Вт/(м·К⁴)

Значения оптических параметров реголита приняты согласно данным работы [Антипова-Каратаева и др., 1979]. Полученные расчетные значения температуры лунной поверхности ($T_{\max} = 393$ К, $T_{\min} = 99$ К, $T_{\text{cp}} = 225$ К) хорошо согласуются с контактными измерениями температуры, полученными по данным лунных экспедиций. Влияние температурной зависимости коэффициента теплопроводности выражается в росте среднесуточной температуры с глубиной ($\Delta T = 25$ К) за счет улучшенного прогрева грунта днем и сниженного выхода энергии ночью.

При расчете модели грунта Фобоса были использованы теплофизические параметры лунного грунта для астрономических параметров Фобоса. В связи с отсутствием данных по спектральному альbedo в диапазоне 10...40 мкм были приня-

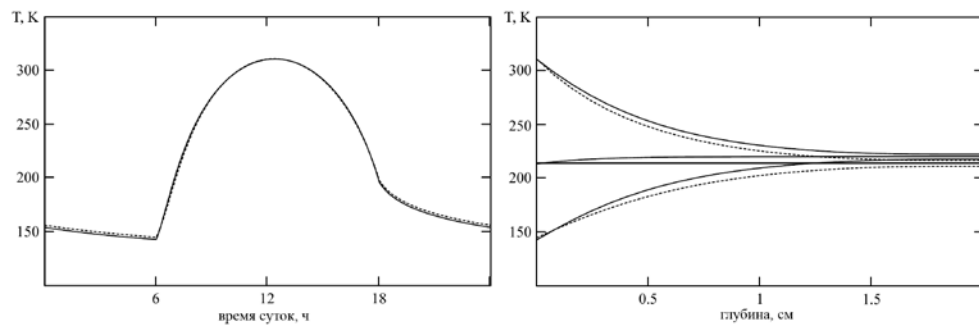


рисунок 3 Тепловой расчет суточного температурного цикла для Фобоса, смоделированный для характеристик лунного грунта. Параметры кривых соответствуют данным рис. 2

таблица 2 Характерные температуры поверхности Фобоса

источник данных		T_{\max} , K	T_{\min} , K	$T_{\text{средн}}$, K
расчет (настоящая работа)	$\rho = 1,2 \text{ г}\cdot\text{см}^{-3}$, $c = 0,18 \text{ кал}\cdot\text{г}^{-3}\cdot\text{К}^{-1}$, $\lambda = 2,5\cdot 10^{-3} \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$	311	145	215
	$\lambda(T) = 1,65\cdot 10^{-3} \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1} + 0,5\cdot 10^{-10} \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-4} \cdot T^3$	311	143	214
[Кузьмин и др., 2003 а,б]	$\rho = (1,1-1,35-1,6) \text{ г}\cdot\text{см}^{-3}$, $c = 0,18 \text{ кал}\cdot\text{г}^{-3}\cdot\text{К}^{-1}$ $\lambda = (0,76-6,9-23)\cdot 10^{-3} \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$	300	130	215
термоэмиссионный спектрометр (TES) KA Mars Global Surveyor		269	161	—

Примечание. Подчеркнутые числа 1,35 и 6,9 представляют собой наиболее вероятные значения параметров ρ и λ , поскольку диапазон параметров довольно велик.

ты соответствующие данные для лунной поверхности. Результаты расчетов показаны на рисунке 3, полученные характерные значения температуры поверхности приведены в таблице 2.

Поскольку период обращения Фобоса ($T = 0,319$ сут) почти в 100 раз меньше лунного, величина теплового потока $P_i(t) - P_e(T(0,t))$ для Фобоса на порядок больше, а глубина проникновения суточной тепловой волны $(T\lambda / c\rho)^{0,5} = 0,58$ см на порядок меньше, чем на Луне (5,3 см). Можно считать, что температура грунта Фобоса на глубинах более 1 см подвержена только сезонным колебаниям, обусловленным эллиптичностью орбиты Марса и эффектом затмения Солнца Марсом. Температурная зависимость коэффициента теплопроводности приводит к прогреву глубинных слоев грунта на 7,5 К. С этими результатами в целом хорошо согласуются данные инженерной модели Фобоса [Кузьмин и др., 2003 а,б], содержащие оценки вариаций температуры в районе посадки для трех вариантов состава грунта с учетом температурной зависимости его теплоемкости и теплопроводности.

В табл. 2 приведены также результаты дистанционных измерений температуры Фобоса при помощи термоэмиссионного спектрометра (TES) [Christensen et al., 2001] на аппарате Mars Global Surveyor. Эти данные характеризуются более низким значением дневного максимума температуры. Причиной рассогласования данных могут быть сезонные вариации температуры, а также регулярное прохождение Фобоса через тень Марса.

метод измерений

В лабораторных условиях отдельно определяются плотность ρ , удельная теплоемкость c и теплопроводность λ грунта. По полученным данным рассчитывается коэффициент температуропроводности среды a . Так определялись при-

веденные в табл. 1 характеристики образцов лунного грунта, доставленного на Землю. Теплофизический эксперимент в условиях космического проекта позволяет определить только тепловую инерцию грунта.

В эксперименте ТЕРМОФОВ теплофизические свойства грунта определяются в процессе его активного нагрева по данным термометрических измерений. Длительность сеанса нагрева ($\Delta t \sim 2\text{...}3\cdot 10^3$ с) обуславливает глубину теплового воздействия $(\lambda\Delta t / c\rho)^{0,5} = 1,5\text{...}2$ мм для параметров лунного грунта. Для обеспечения репрезентативного объема пробы порядка 1 см^3 площадь зоны нагрева должна составлять $4\text{...}5 \text{ см}^2$. Таким образом, при любой схеме измерений теплоперенос хорошо описывается одномерной задачей нестационарного теплообмена [1] с начальным условием $T(x, 0) = T_0$ и граничным условием II рода:

$$\partial_x T|_{x=0} = Q(t) \quad (0 \leq t \leq \Delta t).$$

Решение (1) для полубесконечной области при $\lambda, c, \rho = \text{const}(T)$, $Q(t) = \text{const}$ имеет вид

$$T_1(x, t) = -2Q\sqrt{\frac{at}{\pi}} \exp\left(\frac{-x^2}{4at}\right) + Qx \operatorname{erfc}\left(\frac{x}{2\sqrt{at}}\right) + T_0,$$

$$\operatorname{erfc}(z) \equiv 1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^z e^{-s^2} ds. \quad (5)$$

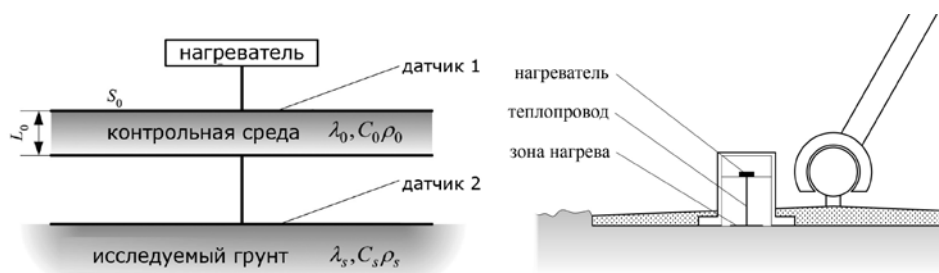
Здесь Q – градиент температуры на границе $x = 0$. Значение теплового потока $P = -\lambda Q$ должно быть соизмеримо с величиной солнечной постоянной для Фобоса ($0,06 \text{ Вт}/\text{см}^2$). При слабом нагреве возрастает роль возмущающих тепловых утечек, при сильном – возможны химические процессы в грунте, изменяющие его свойства.

Одним из надежных способов определения параметров температурного разреза грунта является метод проникающего зонда. В процессе нагрева грунта измеряются значения температуры $T(0, t)$ нагревателя, температура $T(x, t)$ на расстоянии x от нагревателя и $T(\infty, t)$ в невозмущенной зоне. Из (5) следует, что по измерениям $T(0, t)$ можно вычислить тепловую инерцию грунта $I = (\lambda c \rho)^{0,5}$. Коэффициент температуропроводности определяется из однопараметрического соотношения

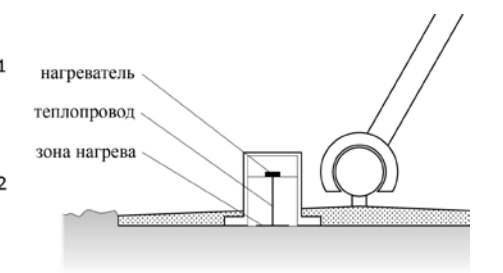
$$\frac{T(x, t) - T(\infty, t)}{T(0, t) - T(\infty, t)} = \exp(-z^2) - z\sqrt{\pi} \operatorname{erfc}(z), \quad \text{где } z^2 = x/4at. \quad (6)$$

Метод проникающего зонда требует внедрения зонда в грунт. По такой схеме разрабатывался теплофизический эксперимент на борту пенетратора в проекте МАРС-96. Для целей эксперимента на Фобосе этот метод не подходит в связи с крайне малым значением глубины теплового воздействия Δx .

Используемый нами метод поверхностного зонда, позволяющий определить тепловую инерцию грунта $I = (\lambda c \rho)^{0,5}$, лучше соответствует специфике эксперимента на Фобосе. В простейшем варианте этого метода измеряется температура поверхности грунта $T(0, t)$ в области нагреваемой площадки. Для двухдатчиковой схемы (рисунок 4) измеряется температура контрольной среды в двух точках: $T(0, t)$ и $T(L_0, t)$. Заметим, что с заменой $T(\infty, t)$ на $T(L_0, t)$ метод поверхностного зонда эквивалентен методу проникающего зонда (когда роль слоя грунта между датчиками 1 и 2 выполняет его теплофизический аналог – контрольная среда с известными характеристиками). В этом случае мы имеем дело с сопряженной задачей теплопереноса, и формулу (6) можно использовать для $\lambda_0 = \lambda_s$, $c_0 \rho_0 = c_s \rho_s$. В общем случае характеристики грунта определяются путем сравнения результатов измерений с данными модельных численных расчетов. Контрольная среда, физически повторяющая реголит Фобоса, вряд ли может быть реализована, да это и не нужно. Можно показать, что теплопровод из материала с параметрами λ_w, c_w, ρ_w



рисунки 4 Метод поверхностного зонда



рисунки 5 Размещение блока датчиков прибора на посадочной опоре КА

и сечением S_w является тепловым эквивалентом среды с параметрами λ_0 , $c_0\rho_0$ и сечением S_0 при условии

$$\frac{S_w}{S_0} = \sqrt{\frac{\lambda_0 c_0 \rho_0}{\lambda_w c_w \rho_w}} = \frac{I_0}{I_w} \quad (7)$$

При этом толщине среды L_0 соответствует длина теплопровода L_w , равная

$$L_w = L_0 \sqrt{\frac{\lambda_w c_w \rho_w}{\lambda_0 c_0 \rho_0}} = L_0 \sqrt{\frac{a_w}{a_0}}, \text{ так что } C_w = c_w \rho_w S_w L_w = c_0 \rho_0 S_0 L_0 = C_0. \quad (8)$$

Так, например, диск из лунного грунта ($\lambda_0 = 2,5 \cdot 10^{-3} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-1} \cdot \text{К}^{-1}$, $c_0 \rho_0 = 0,904 \text{ Дж} \cdot \text{см}^{-3} \cdot \text{К}^{-1}$) диаметром 20 и толщиной 1 мм можно заменить медным ($\lambda_{\text{Cu}} = 384 \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-1} \cdot \text{К}^{-1}$, $c_{\text{Cu}} \rho_{\text{Cu}} = 2,98 \text{ Дж} \cdot \text{см}^{-3} \cdot \text{К}^{-1}$) теплопроводом сечением $0,44 \text{ мм}^2$ и длиной 215 мм.

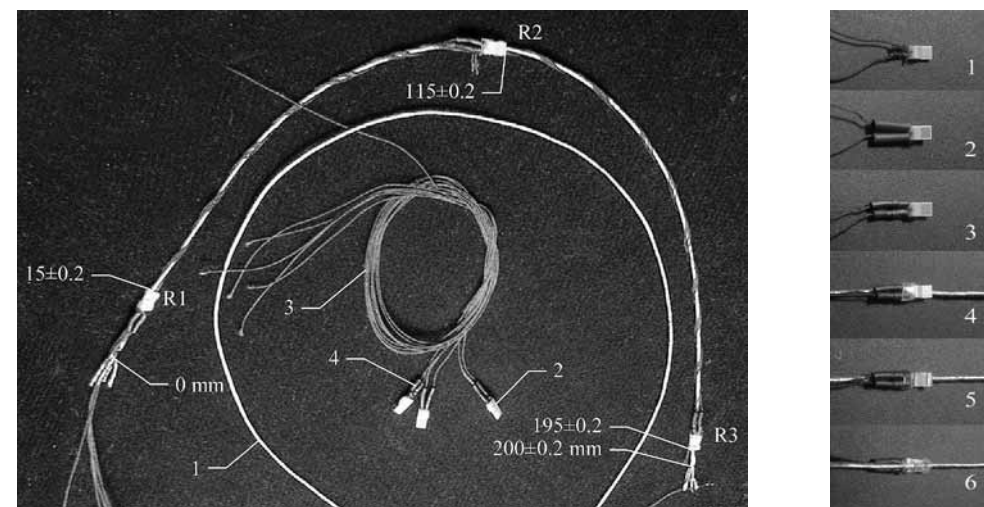
Принципиальным является обеспечение теплового контакта с грунтом. Естественным местом установки датчиков являются основания посадочных опор космического аппарата «Фобос-Грунт» (рисунки 5). Благодаря шарнирной конструкции опор устраняются перекошенные зоны нагрева по отношению к грунту. При скорости причаливания $0,5 \text{ м/с}$ ускорение в момент посадки достигает $-0,1g$. При массе космического аппарата порядка 800 кг давление на грунт может составлять $0,5 \text{ Н/см}^2$. Это чуть меньше давления $0,7 \text{ Н/см}^2$, оказываемого на лунный грунт ногой космонавта в скафандре. Исходя из предположения о схожести реголита Луны и Фобоса можно ожидать, что шероховатость рельефа под посадочными опорами будет выровнена этим давлением.

Важным преимуществом выбранного решения является защита грунта в окрестности зоны нагрева от прямого солнечного излучения и его термостатирование за счет значительной тепловой инерции космического аппарата. Дополнительную информацию о свойствах реголита на глубине до 1 см можно получить, исследуя процесс релаксации теплового поля в течение нескольких местных суток после посадки КА.

прибор ТЕРМОФОБ

Эксперимент ТЕРМОФОБ по заказу Федерального космического агентства Роскосмос выполняется ИПМ им. М.В. Келдыша и ГЕОХИ им. В.И. Вернадского РАН в кооперации с НПО им. С.А. Лавочкина. В нем также принимают участие специалисты Центра космических исследований (ЦКИ) академии наук Польши.

Основными компонентами блока датчиков являются узлы нагревателя и зоны нагрева грунта, размещенные в параллельных плоскостях на мембранах из полиимидной пленки и объединенные теплопроводом – основным теплоемким элементом конструкции (рисунки 6). Для увеличения гибкости теплопровод выполнен в виде



рисунки 6 Теплопровод в сборе (а): 1 – медный жгут, 2 – датчики температуры, 3 – соединительные провода, 4 – термоусадочная трубка; крепление датчиков к теплопроводу (б)

жгута длиной $4+200+4 \text{ мм}$ из 120 медных проволок суммарным сечением $0,36 \text{ мм}^2$, свитых с шагом 20 мм. Металлокерамические платиновые термометры сопротивления Heraeus C420 ($1,0 \times 1,9 \times 3,9 \text{ мм}$, диапазон измерения $-196...+150^\circ\text{C}$, сопротивление $R(0^\circ\text{C}) = 1 \text{ кОм}$) размещаются на теплопроводе на расстояниях 15, 115 и $195 \pm 0,2 \text{ мм}$ от базовой точки крепления теплопровода к узлу нагревателя и фиксируются отрезками термоусадочной трубки и уретановым компаундом. Для монтажа датчиков используется одножильный провод ПЭШО $\varnothing 0,1 \text{ мм}$.

Базовым элементом узла нагревателя (рисунки 7) является двусторонняя фольгированная полиимидная пленка толщиной 15 мкм, закрепленная на опорном кольце. Пленка является элементом гальванической развязки и одновременно осуществляет тепловой контакт ($R = 2,5 \text{ К/Вт}$) между нагревателем (чип-резистором $20 \text{ кОм} \pm 5\%$) и теплопроводом. Для этого в 6-мкм медной фольге с двух сторон вытравлены площадки диаметром 10 мм для крепления нагревателя и теплопровода, а также контактные площадки токоподводов. Клеевое покрытие пленки удалено. Токоподводы (рисунки 7, в) совмещают функции элементов теплоизоляции и механической развязки и являются спиралью $\varnothing 0,3 \times 3 \text{ мм}$ из эмалированного манганинового провода $\varnothing 0,08 \text{ мм}$ с сопротивлением $3,9 \pm 0,1 \text{ Ом}$. К контактным площадкам токоподводы припаиваются в натянутом состоянии и поддерживают форму за счет упругости. Узел нагревателя закрыт изолирующими прокладками из полиимидной пленки толщиной 8 мкм.

Узел зоны нагрева грунта представляет собой полиимидную мембрану толщиной 25 мкм, закрепленную на опорном кольце. Мембрана обратимо деформируется под действием давления грунта до 1 кг/см^2 . Центральная область пленки диаметром 20 мм, окруженная кольцевым зазором шириной 5 мм, является контактной зоной нагрева грунта и покрыта медной фольгой толщиной 6 мкм со стороны теплопровода. Эта же зона со стороны грунта имеет плазменное покрытие из аморфного углерода для увеличения теплоизлучающей способности (коэффициент черноты 0,9 в диапазоне длин волн $0,5...20 \text{ мкм}$).

Работоспособность прибора определяется выбором теплоизоляции. Лучистый теплообмен является основным механизмом потерь тепла для данной конструк-

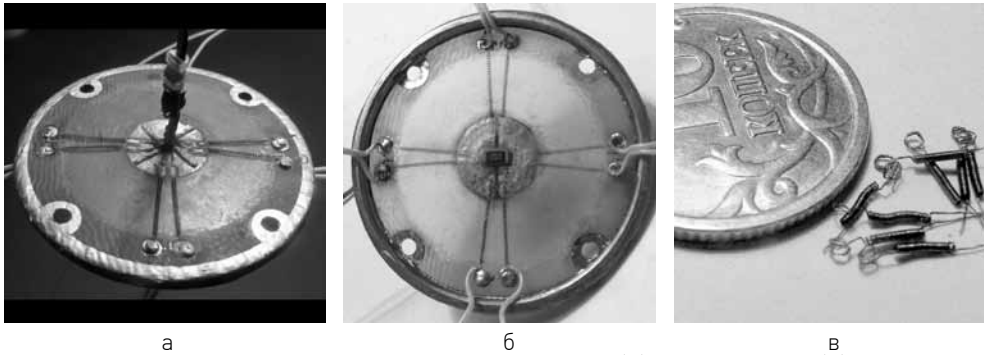


рисунок 7 Узел нагревателя со стороны теплопровода (а) и нагревателя (б). Токоподводы (в)

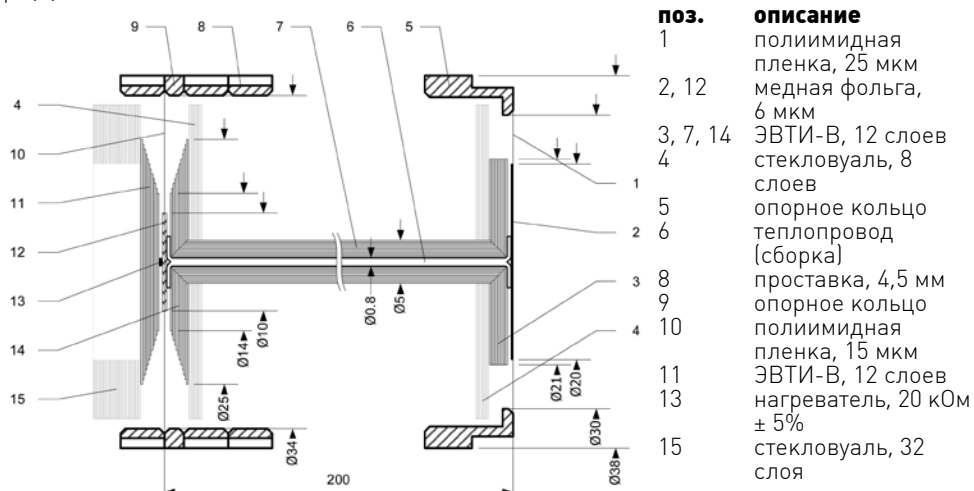


рисунок 8 Фрагмент конструкции и схема теплоизоляции блока датчиков

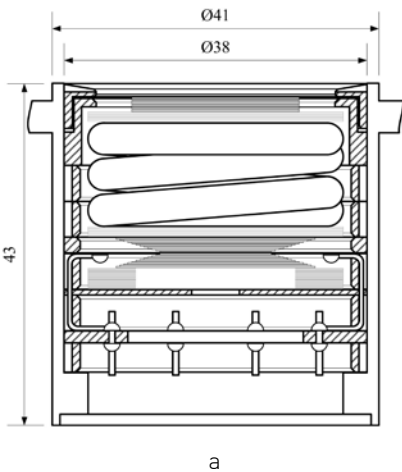


рисунок 9 Сборочный чертеж (а) и внешний вид (б) блока датчиков

таблица 3 Бюджет активных масс и теплоемкостей

узел	элемент	материал	масса, мг	c, мДж/К
теплопровод	жгут,	медь,	680 ± 10	231
	3 датчика в сборе,	керамика + ПВХ,	45 + 36	39 + 36
	провод ПЭШО 0.1	медь + шелк	61 + 30	21 + 54
узел нагревателя	пленка + клей.	—	2 + 3	2 + 3
	фольга.	медь,	4	2
	нагреватель	металл, керамика	5	4
узел грунта	пленка + клей.	—	11 + 8	12 + 8
	фольга	медь	17	7
		Всего:	902 ± 20	419

таблица 4 Расчетный баланс тепловых потерь при T₀ = 300К, ΔT = 80К

узел	механизм (канал) теплопереноса	Q, мВт	%
узел нагревателя	источник тепла (40,6 мВт),	—	—
	теплопроводность полиимидной пленки,	1,4	3,4
	суммарные утечки по 8 токоподводам,	2,9	7,1
	лучистый перенос	3,1	7,6
узел грунта	теплопроводность полиимидной пленки,	3,0	7,4
	лучистый перенос	1,6	3,8
теплопровод	лучистый перенос	4,7	11,5
	всего:	16,7	40,8

таблица 5 Технические и информационные характеристики прибора

масса и габариты блока электроники	0,30 кг, 100 × 80 × 60 мм
габариты блоков датчиков	Ø 41 × 43 мм (3 шт.)
средняя потребляемая мощность	=28,5 В, 2 Вт
диапазон измеряемых температур	160 ... 380К
длительность и количество сеансов измерения	3000 с, 10 сеансов
количество и тип информационных каналов, частота опроса	10 (аналог), 1 Гц
разрешающая способность, ограниченная телеметрией	0,1К

ции в вакууме. Расчет экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) необычно малых объектов потребовал создания модели, учитывающей наряду с лучистым теплообменом поперечную и продольную теплопроводность многослойного покрытия. Модель базируется на данных ОСТ 92-0918-70, дополненных нашими измерениями продольной теплопроводности ЭВТИ.

Для теплоизоляции блока датчиков (рисунок 8) выбран материал ЭВТИ-В с рабочей температурой до +150°C, состоящий из алюминированной лавсановой пленки плотностью 7,5 г/м² и подложки из стекловуали плотностью 7 г/м². Для снижения потерь теплоизоляция в виде дисков для плоских поверхностей и лент шириной 4...8 мм для теплопровода уложена послойно без пересечения разновыровневых слоев на стыках. Измеренная масса n слоя теплоизоляции аппроксимируется формулой $m_n = 45 + 10n$, мг. Теплопровод укладывается в бухту и помещается в корпус (рисунок 9). Релаксация механических напряжений ЭВТИ происходит за неделю. В таблице 3 приведены данные измерений масс и расчет теплоемкости элементов блока датчиков, необходимые для построения его конеч-

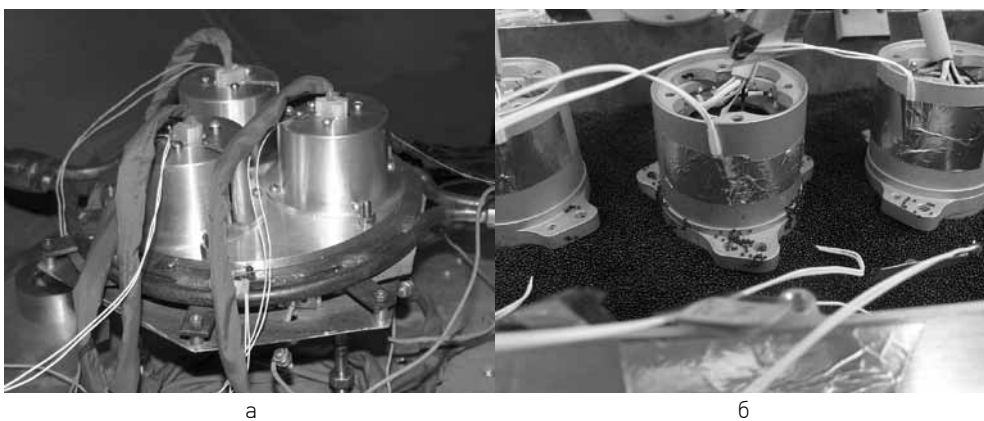


рисунок 10 Испытания аналога летного прибора в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (а). Размещение датчиков при исследовании аналогов грунта Фобоса в ЦКИ ПАН (б)

ноэлементной модели. В таблице 4 даны расчетные оценки предельных тепловых потерь в вакууме.

Блок электроники, расположенный в термостабилизированном отсеке КА, содержит набор прецизионных преобразователей, согласующих характеристики датчиков и телеметрической системы. Для повышения надежности преобразователи являются независимыми, объединяясь только цепями питания. Три блока датчиков, установленные в основаниях посадочных опор, подключены к блоку электроники кабелями длиной 1,5...3 м. Прибор работает по жесткой программе, его включение осуществляется внешним программным устройством. Значения температуры в трех точках зоны нагрева каждого из трех блоков датчиков преобразуются в электрические сигналы, обрабатываются и вводятся в запоминающее устройство посадочного модуля, после чего передаются на Землю. Основные характеристики прибора приводятся в таблице 5.

Тестирование и градуировка аналога летного прибора при давлении от атмосферного до 10^{-5} мм рт. ст. и температуре от +20 до -100°C проводились в Мо-

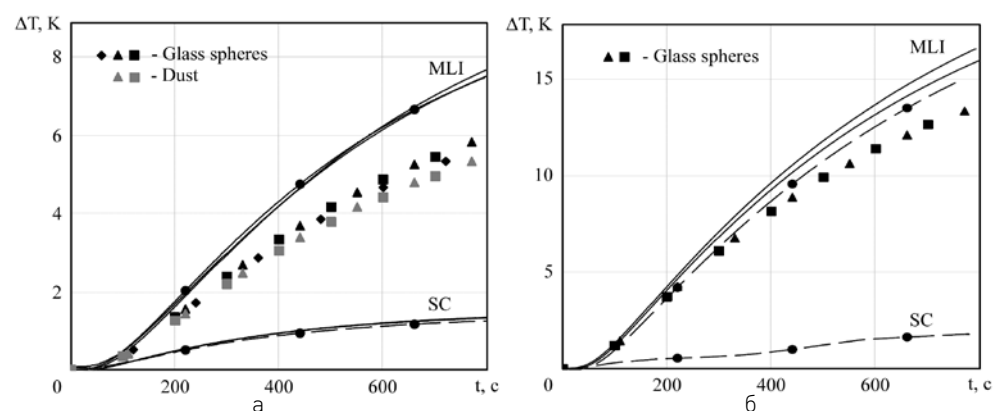


рисунок 11 Динамические характеристики датчиков зоны нагрева грунта при температурах +20°C (а) и -100°C (б) для различных испытаний ($P < 10^{-5}$ мм рт. ст.). Пунктиром обозначены данные, полученные в Центре Келдыша, сплошные кривые – испытания в ЦКИ, точки – модельные грунты

ске (ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша») и в Варшаве (Центр космических исследований ПАН) на диффузионных вакуумных установках с близкими параметрами (рисунок 10).

Градуировка прибора использует метод двух испытаний: в режимах холостого хода MLI (отсутствие теплового контакта датчика) и короткого замыкания SC (контакт с теплопроводящей массой). Это позволяет исключить метрологические проблемы, связанные с использованием эталонных дисперсных сред. В качестве отдельного этапа были исследованы предложенные польскими коллегами модельные аналоги грунта Фобоса в виде стеклянных сфер диаметром $0,9 \pm 0,1$ мм и полидисперсных частиц пыли.

Тестирование подтвердило работоспособность метода и отсутствие грубых ошибок при конструировании прибора. Динамические характеристики $\Delta T(t)$ всех блоков датчиков (рисунок 11) оказались близкими к расчетным. Испытания, проведенные в Москве и через год в Варшаве, показали долговременную стабильность характеристик прибора. Небольшие отклонения в показаниях, обнаруженные при тестировании в ЦКИ в режиме короткого замыкания, скорее всего обусловлены недостаточно надежным тепловым контактом поверхности датчика с металлом. В то же время испытания в режиме холостого хода в ЦКИ оказались более успешными, чем в Центре Келдыша. Динамические характеристики для аналогов грунта Фобоса существенно различаются как от данных испытаний в предельных режимах SC и MLI, так и между собой, что позволяет рассчитывать на однозначность интерпретации измерительных данных.

Для восстановления значений теплофизических параметров среды по результатам измерений используются данные градуировки и оригинальная методика решения соответствующих обратных задач. Определение теплофизических свойств для вертикального разреза грунта в эксперименте ТЕРМОФОБ является обратной некорректной задачей нестационарной теплопроводности. Известно, что такие задачи требуют разработки специальных методов и приемов (методов регуляризации) в силу чувствительности решения к погрешностям измерений [Тихонов, Арсенин, 1979; Алифанов, 1988]. Все это заставляет оценивать найденные значения с определенной долей осторожности.

закключение

Теплофизические исследования поверхностного слоя Фобоса, представляющие большой научный интерес, сопряжены с целым рядом методических и технических трудностей. С целью выбора методов измерений и конструктивных особенностей прибора проведено математическое моделирование поверхностного слоя грунта Фобоса, использующее данные лабораторного анализа грунта Луны как ближайшего доступного аналога Фобоса. Расчёты для обоих тел выполнены по аналогичной методике при соответствующих значениях параметров моделей, результаты сопоставлены с данными независимых измерений. Рассмотрены возможные контактные методы определения теплофизических характеристик (методы проникающего и поверхностного зонда), проанализированы их преимущества и недостатки применительно к условиям измерений на космическом аппарате. Выбор метода сделан исходя из соображений простоты прибора, надежности измерений и специфики конструкции КА. Детально описаны принцип работы прибора ТЕРМОФОБ, его конструкция, технические характеристики и особенности функционирования на космическом аппарате.

литература

Авдуевский В.С., Анфимов Н.А., Маров М.Я. и др. [1974] Теплофизические свойства лунного вещества, доставленного на Землю автоматической станцией «Луна-16» // В сб.: Лунный грунт из Моря Изобилия. М.: Наука, 1974.

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ГРУНТА ФОБОСА ДЛИННОВОЛНЫМ ПЛАНЕТНЫМ РАДАРМ ДПР

Авдеевский В.С., Куликов С.Д., Кремнев Р.С. и др. (2000) Космический проект «Фобос-Грунт»: Основные характеристики и стратегия развития // Космонавтика и ракетостроение. 2000. Т. 6. С. 31–38.

Алифанов О.М. (1988) Обратные задачи теплообмена / М.: Машиностроение. 1988. 280 с.

Антипова-Каратаева И.И., Ахманова М.В., Деменьтьев Б.В. и др. (1979) Оптические параметры реголита из морских и материковых районов Луны // В сб.: Грунт из материкового района Луны. М.: Наука, 1979. С. 585–588.

Головкин А.Р., Дмитриев А.П., Духовской Е.А. и др. (1979) Исследование тепловых свойств грунта «Луны-20» // В сб.: Грунт из материкового района Луны. М.: Наука, 1979. С. 635–639.

Кузьмин Р.О., Шингарева Т.В., Забалуева Е.В. (2003) Инженерная модель поверхности Фобоса // Астрон. вестн. 2003. Т. 37. № 4. С. 292–309.

Кузьмин Р.О., Забалуева Е.В. (2003) Характер температурного режима поверхностного слоя реголита Фобоса в районе потенциального места посадки космической станции «Фобос-Грунт» // Астрон. вестн. 2003. Т. 37. № 6. С. 526–535.

Маров М.Я. (2010) Космический проект «Фобос-Грунт»: Новый этап Российской планетной программы // Астрон. вестн. 2010. Т. 44. № 1.

Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. (1979) Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1979. 285 с.

Christensen P.R., Bandfield J. L., Hamilton V. E. et al. (2001) Mars Global Surveyor Thermal Emission Spectrometer experiment: Investigation description and surface science results // J. Geophys. Res. 2001.V. 106. № E10. P. 23823–23871.

Cremers C.J., Birkebak R.C., Dawson J.P. (1970) Thermal conductivity of fines from Apollo 11 // Proc. Apollo 11 Lunar Sci. Conf., Geochim. Cosmochim. Acta Suppl. 1, 1970. V 3. P. 2045–2050.

Cremers C.J., Birkebak R.C. (1971) Thermal conductivity of fines from Apollo 12 // Proc. 11 Lunar Sci. Conf., Geochim. Cosmochim. Acta Suppl. 2. 1971. V. 3. P. 2311–2315.

Cremers C.J. (1975) Thermophysical properties of Apollo 14 fines // J. Geophys. Res. 1975. V. 80. №32. P. 4466–4470.

Hemingway B.S., Robie R.A., Wilson W.H. (1973) Specific heats of lunar soils, basalt and breccias from Apollo 14, 15 and 16 landing sites between 90 and 350° Kelvin // Proc. IV Lunar Sci. Conf. 1973. V 3. P. 2481–2487.

Loeb A.L. (1951) A Theory of the Envelope Type of Thermal Conductivity Tests // J. Appl. Phys. 1951. V. 22. №3. P. 282–285.

Marov M.Ya., Avduevsky V.S., Akim E.L. et al. (2004) Phobos-Grunt: Russian sample return mission // Advance Space Research. 2004. V. 33. P. 2276–2280.

Robie R.A., Hemingway B.S., Wilson W.H. (1970) Specific Heats of Lunar Surface Materials from 90 to 350 Degrees Kelvin // Science. 1970. V. 167. №3918. P. 749–750.

М.Я. Маров

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

М.Я. Маров, А.В. Колесниченко, К.К. Мануйлов, В.П. Осипов

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассмотрены особенности радиолокационного зондирования грунта Фобоса при выполнении российского проекта ФОБОС-ГРУНТ. Дано обоснование параметров длинноволнового радара подповерхностного зондирования, предназначенного для исследования электрофизических характеристик грунта Фобоса, выявления глубинной структуры, оценки плотности пород, радиолокационного картографирования рельефа и шероховатости поверхности спутника. Приведена схема проведения эксперимента по зондированию грунта Фобоса.

Введение

Фобос - больший из двух спутников Марса. Он расположен к своей планете ближе, чем любой другой спутник в Солнечной системе, менее чем в 6000 км от её поверхности.

Малое альbedo и большая степень поляризации согласуются с предположением, что поверхность тела покрыта слоем реголита. Наличие реголита на поверхности спутника можно объяснить взаимодействием гравитационных полей Фобоса и Марса. Пыль и обломки метеорного тела при ударе о поверхность спутника должны покидать ее, но, захваченные полем тяготения Марса, оказываются на орбите, близкой к орбите Фобоса, и в результате аккреции весь материал, выброшенный из кратеров Фобоса, оказывается на его поверхности. Толщина слоя реголита в отдельных местах может достигать ~100 м [Мороз, 1975; Pettengil et al., 1969; Pollack, Sagan, 1970].

Исследование реголита Фобоса при помощи приборов, установленных на космическом аппарате (КА), может дать информацию о ранних этапах образования тел Солнечной системы, происхождении и эволюции планет, в том числе и Земли. Одним из приборов, который планируется установить на борту космического аппарата, является длинноволновый планетный радар ДПР, разработанный совместно Институтом радиотехники и электроники им. В.А.Котельникова РАН (ИРЭ им. В.А.Котельникова РАН) и специальным конструкторским бюро (СКБ) ИРЭ РАН.

Цель эксперимента по подповерхностному зондированию грунта Фобоса

Научная цель радиофизического эксперимента «Радиолокационное зондирование грунта Фобоса» заключается в получении данных о поверхности и подповерхностной структуре грунта Фобоса на глубинах 1...100 м и глубже. Исследование электрофизических характеристик грунта Фобоса, выявление глубинной структуры и оценка плотности пород приповерхностного слоя, исследование рельефа и шероховатости поверхности спутника позволят лучше понять природу реликтового вещества, из которого, возможно, состоит Фобос.

Указанные результаты планируется получить с помощью длинноволнового планетного радара, предназначенного для дистанционного зондирования поверхности и подповерхностной структуры грунта Фобоса методом импульсного радиозондирования.

Состояние вопроса по эксперименту

В космических исследованиях на данный момент подповерхностное радиозондирование является практически единственным доступным средством определения внутренней структуры грунта космических тел.

Первая попытка выполнить глубинное радиолокационное зондирование Луны была сделана в 1972 г. с космического корабля Apollo-17 [Porcello et al., 1974; Peeples et al., 1978]. Зондирование велось на частотах 5,3; 15,8; 158 МГц радиоимпульсами длительностью соответственно 240, 80, 8 мкс и разрешением по глубине 300, 100, 10 м. Из-за высоты полета (110 км) освещаемая радиоволнами поверхность Луны была большой, что существенно затруднило интерпретацию экспериментальных данных. Полученные результаты были опубликованы только через 4 года.

Импульсный радар для зондирования поверхности и грунта планет был создан в

ИРЭ АН СССР и установлен на КА "Фобос" в 1988 г. [Арманд и др., 1988]. В рамках проекта MARS-96 в ИРЭ РАН был разработан и установлен на КА длинноволновый радар для зондирования грунта и ионосферы Марса в диапазоне рабочих частот 0,2...5 МГц [Armand et al., 1995]. К сожалению, обе миссии завершились неудачно.

В рамках проекта Европейского космического агентства для исследования грунта Марса был сконструирован и установлен на борт аппарата «Марс-Экспресс» длинноволновый радар MARSIS [Picardi et al., 2005]. Радар работает в четырех режимах с несущими частотами 1,8; 3,0; 4,0; 5,0 МГц. Полученные с его помощью результаты хорошо согласуются с модельным представлением структуры грунта Марса и наглядно демонстрируют возможности радара подповерхностного зондирования. Для КА Mars reconnaissance orbiter разработан и в данное время находится на орбите радар SHARAD, предназначенный для подповерхностного зондирования грунта Марса в диапазоне частот от 15 до 25 МГц [Phillips et al., 2008]. Оба радара для локации используют сигнал с линейно-частотной модуляцией.

Все перечисленные радары предназначались для работы с орбиты космического аппарата. Если высота полета аппарата меняется от единиц метров до десятков километров, как в проекте ФОБОС-ГРУНТ, применение импульсов с большой длительностью становится невозможным, так как в космических радарах обычно используется одна антенна, поочередно работающая для передачи или для приема сигнала. Одним из инженерных решений проблемы «разного диапазона дальностей» является применение радиолокационных комплексов. Фактически это приводит к размещению на борту нескольких радаров, что значительно увеличивает его массу. В радаре ДПР, предназначенном для исследования грунта Фобоса, предложен другой способ: на малых высотах над поверхностью используется радиосигнал, представляющий собой непрерывную последовательность одиночных импульсов с длительностью, обеспечивающей необходимую для решения поставленной задачи разрешающую способность. На больших расстояниях используется сложный сигнал, задаваемый комбинацией моноимпульсов, сформированных по определенному закону. Такое построение аппаратуры позволяет решить проблему переменной высоты зондирования.

В космических исследованиях зондирование грунта планет и других космических объектов сложными фазоманипулированными импульсами до сих пор не производилось.

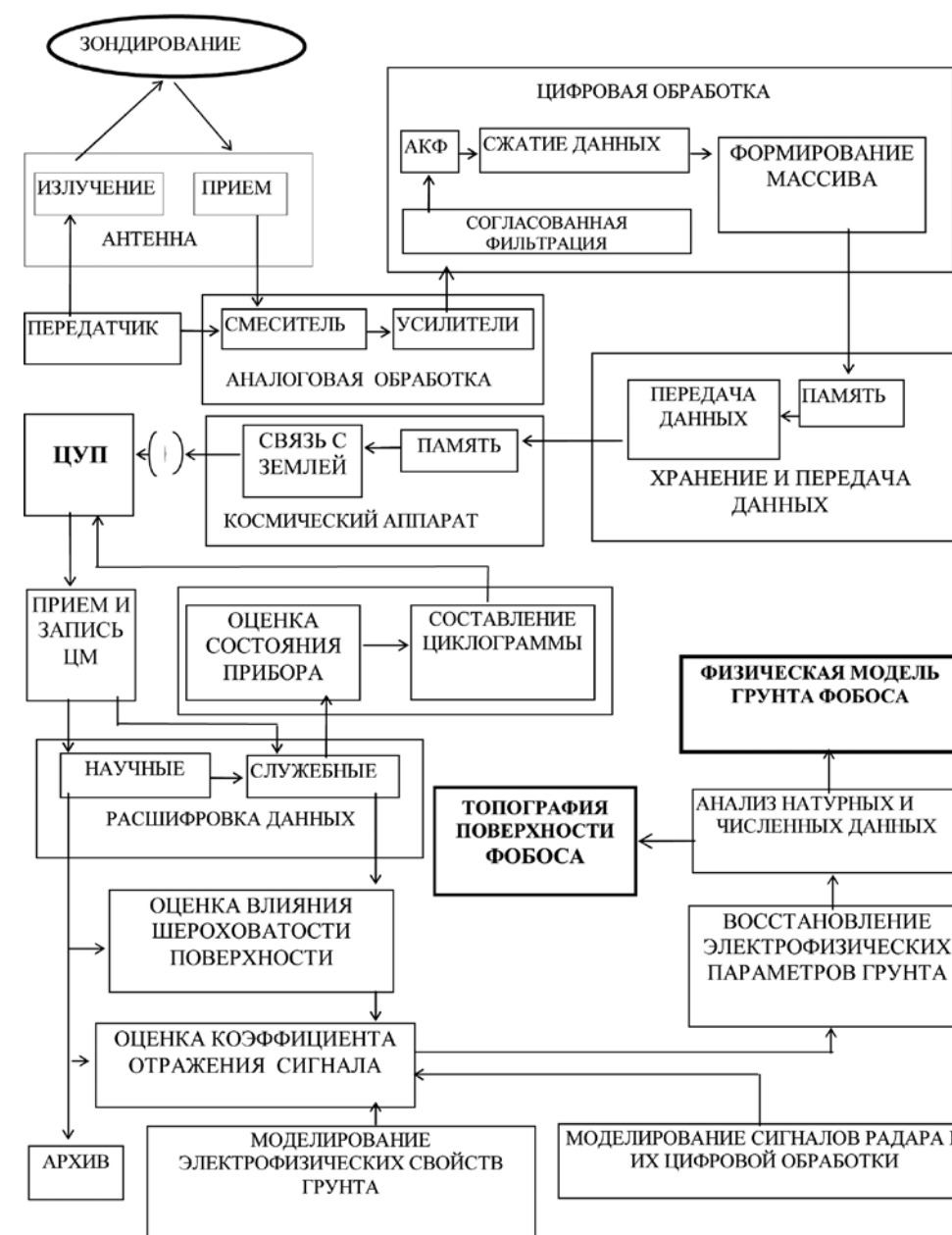
методика проведения эксперимента

Функциональная схема эксперимента по радиолокационному зондированию Фобоса представлена на рисунке 1. Разработанный ФГУП СКБ ИРЭ РАН длинноволновый планетный радар ДПР работает в диапазоне частот от 125 до 175 МГц. Состав и основные технические характеристики прибора приведены далее.

Как указывалось выше, радиолокационный комплекс ДПР предназначен для анализа поверхностной и подповерхностной структуры грунта Фобоса на основе информации, которая содержится в приходящих (отраженных от поверхности и подповерхностных слоев) сигналах. По значениям параметров этих сигналов можно судить как о координатах объекта отражения, так и его физических характеристиках (структуре, электрических свойствах и др.).

Схема проведения радиолокационного зондирования поверхности и подповерхностной структуры грунта Фобоса показана на рисунке 2. Во время полета КА над поверхностью Фобоса или сближения с ним осуществляется излучение и прием отраженных радиосигналов. После приема и обработки сигналов в приемной части радара информация в цифровом виде будет передаваться в запоминающее устройство КА для последующей передачи на Землю по линии космической связи.

При приближении КА к Фобосу с высот примерно 100 км и ниже, вплоть до посадки, осуществляется зондирование выбранных участков поверхности фазокодомо-



рисунк 1 Функциональная схема эксперимента по радиолокационному зондированию поверхности и грунта Фобоса

дулированными импульсами, длительность которых может меняться от $0,25 \times 10^{-6}$ до 0,25 мс. При полосе частот около 50 МГц точность определения дальности в свободном пространстве составляет 4 м. Одновременно измеряется амплитуда и

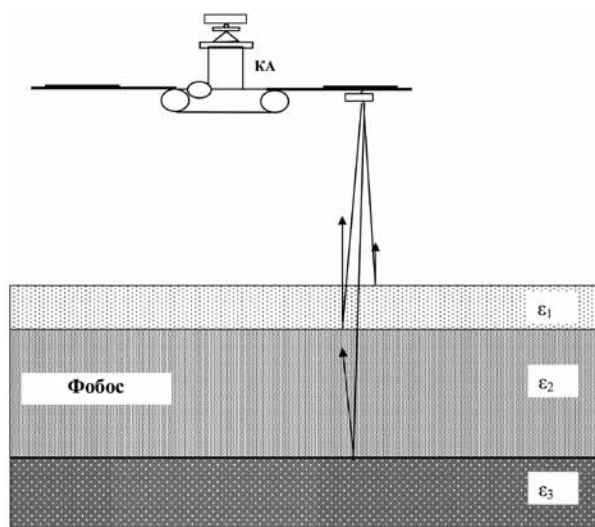


рисунок 2 Схема проведения эксперимента с орбиты КА

фаза отраженного сигнала, что при соответствующей калибровке позволяет оценить диэлектрическую проницаемость реголита - наружных покровов Фобоса. С поверхности Фобоса зондирование будет осуществляться сигналами малой длительности - 4 периода несущей частоты или 26,6 нс. Длительность сеанса зондирования на поверхности Фобоса определяется циклограммой работы космического аппарата и в связи с лимитом энергии не превысит нескольких минут.

Интенсивность отражений сигнала от подповерхностных слоев зависит главным образом от ослабления амплитуды (мощности) излучаемых импульсов при их прохождении через грунт Фобоса. Возможность исследования структуры грунта Фобоса до глубины десятков, сотен метров зависит от величины этого ослабления. Предполагается, что слой сухого реголита, лежащего на поверхности Фобоса, имеет очень низкую проводимость. Электромагнитные волны могут в этом случае проникать в грунт и отражаться от возможных резких границ слоев (например, от слоя основных пород или возможных внутренних неоднородностей грунта) с разной диэлектрической проницаемостью (рисунок 2). Существующие априорные данные позволяют составить модель диэлектрической проницаемости верхних слоев грунта Фобоса (таблица 1).

При подповерхностном зондировании одной из основных задач является определение параметров грунта. Решение такой задачи осуществляется на основе анализа частотной зависимости коэффициента отражения $R(f)$ принятого сигнала (рисунок 3). Исходными данными для восстановления параметров грунта служат дискретное множество пар $\{f_i, |R_i|\}$, где $R_i = R(f_i)$, $i = 1, \dots, n$. Для успешного решения обратной задачи восстановления параметров грунта желательно, чтобы частотный диапазон сигнала был соизмерим с величиной $\Delta \approx \frac{c}{4z\sqrt{\epsilon_r}}$,

где c - скорость света в вакууме, z - толщина слоя, ϵ_r - диэлектрическая проницаемость слоя. Для толщины слоя $z=1$ м полоса частоты сигнала должна быть не менее 40 МГц. Это означает, что девиация частоты должна быть не менее ± 20 МГц относительно центральной несущей частоты.

Максимальная глубина зондирования при этом может быть от единиц до сотни

таблица 1 Диэлектрические параметры верхних слоев грунта Фобоса

верхний слой	реголит $z=0,1 \dots 100$ м [Мороз, 1975], $\epsilon = 2,8$ [Moore, Thompson, 1989], $\text{tg}\delta \approx 0,001$ [Moore, Thompson, 1989], $H_g = ZV\epsilon_1$ [Moore, Thompson, 1989]
нижний грунт	базальтово-ледовая смесь $\epsilon = \left(\epsilon_\delta^{1/2} + v_L (\epsilon_L^{1/2} - \epsilon_\delta^{1/2}) \right)^2$, где $\epsilon_\delta = 8$ - диэлектрическая проницаемость базальта; v_L - объемная часть льда в грунте; ϵ_L - диэлектрическая проницаемость льда, рассчитанная по формуле Дебая: $\epsilon_L = \epsilon'_L + i\epsilon''_L$, $\epsilon'_L = \frac{\epsilon_{ст} (f\tau)^2 \epsilon_\infty}{1 + (f\tau)^2}$; $\epsilon''_L = \frac{(\epsilon_{ст} - \epsilon_\infty) f\tau}{1 + (f\tau)^2}$, $\epsilon_{cm} = 3,15$; $\lg \tau = 2900/T - 15,3$ [Финкельштейн и др., 1977], $T = 3\text{K}$ [Сюняев, 1986]

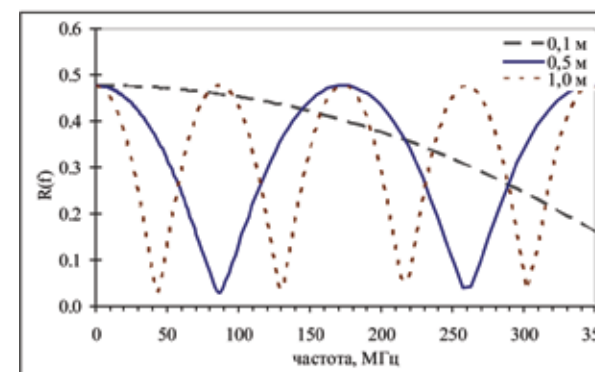


рисунок 3 Частотная зависимость коэффициента отражения от моделируемого грунта Фобоса для различной толщины слоя реголита

метров. Результаты расчета для частоты зондирования 150 МГц для высоты орбиты КА $H=100$ км и двух значений тангенса диэлектрических потерь верхнего слоя грунта Фобоса представлены на рис.4. Данные расчетов отчетливо демонстрируют сильную зависимость глубины проникновения радиоволн от коэффициента ослабления - тангенса диэлектрических потерь. Поэтому в данном проекте речь может идти только о предполагаемых глубинах зондирования, которые могут быть достигнуты при принятой структуре модели грунта Фобоса и технических параметрах радара, обусловленных энергетическими и массо-габаритными ограничениями.

Максимальный размер (радиус) освещаемой площади поверхности для центральной частоты зондирования 150 МГц и высоты орбиты КА $H=100$ км не превышает 0,5 км. Естественно, такая область зондирования может вызвать определенные затруднения при интерпретации получаемых результатов. Поэтому для построения детальной картины поверхности и подповерхностной структуры грунта Фобоса необходимо проводить зондирование вплоть до посадки космического аппарата.

характеристики радарных измерений

При практических исследованиях основными характеристиками радарных измерений являются: глубинность, разрешающая способность и детальность радарных исследований.

глубинность исследований называется максимальная глубина отражающего

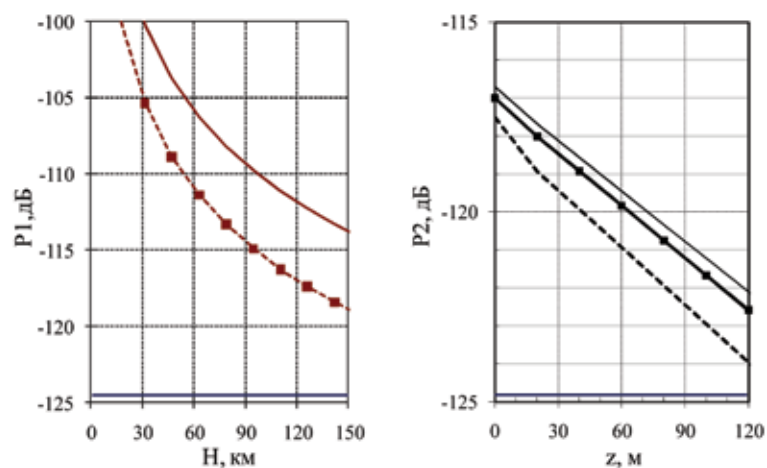


рисунок 4 Зависимость мощности отраженного сигнала от высоты орбиты спутника (а) и глубины зондирования подповерхностного слоя (б)

$P=25$ Вт – импульсная мощность;
 $P1$ – мощность сигнала, отраженного от поверхности (моноимпульс);
 $\epsilon_1=2,8$ (линия с маркерами - реголит);
 $\epsilon_2=7,1$ (сплошная линия - базальт).
 Сплошная линия в нижней части графика показывает уровень галактических шумов для центральной частоты 150 МГц

$P2$ – мощность сигнала, отраженного от подповерхности (моноимпульс);
 $\epsilon_1=2,8$ реголит;
 ϵ_2 - базальтово-ледовая крошка.
 Сплошная линия - содержание базальта 90%;
 линия с маркерами - содержание базальта 50%;
 пунктирная линия - содержание базальта 0%

объекта, который проявляется на радарограмме. Глубинность исследований тем больше, чем ниже центральная частота излучаемых электромагнитных колебаний и выше удельное сопротивление разреза, так как поглощение энергии электромагнитного поля пропорционально частоте и проводимости.

Разрешающей способностью по глубине называют минимальное расстояние, на котором могут быть различимы два отражающих объекта (слоя) или их детали. Для широкополосных сигналов она определяется шириной полосы сигнала и скоростью его распространения в среде. Разрешающая способность по горизонтали определяется размером первой зоны Френеля. При понижении частоты падает разрешающая способность, но увеличивается глубинность зондирования.

Детальность или интервал наблюдений (расстояние между трассами) по профилю зависит от свойств аппаратуры и способа наблюдений. Она определяется двумя характеристиками - количеством сигналов, излучаемых и принимаемых в единицу времени, и скоростью перемещения космического аппарата.

Фактически при постановке задач подповерхностной радиолокации формулируются два противоречащих друг другу требования:

- 1) необходимо обеспечить относительно большую (в масштабе длины волны) глубину зондирования Δz ,
- 2) необходимо реализовать относительно малые значения разрешения по глубине $\delta z/\Delta z \leq 0,1$.

Реализация первого требует применения сигналов с большой длиной волны или низкой частотой излучения. Это связано, в основном, с поглощением сигнала в грунте. Погонное ослабление радиоволн в грунте α в дБ/м вычисляется по формуле [Финкельштейн и др., 1977]:

$$\alpha = 18,2 \cdot 10^{-2} \sqrt{\epsilon' \operatorname{tg} \delta} \cdot f, \text{ или } \alpha = 54,6 / \lambda \cdot \sqrt{\epsilon' \operatorname{tg} \delta},$$

где $\epsilon = \epsilon' - i\epsilon'' = \epsilon'(1 - i \operatorname{tg} \delta)$ - диэлектрическая проницаемость; $\operatorname{tg} \delta = \epsilon''/\epsilon'$ - тангенс диэлектрических потерь; ϵ' и ϵ'' - действительная и мнимая части диэлектрической проницаемости; $\lambda = c/f$ - длина волны в вакууме; f - частота излучения в МГц. При этом глубина проникновения (толщина скин-слоя) d определяется по уровню ослабления поля в e раз:

$$d = 1/\alpha = \lambda / (\pi \sqrt{\epsilon' \operatorname{tg} \delta}) = \lambda_r / (\pi \sqrt{\operatorname{tg} \delta}),$$

где $\lambda_r = \lambda/\sqrt{\epsilon'}$ - длина волны в грунте. Относительно сухие типы грунта, мерзлые породы в условиях вечной мерзлоты и ледники имеют малые значения $\operatorname{tg} \delta$ (0,0001...0,01), что обуславливает возможность более глубокого проникновения радиоволн в диапазонах метровых волн (частоты 5...30 МГц). Применение же таких сигналов не позволяет получить детального разрешения по глубине, так как оно пропорционально длине волны, что не позволяет реализовать второе условие. Поэтому выбор диапазона частот требует определенного компромисса, обусловленного целью проводимого эксперимента.

Однако выбор частоты диапазона зондирования определяется не только глубиной зондирования и разрешающей способностью, но и техническими возможностями космического аппарата. С одной стороны, для увеличения глубины зондирования необходимо применять как можно более низкие частоты. С другой стороны, применение низких частот приводит к увеличению габаритных размеров используемых антенн. В данном проекте определяющим фактором являются технические возможности аппарата. Исходя из этого несущая центральная частота сигнала была принята равной 150 МГц. Выбор данной частоты позволил найти компромисс между техническими возможностями КА и основными параметрами радарных измерений.

выбор технических параметров радара ДПР

Интенсивность сигналов, отраженных от поверхности Фобоса и его подповерхностных слоев, может быть оценена уравнением радиолокации. При надирных измерениях с аппарата, находящегося на высоте H , мощность сигнала, отраженного от поверхности Фобоса и подповерхностного слоя грунта, можно оценить следующими выражениями:

$$\text{для поверхности Фобоса - } P1 = \frac{P_0 G^2 \lambda^2}{4(4\pi H)^2 (1 + H/r)^2} R_{01},$$

для подповерхностного слоя грунта -

$$P2 = \frac{P_1 G^2 \lambda^2}{4[4\pi(H + H_r)]^2} (1 - R_{01})^2 \exp(-\tau_p \omega \operatorname{tg} \delta) R_{12},$$

где P_0 - мощность излучения передатчика; G - коэффициент усиления приемной и передающей антенны (при условии их идентичности); $\omega = 2\pi f$ - частота излучения; $\operatorname{tg} \delta$ - тангенс диэлектрических потерь слоя реголита; $H_r = z\sqrt{\epsilon_1}$ - диэлектрическая толщина слоя реголита; z - толщина слоя; $\tau_p = \frac{2H_r}{c}$ - время задержки

распространения сигнала для слоя реголита; $R_{01} = \left(\frac{1 - \sqrt{\epsilon_1}}{1 + \sqrt{\epsilon_1}} \right)^2$,

$R_{12} = \left(\frac{\sqrt{\epsilon_1} - \sqrt{\epsilon_2}}{\sqrt{\epsilon_1} + \sqrt{\epsilon_2}} \right)^2$ - коэффициент отражения на границе слоя $Z_1 = 0$ и $Z_2 = z$;

ε_1 и ε_2 – диэлектрическая проницаемость для слоя реголита и основного грунта; r – радиус кривизны зондируемой поверхности.

Относительная мощность сигнала, отраженного от подповерхностного слоя, по сравнению с сигналом, отраженным от поверхности, равна

$$\frac{P2}{P1} = \frac{H^2}{(H + H_r)^2} \frac{R_{12}(1 - R_{01})^2}{R_{01}} \exp(-\tau_p \omega \text{tg} \delta).$$

Таким образом, мощность сигнала, отраженного от подповерхностного слоя грунта, зависит, главным образом, от глубины залегания слоя, частоты зондирования и тангенса диэлектрических потерь верхнего слоя (в данном случае, реголита).

Предельный уровень сигнала, обнаруживаемый радаром, ограничивается уровнем шума приемного устройства P_n , который, с учетом применения антенны с малой направленностью, определяется известными соотношениями:

$$P_n = k T_A \Delta f, T_A = (1 - \eta_A) T_0 + \eta_A T_{\text{я}} + (F - 1) T_0,$$

где $T_0 \approx 300\text{K}$, $T_{\text{я}} \approx 3 \times 10^3\text{K}$ – яркостная температура галактических шумов на частоте 150 МГц; η_A – коэффициент полезного действия антенны; F – фактор шума приемника. При расчете было принято $\eta_A = 0,7$ и $F = 4$.

Результаты расчета отношения сигнал/шум с учетом процедуры сжатия представлены в таблице 2. При расчете принято, что коэффициент направленного действия малонаправленных антенн $D \geq 2$, а коэффициент $G = \eta_A D$. В табл.2 приведены задержка сигнала τ , количество подимпульсов в последовательности N , длительность последовательности T и отношение $P1/P_n$ в зависимости от высоты H между КА и поверхностью Фобоса.

Как следует из таблицы 2, при высотах меньше 5 км простой сигнал в виде одного импульса, отраженный от поверхности, существенно превосходит шумы. Необходимо отметить, что в случае одиночного импульса зондирующий сигнал повторяется с некоторой частотой F_n , и при приеме отраженные сигналы накапливаются некогерентно. Так, например, при накоплении 100 отраженных сигналов, выигрыш вследствие некогерентного накопления составляет 10 дБ.

Для получения зависимости между сигналами, отраженными от верхней и нижней границ слоя реголита, рассмотрим случай $H \gg z$, когда можно пренебречь фокусирующим действием слоя [Финкельштейн и др., 1977; Armand et al., 1995] и фронт волны считать плоским. Результаты расчета в соответствии с приведенными ранее соотношениями представлены в табл.3. При этом было принято $\varepsilon_1 = 2,8$, $\varepsilon_2 = 8$, $\text{tg} \delta = 0,005$.

Столь резкая зависимость мощности сигнала $P2$, отраженного от границы слоя (как видно из таблицы 3, $P2$ при глубине $Z = 300$ м составляет -69 дБ от уровня сигнала $P1$), объясняется относительно большим поглощением волны в слое. Следу-

таблица 2 Результаты расчета отношения сигнал/шум с учетом процедуры сжатия

H , м	10^5	5×10^4	5×10^4	10^4	5×10^3	10^3	10^2
τ , мс	0,66	0,33	0,33	0,066	0,033	0,0066	0,00066
N	8191	8191	2047	2047	1	1	1
T , мс	0,22	0,22	0,055	0,055	$26,7 \times 10^{-6}$	$26,7 \times 10^{-6}$	$26,7 \times 10^{-6}$
$P1/P_n$, дБ	18	40	22	42	25	39	60

таблица 3 Отношение сигналов, отраженных от нижней и верхней границы слоя реголита толщиной z , м

z , м	10	30	100	200	300
$P2/P1$, дБ	-2,6	-7,2	-23	-46	-69

ет заметить, что при расчете было взято значение $\text{tg} \delta$ из модельных представлений, близкое к максимальному пределу этого параметра. Поэтому в данном проекте речь может идти только о предполагаемых глубинах зондирования, которые могут быть достигнуты при принятой структуре модели грунта Фобоса и технических параметрах радара.

планируемые эксперименты

В миссии ФОБОС-ГРУНТ предполагается провести следующие эксперименты по подповерхностному зондированию:

- обзорное зондирование всей дневной поверхности Фобоса при нахождении КА на квазисинхронной орбите (КСО) (режим 1 - низкоинформативный - 4 сеанса по 3 ч) (рисунок 5);
- детальное зондирование выбранных участков поверхности при нахождении КА на квазисинхронной орбите (режим 2 - высокоинформативный - 6 сеансов по 5 мин) (рисунок 6);
- зондирование при снижении КА для посадки (в диапазоне высот от 30 до 1 км) (режим 3 - 1 сеанс 10 мин) (рисунок 7);
- зондирование при снижении КА для посадки (в диапазоне высот от 1 км до 100 м, режим 4 - 1 сеанс 10 мин) (рисунок 7);
- на поверхности Фобоса предполагается выполнить 4 сеанса примерно по 5 мин в каждом из четырех режимов (эксперимент выполняется при наличии свободной энергии КА) (рисунок 8).

Все сеансы должны проводиться, когда «днище» КА обращено в сторону Фобоса и его поверхность находится в поле зрения радара ДПР. Так как космический аппарат «Фобос-Грунт» на орбите КСО сохраняет постоянную ориентацию на Солнце, то условия для проведения экспериментов по подповерхностному зондированию

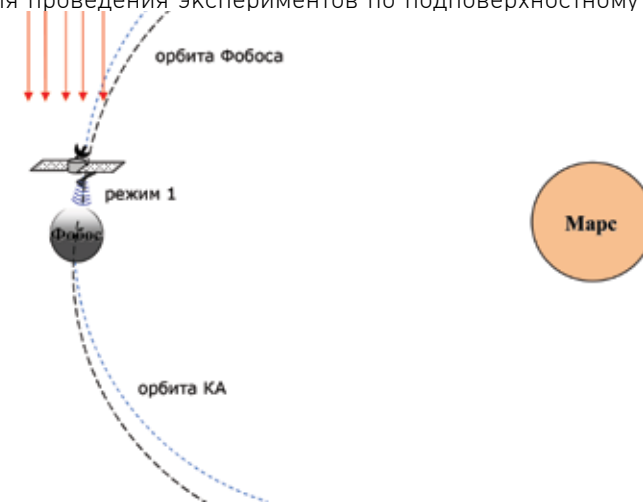
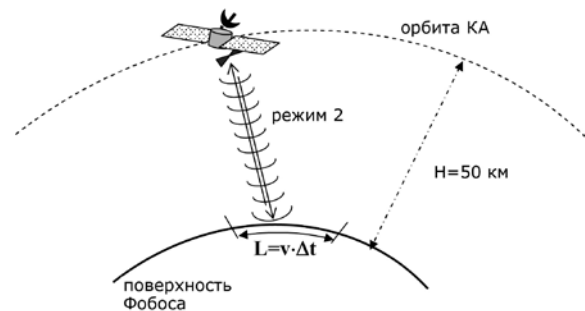


рисунок 5 Схема проведения экспериментов на квазисинхронной орбите

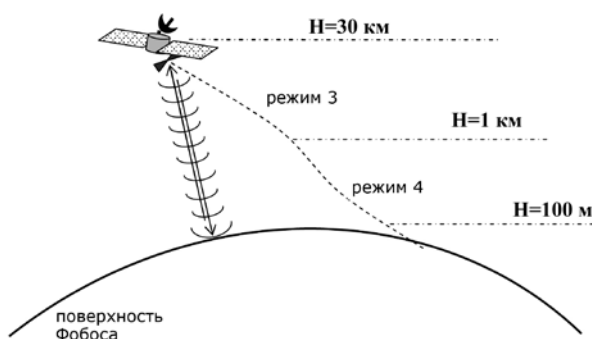
возникают только над освещенной стороной Фобоса (рисунок 5). Время работы в каждом режиме и планируемый объем информации представлены в таблице 4.

циклограмма работы прибора ДПР в режиме полета и посадки КА на квазисинхронной орбите Фобоса

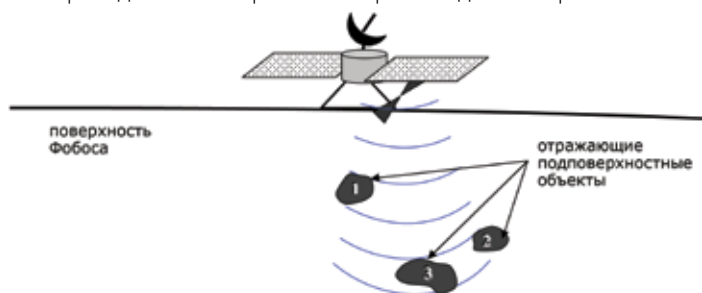
На квазисинхронной орбите расстояние между Фобосом и КА изменяется от 50 до 100 км. За период обращения Фобоса вокруг Марса, равный 7,66 ч, КА прохо-



рисунки 6 Схема проведения эксперимента на квазисинхронной орбите в режиме 2



рисунки 7 Схема проведения экспериментов при посадке КА в режимах 3 и 4



рисунки 8 Схема проведения экспериментов на поверхности Фобоса. Из-за широкой диаграммы направленности антенны ДПР отражения от объектов 2 и 3 будут наблюдаться одновременно и накладываться друг на друга, что затрудняет их идентификацию

дит над всеми точками сечения поверхности Фобоса с плоскостью его орбиты. Средняя скорость движения подлокаторной точки на квазисинхронной орбите (для среднего радиуса Фобоса 11 км) составляет 2,5 м/с.

режим 1. зондирование всей поверхности с большим интервалом

Радиус первой зоны Френеля для высоты 100 км составляет 450 м. Для получения двух точек на зону Френеля (через каждые 225 м) зондирование должно проводиться через каждые 90 с (1,5 мин). Оценочный объем получаемой информации составляет 64 кбайт/импульс или 42,6 кбайт/мин. За один виток объем информации может достигнуть 9,8 Мбайт. Общий объем данных составит 240 Мбайт на ви-

таблица 4 Информативность прибора ДПР при работе в различных режимах

место	режим работы	объем измерения, байт	время работы за сеанс, мин	количество измерений за сеанс	количество сеансов в миссии	объем информации за миссию, Мбайт
орбита КСО	1	57 024	180	120	4	26,1
орбита КСО	2	16 896	5	600	6	58,0
снижение для посадки (до 1 км)	3	4 224	10	1200	1	4,8
снижение для посадки (ниже 1 км)	4	2 112	10	1200	1	2,4
на поверхности Фобоса	1,2,3,4	≈20 064	1	10	4	0,8
итого:						92,1

ток при средней скорости сбора около 700 байт/с.

режим 2. зондирование небольших участков с большой частотой повторения

Для детального исследования рельефа поверхности и структуры подповерхности следует предусмотреть режим высокой скорости сбора данных (примерно 7 выборок в секунду). Оценочный объем информации при этом составит около 6 Мбайт за 10 мин.

при посадке

При посадке на Фобос высота и скорость КА будут уменьшаться, что создает оптимальные условия для проведения зондирования. Для высоты 100 м радиус первой зоны Френеля составляет 14 м, то есть для сохранения соотношения 2 точки на зону Френеля необходимо проводить зондирование 2 раза в секунду.

Для детального обзора поверхности при посадке следует также сохранить возможность использования режима сбора данных (2 выборки в секунду). Объем информации при этом составит 8 кбайт/с (4,8 Мбайт за 10 мин). Ориентировочно объем данных при посадке оценивается от 2,4 до 8 Мбайт. Для такого массива данных в ДПР предусмотрен соответствующий объем оперативной памяти.

после посадки

После посадки предполагается провести 4 сеанса зондирования примерно по 3...5 мин каждый. Планируется проведение следующих экспериментов:

- зондирование приповерхностных слоев единичными импульсами (период повторения 0,5 с; объем информации за 5 мин около 3 Мбайт; глубина зондирования до $500/\sqrt{\epsilon}$ м);
- зондирование приповерхностных слоев последовательно из 255 подимпульсов (период повторения 0,5 с; объем информации за 5 мин 3...4 Мбайт; глубина зондирования аналогична предыдущему);
- зондирование глубинных слоев последовательно из 8191 подимпульсов (период повторения 1,4 с; время работы менее 5 мин; объем информации от 3 до 10 Мбайт).

состав и основные технические характеристики прибора

Длинноволновый планетный радар ДПР состоит из блока электроники; биконического плоского вибратора (антенны) с согласующим устройством; высококачественного кабеля, соединяющего антенну и блок электроники.

Внешний вид прибора ДПР представлен на рис.9 (для масштаба на заднем плане помещен ноутбук). Антенна служит как для передачи, так и для приема сигнала, с разделением по времени. Поэтому существует ограничение по минимальной дальности зондирования (мертвая зона), обусловленное временем переключения из режима передачи в режим приема. Для больших высот существование такой мертвой зоны не представляет проблем, для зондирования с поверх-



рисунок 9 Общий вид прибора ДПР

ности это приведет к тому, что глубина зондирования будет начинаться примерно с 60 м.

Блок электроники предназначен для формирования излучаемых импульсных сигналов, приема сигналов, отраженных от поверхности и подповерхности Фобоса, и управления работой всего радара. Конструктивно этот блок представляет собой единую конструкцию. В состав блока электроники входят: передатчик сигналов, приемник для регистрации параметров отраженных сигналов, антенно-согласующее устройство, синтезатор частот, процессор для предварительной обработки и сжатия измерительной информации, оперативно-запоминающее устройство. Применение антенно-согласующего устройства позволяет настраивать передающую систему на максимальную мощность излучения на каждой частоте, что приводит к более эффективному использованию потребляемой мощности. Технические характеристики прибора приведены в таблице 5.

таблица 5 Технические характеристики прибора ДПР

измеряемый параметр	время задержки отраженного сигнала
точность измерений	13 нс
диапазон высот	0...100 км
диапазон частот	150±25 МГц
глубина зондирования	1...100 м и более
разрешение по высоте	4 м в вакууме, 1...2 м в грунте Фобоса
потребляемая мощность	7 Вт
пиковая мощность	20...25 Вт
ширина спектра сигнала	43 МГц
длительность импульса	26,6 нс
габариты антенны	не более 1350x500x550 мм
общая масса прибора	не более 4 кг

состав научного комплекса обработки данных ДПР

Обработка массива данных прибора ДПР будет проводиться в ИРЭ им. В.А.Котельникова РАН. Для этих целей создан вычислительный комплекс, включающий локальную сеть, объединяющую сервер, высокопроизводительный процессор, рабочие места программистов (рисунок 10). На базе такого комплекса планируется решение следующих задач:

- создание радиолокационной модели поверхности Фобоса;
- оценка влияния шероховатости на отраженный сигнал;
- решение обратной задачи определения электрофизических свойств среды по характеристикам отраженного сигнала;
- моделирование сигналов радара ДПР и их цифровой обработки;
- разработка схемы управления прибором ДПР на разных участках экспедиции и детализация циклограммы его работы;
- создание базы данных эксперимента ДПР;
- отработка методики проведения эксперимента и обработки экспериментальных данных.
- Для оперативной экспресс-обработки результатов эксперимента требуются следующие сопутствующие данные:
 - расстояние до поверхности Фобоса с точностью до единиц метров;
 - координаты проекции подспутниковой точки (ПТ) на поверхность Фобоса с точностью до десятков метров;
 - ориентация космического аппарата (КА) относительно линии ПТ-КА с точностью до единиц градусов.

Для окончательной обработки результатов эксперимента, возможно, потребуются данные, полученные при проведении экспериментов с другими приборами:

- оценочная модель шероховатости поверхности (например, по результатам телевидеосъемки) для учета в модели рассеивания сигнала от поверхности;
- электрофизические свойства поверхности грунта (проводимость и диэлектрическая проницаемость) для уточнения и калибровки коэффициента отражения радиосигнала на границе вакуум - грунт.

возможные области применения радаров подповерхностного зондирования грунта Земли

Определенный опыт разработки, создания и эксплуатации радаров подповерх-

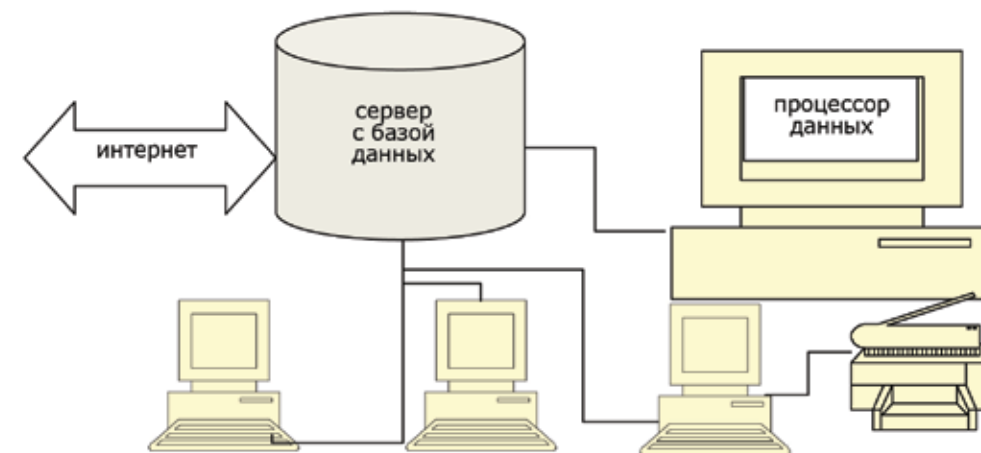


рисунок 10 Аппаратная схема наземного научного комплекса прибора ДПР

ностного зондирования, как в земных, так и в космических исследованиях, показывает, что радиолокационное подповерхностное зондирование может быть эффективным инструментом оперативного мониторинга окружающей среды, предназначенным для изучения внутренней структуры грунта и подстилающей поверхности, поиска и оценки состояния природно-антропогенных объектов, скрытых толщей земного покрова. Радары подповерхностного зондирования позволят в земных условиях исследовать внутреннюю структуру скрытого объекта без разрушения окружающей его среды до глубин в несколько метров.

Из всех известных методов обнаружения подповерхностных объектов радиолокационный метод является, по-видимому, самым производительным и технологичным среди других геофизических методов, применяемых для решения инженерно-геологических, гидрогеологических, экологических, геотехнических и планетологических задач. Области применения радаров подповерхностного зондирования в настоящее время непрерывно расширяются. С улучшением технологий производства аппаратуры и появлением более производительных алгоритмов и средств обработки радиолокационных данных радар подповерхностного зондирования становится одним из важнейших приборов неразрушающего контроля. Это объясняется, прежде всего, возможностью радаров дистанционно обнаруживать и распознавать объекты независимо от метеословий и естественной освещенности поверхности. Кроме того, зондирующие электромагнитные поля обладают способностью проникать через укрывающие полупроводящие среды (грунт, растительность, снег, воду), под которыми могут находиться объекты поиска. Дистанционное обнаружение и распознавание различных природных и искусственных (антропогенных) объектов на земной поверхности и в подповерхностной среде является актуальной и сложной научно-технической задачей, решение которой имеет большое значение для различных отраслей экономики страны и обеспечения ее безопасности.

Особую сложность проблема обнаружения подземных объектов приобретает при необходимости проведения подповерхностного зондирования с летательных аппаратов, находящихся на разных высотах. Такие задачи возникают при мониторинге труднодоступных районов и больших территорий, а также в других случаях, которые могут быть связаны с обеспечением обороноспособности и безопасности страны.

Проведенный анализ использования различных радиолокационных методов и средств обнаружения, распознавания и определения местоположения скрытых и заглубленных (подземных) объектов показывает, что активные средства радиолокационного зондирования позволяют обнаруживать подповерхностные объекты на глубинах до нескольких метров. Глубина обнаружения и пространственное разрешение применяемых радиолокаторов существенным образом зависят от частоты зондирования и полосы зондируемого сигнала.

Накопленный к настоящему времени опыт использования радаров подповерхностного зондирования и анализа полученной радиолокационной информации показывает возможность их применения в следующих областях:

- **гляциология** - типы ледовых покровов, динамика ледовых покровов морей, ледников, айсбергов, границы снежных покровов;
- **геология** - морфология поверхности, тектоника, исследование засушливых регионов, процессы опустынивания;
- **гидрология** - влажность почв, шероховатость поверхности, эрозия и засоление почв, границы водоемов;
- **мониторинг районов чрезвычайных ситуаций** - наводнения, последствия природных катастроф, районы кризисных ситуаций;
- **хозяйственная деятельность** - навигация во льдах, мониторинг шельфовых зон и зон разработки полезных ископаемых, контроль над состоянием нефтепроводов, картирование подземных коммуникаций и труб под городскими улицами, обнаружение пустот и пещер;

- **картография** - создание и обновление карт различного масштаба, построение детальных цифровых карт рельефа;
- **военно-прикладные задачи**, характеризующиеся высокими требованиями по обнаружению и поиску локальных подземных сооружений, полосе обзора, производительности и оперативности получения информации.

литература

- Арманд Н.А., Андрианов В.А., Бреус Т.К. и др. (1988) Исследования Фобоса и Марса радиолокационными методами // Методические вопросы / Труды межд. конф. "Фобос. Научно-методические аспекты исследований". М.: ИКИ АН СССР, 1988. С. 327-346.
- Физика космоса (1986): Маленькая энциклопедия / Под ред: Р. А. Сюняева. М.: Сов. энциклопедия, 1986. 783 с.
- Финкельштейн М.И., Мендельсон В.Л., Кутев И.А. (1977) Радиолокация слоистых земных покровов. М.: Сов.радио, 1977. 174 с.
- Мороз В.И. (1975) Физика планеты Марса. М.: Наука, 1975. 35 с.
- Armand N.A., Nielsen E., Axford W. I. et al. (1995) The Long Wavelength Radar on the Mars 94 orbiter // Adv. Space Res. 1995.V.15(4). P. 163-178.
- Moore H.Y., Thompson I.W. (1989) The radar-echo model of Mars // Proceeding the 21 Mooner and Planetary Science conference. Mooner-planetary Institute. 1989. V.21. P.457-472.
- Peebles W.J., Sill W.R., May Th.W., Ward S.H. et al. (1978) Orbital radar evidence for lunar subsurface layering in Maria Serenitatis and Crisium // Journal of geophysical research. July 1978. V. 83. N. B7. P. 3458-3468.
- Pettengill G.H., Couselman C.C., Raineville L.P., Shapiro I.I. (1969) Radar measurements of Martian topography // Astron. J. 1969. V.74 P.461-482.
- Phillips R.J., Zuber M.T., Smrekar S.E. et al. (2008) Mars North Polar Deposits: Stratigraphy, Age, and Geodynamical Response // Scienceexpress [www.scienceexpress.org / 15 May 2008 / Page 1 / 10.1126/science.1157546].
- Picardi G., Plaut J.J., et al. (2005) Radar sounding of the surface of Mars // Science. 2005. V.310. P.1925.
- Pollack J.B., Sagan K. (1970) Studies of the surface Mars // Radio Sci. 1970. V.5. N.2. P.443-464.
- Porcello L.J., Jordan R.L., Zelenka J.S. et al. (1974) The Apollo lunar sounder radar system // Proc.IEEE. 1974. V.62(6). P. 769-783.

Н.А. Арманд, В.Н. Марчук, В.М. Смирнов, О.В. Юшкова
Институт радиотехники и электроники
им. В.А.Котельникова РАН, Москва
В.В. Абрамов, А.С. Бажанов, Б.С. Лифанцев, Д.Я. Штерн
Федеральное государственное унитарное предприятие
Специальное конструкторское бюро ИРЭ РАН, Фрязино

ЭКСПЕРИМЕНТ «СЕЙСМО». СЕЙСМИКА ФОБОСА: ОТ ГЕОФИЗИКИ К КОСМОГОНИИ

предварительные замечания. На основе анализа имеющихся работ проанализировано несколько наиболее принципиальных и уже доступных для реализации геофизических задач, отчасти связанных с экспедицией ФОБОС-ГРУНТ. Предполагаемые результаты послужат информационной основой для развития космогонии малых спутников планет и астероидов. Соответственно цели проведения эксперимента состоят в исследовании внутреннего строения и энергетического состояния Фобоса; анализе проявления внешних импульсных воздействий и полей, включая регистрацию сейсмических сигналов и волновых полей Фобоса, измерение длиннопериодных колебаний на поверхности Фобоса в диапазоне 10^{-5} ... 10 Гц. Изучение Фобоса даёт пример частных задач, присущих малым телам Солнечной системы: особенности кратерообразования и борозд, морфологических структур. Регистрация газопылевых потоков расширит представления о пространственно-временной структуре Солнечной системы, её объектах и процессах; подтвердит возможность постоянного взаимодействия звездных систем.

Даны краткое описание физических принципов регистрации сейсмических полей и сигналов и сравнительное представление аппаратной основы космогонической сейсмологии; показано, что пьезоэлектрическая и электродинамическая системы регистрации полезного сигнала дополняют друг друга и при 2-3-координатной системе регистрации желательнее применение обеих систем. Рассмотрено сейсмометрическое обеспечение космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт», приведены физические характеристики прибора, конструктивные решения блоков приборов, энергопотребление, информативность. Подробно описан сейсмоакустический (высокочастотный) блок прибора, его преимущества при регистрации очень слабых сигналов путём использования механического трансформаторного эффекта. Созданная сейсмическая система способна обеспечить выполнение научных задач экспедиции ФОБОС-ГРУНТ в части исследования внутреннего строения, происхождения, глубинных структур и внешних воздействий полевого, корпускулярного и метеороидного типов.

1. цель проведения эксперимента

Цель эксперимента - исследование внутреннего строения и энергетического состояния Фобоса; анализ проявления внешних импульсных воздействий и полей; регистрация сейсмических сигналов и волновых полей Фобоса, измерение длиннопериодных колебаний на поверхности Фобоса в диапазоне 10^{-5} ... 10 Гц.

2. состояние вопроса по эксперименту

К концу 80-х годов XX столетия планировалась первая экспедиция на Фобос, при этом фактически сейсмический эксперимент не предусматривался [Базилевский, 1988; Ланжевен, 1988; Мелеш, 1994; Хэд, 1988]. Однако несколько исследовательских групп достаточно полно проанализировали геолого-геофизические и некоторые космогонические проблемы Фобоса [Базилевский, 1988; Ланжевен, 1988; Мелеш, 1994; Мюррей, 1988; Сагдеев и др., 1988; Veverka J, Burns J.A., 1979], наиболее полно это представлено в исследовании Дж. В. Хэда [1988]. Фобос ($26 \times 22 \times 18$ км) подобен объектам типа С пояса астероидов, а по составу – углекислый хондрит. Поверхность заметно кратерирована и покрыта обломочным материалом (реголитом). Другой элемент поверхности – длинные линейные борозды (впадины) шириной 100 ... 200 м и глубиной 10 ... 20 м, механизм их происхождения не определен, существует не менее четырех гипотез. Морфология и формы Фобоса и Деймоса достаточно различны, чтобы поставить вопрос о разных процессах их происхождения и эволюции. Соответственно волновые поля, состав и структура Фобоса могут быть представлены в нескольких схемах, рисунок 1–5.

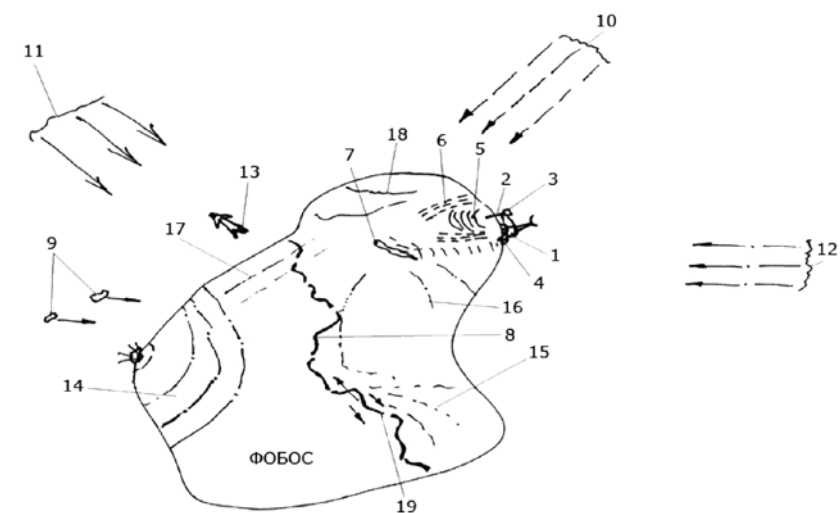


рисунок 1 Поля структуры и воздействия на Фобос: 1 - посадочный аппарат и сейсмоприёмники; 2 - грунтозаборное устройство (ГЗУ); 3 - сейсмоакустический блок (САБ); 4 - широкополосный сейсмический блок (ШСБ); 5 - Р-волны от работающего ГЗУ; 6 - S-волны от ГЗУ; 7 - неоднородность внутреннего строения Фобоса; 8 - магистральные внутренние трещины приливного или импактного происхождения; 9 - метеороиды; 10 - газопылевые потоки; 11 - пылевой тор на орбите Фобоса; 12 - пульсации солнечного ветра; 13 - направление орбитального движения Фобоса; 14 - волны от удара малого метеорита; 15 - сейсмические волны, прошедшие зону 8; 16 - волны, отраженные от внутренних структур при работе ГЗУ; 17 - сейсмические волны от взаимодействия с тором 11; 18 - сейсмические волны при взаимодействии с потоками 10; 19 - внутренние подвижки при приливных воздействиях



рисунок 2 Схема, иллюстрирующая возможные типы вертикальных и латеральных изменений состава: 1 – удар микрометеорита; 2 – прямая, рефрагированная волна от источника; 3 – волна, отраженная от борта сквозной трещины (борозды); 4 – относительное движение бортов трещины под действием приливных сил; 5 – излучение высокочастотных шумов при движении бортов 4

Процессы ударного кратерообразования и образование реголита в условиях незначительной гравитации, вероятно, отразились в геоморфологических особенностях кратеров и других структур. Тем самым сейсмический подход должен послужить одним из критериев разрешения указанных выше проблем. Более того, этот метод, аппаратно включенный в экспедицию ФОБОС-ГРУНТ, обладает принципиальной новизной.

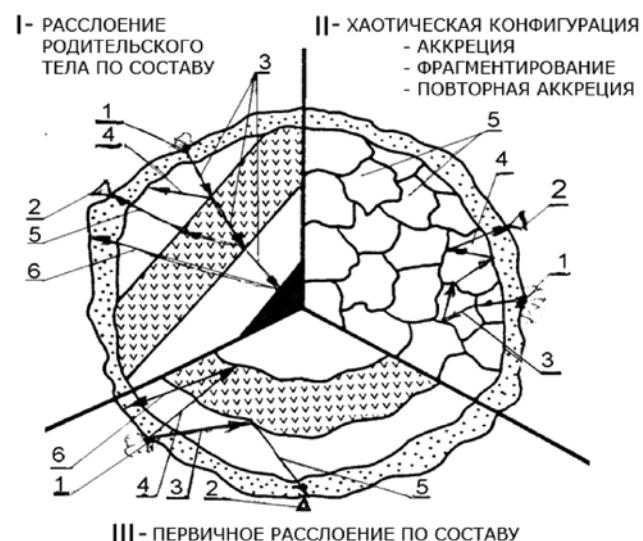


рисунок 3 Схема, иллюстрирующая три различные возможности конфигурации внутренней структуры (внешний слой – реголит): I. 1 – удар микрометеорита; 2 – посадочная станция; 3 – прямая волна; 4–6 – отражения от границ расслоения волны; II. 1, 2 – то же, что на I; 3, 4 – волны, рассеянные на неоднородностях; III. 1, 2 – то же, что на I; 3, 4 – прямые волны; 5, 6 – волны - отражения от сферических границ

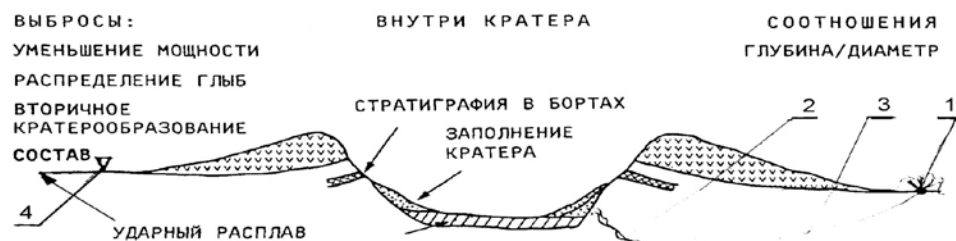


рисунок 4 Схема, иллюстрирующая области и образования, представляющие интерес для изучения ударного кратерообразования: 1–удар метеорита; 2–трещина от кратерирования; 3 – рефрагированная волна; 4 – посадочное устройство перелетного модуля

3. методическая часть сейсмического метода (геофизико-геологическая)

Особенности сейсмических исследований в космогонии. Сравнительный анализ научных задач, их значимости и аппаратно-методических основ их реализации указывает на многие особенности сейсмических исследований в космогонии, проявляющиеся, как правило, в виде трудностей в отличие от других направлений экспериментальной космогонии:

- 1) зависимость аппаратно-методических решений от размера, формы и типа поверхностных и приповерхностных структур;
- 2) важная роль газообразных оболочек (атмосфер) и их динамики;
- 3) тектоническая активность и внутреннее строение;
- 4) внешние физические поля и воздействия.

Все небесные тела по пп. 1-4 различны, что для предполагаемого сейсмического исследования означает поиск новых аппаратно-методических (и технологических) решений, в то время как большинство геохимических, геологи-

ПРОИСХОЖДЕНИЕ БОРОЗД

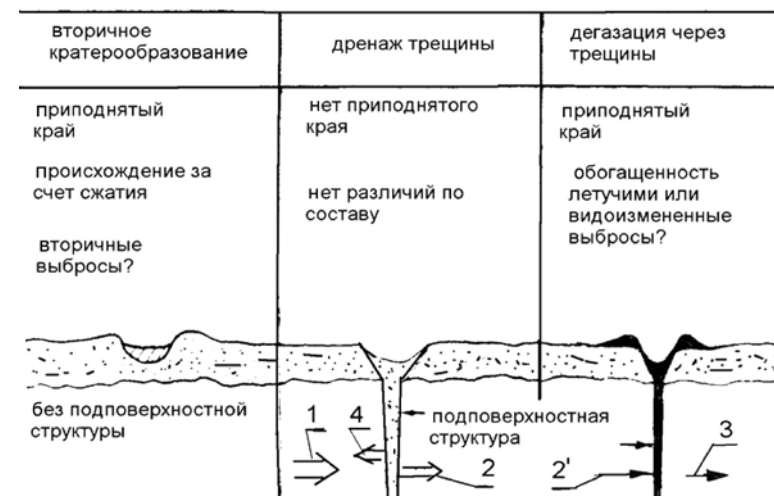


рисунок 5 Схема, иллюстрирующая некоторые теории происхождения борозд на Фобосе, и характеристики, которые могли бы позволить проверить модели с помощью научной аппаратуры проекта ФОБОС-ГРУНТ: 1 – первичная рефрагированная волна; 2 – волна 1, прошедшая через трещину; 3 – низкочастотная волна, прошедшая через трещины; 4 – волна, отраженная от борта борозды

ческих, геоморфологических исследований во всех случаях проводится с неизменными базовыми приборами. С другой стороны, сейсмический метод важен как элемент при решении ряда важных задач: 1) фундаментальные геофизические эксперименты, приводящие одновременно к новым геофизическим эффектам, закономерностям; 2) доставка на Землю образцов вещества небесного тела; 3) строение - внутреннее, внешнее ядро, состояние вещества ядра, граница мантия-ядро, структура коры, горизонтальные неоднородности; 4) характеристика тектонических процессов. Помимо таких общих соображений Фобос даёт пример частных, присущих малым телам Солнечной системы. Рассмотрим некоторые из них.

исследование борозд на Фобосе. Регистрация на Фобосе сейсмических волн от микрометеоритов позволяет ответить на некоторые вопросы о структуре борозд и/или определить их поверхностную или глубинную природу. Так, в случае поверхностных форм помимо волн P-, S-типа будут регистрироваться и поверхностные R-волны низкочастотной части спектра. Если борозды – глубинные структуры, то образование R-волн практически невозможно, а спектр прошедших P-, S-волн будет лишен высокочастотного участка, и возможно наблюдение волн, отраженных от бортов борозд (рисунок 1, 5). Если борозды заполнены реголитом, то указанные эффекты сохранятся, но будут менее контрастны. Вариации приливных сил, а также распределенные поверхностные воздействия на Фобос приведут к эффекту сейсмической автогенерации на бортах глубинных разломов (рисунок 1) [Хаврошкин, 1999]. По форме и длительности сейсмоакустических волн автогенерации можно судить о блочности и механических свойствах глубинных геологических структур, а также об их консолидированности.

Поскольку приливные воздействия и поток газопылевых частиц воздействуют постоянно, следует ожидать существования постоянных высокочастотных сейсмических шумов Фобоса. Их поверхностная составляющая будет отражать геометрическую анизотропию геоморфологических структур Фобоса, а по особенно-

стям сейсмических волн от ударов микрометеоритов появляется возможность судить и о глубинной анизотропии.

особенности процессов ударного кратерообразования. Вопреки интерпретациям данных КА Mars-Express следует ожидать обнаружения в кратерах Фобоса существенных отличий от импактных образований на планетах и Луне. Это, в первую очередь, обусловлено более упрощенной волновой картиной образования ударного кратера на Фобосе. Но, с другой стороны, необходимо понимать, что исследование кратеров на Фобосе представляет уникальную возможность положить начало новому направлению – особенности формирования кратеров на малых телах (КМТ) Солнечной системы. Отметим это на примере Фобоса:

- незначительные сила тяжести и скорость убегания (для Фобоса $\sim 10^{-4}$ г и ~ 10 м/с);
- относительно невысокая прочность первичного материала (для Фобоса – углекислый хондрит);
- мощный слой реголита (для Фобоса предполагают до 100 м обломочного материала);
- дегазация и нагревание гидросиликатов и органического вещества при ударных нагрузках (при 200 кбар – дегидратация серпентина и декарбонизация карбонатов);
- реголит частично состоит из рыхлого и пористого материала;
- существование цепочек малых кратеров вдоль борозд;
- борозды исходят из кратера или расположены нормально по направлению к кратеру.

Наиболее современные данные по кратерам Фобоса представлены в материалах КА Mars-Express. Помимо уточнения орбиты, размеров и деталей рельефа, сделаны выводы о подобию элементов кратеров Фобоса и Луны. Последнее означает, что в условиях микрогравитации формирование кратера подчиняется общим закономерностям. С другой стороны, можно отметить и некоторые из новых закономерностей, еще не отмеченных исследователями. Это относится к образованию в объеме Фобоса волновых форм (тел) элементарных катастроф (рисунок 6) и отсутствию центральной горки (поднятия) у кратера Стикни (рисунок 7) [Хаврошкин, 1999; Хаврошкин, Цыплаков, 2005].

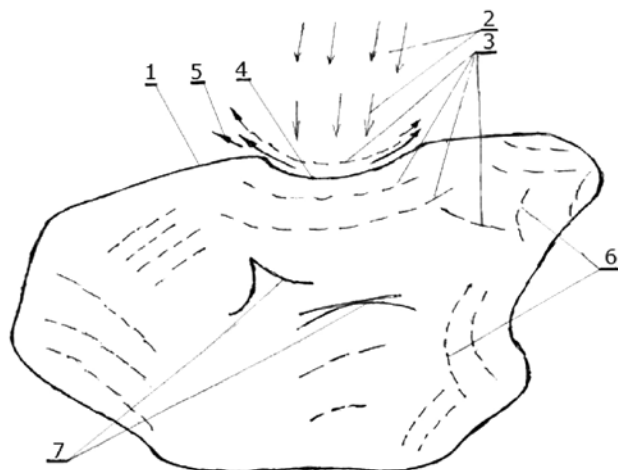


рисунок 6 Формирование внутри объема Фобоса волновых форм элементарных катастроф: 1 – Фобос; 2 – кометное вещество-ударник; 3 – ударные волны у поверхности и в объеме Фобоса; 4 – кратер; 5 – струи кометного вещества и Фобоса; 6 – отраженные ударные волны в объеме Фобоса; 7 – трехмерные волновые тела элементарных катастроф

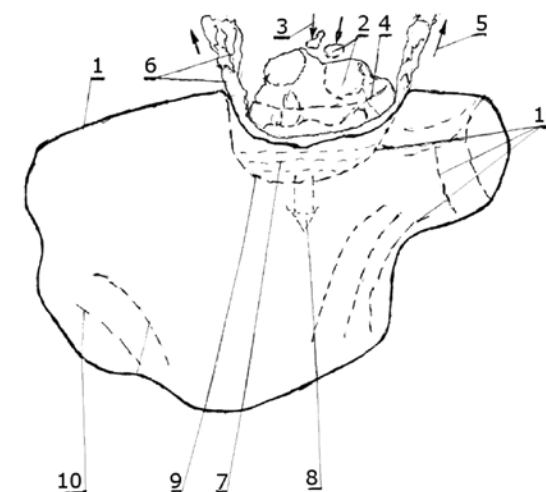


рисунок 7 Волновая нелинейность и особенности кратерообразования на Фобосе: 1 - Фобос; 2 – множественный фрагментированный ударник; 3 – направление подлета; 4 – ударные волны в ударнике; 5 – направление выброса струй в веществе Фобоса и ударника; 7 – пакет ударных волн при формировании кратера; 8 – волновая (сейсмическая) радиационная сила; 9 – окончательная форма дна кратера; 10 – хаотические ударные волны в объеме кратера

Обе особенности взаимосвязаны. Так, формирование центральной горки (подробно см. [Khavroshkin, Tsyplakov, 2001 a; 20016]) требует плоских или, по крайней мере, гладких границ под кратером. Для Земли и Луны это, например, границы кора-мантия, для Фобоса – аналогичный эффект мог бы существовать при его правильной сферической форме. Форма Фобоса, а также местонахождение кратера Стикни исключают формирование радиационных сейсмических сил, направленных к дневной поверхности в центре кратера [Khavroshkin, Tsyplakov, 20016]. Но эти же причины создают условия для формирования сложного объемного поля ударных волн и возникновения волновых трехмерных форм элементарных катастроф. Некоторые их формы обеспечивают многократную концентрацию волновой энергии, которая приводит к появлению локальной объемной зоны перегрева и разложения гидросиликатов и органического вещества и дегазации через малые кратеры борозд [Базилевский, 1988]. Метеорит кратера Стикни из-за расположения места удара мог вызвать мощные стоячие S-волны, образовавшие борозды.

космогоническая часть сейсмики Фобоса Логически это жестко связано с особенностями Луны как гигантского космогонического детектора. Применение статистических методов для анализа Каталога лунной сейсмичности Накамуры и лунных сейсмограмм обнаружило множество достоверных периодичностей сейсмического процесса, обусловленных взаимодействием газопылевых потоков, солнечного ветра и магнитных полей и, вероятно, космических лучей с Луной. Особенно важным для изучения представляется эффект модуляции воздействующих объектов процессами на Солнце, орбитальными и собственными вращениями планет и их спутников, что придаёт, например, информационное свойство межпланетной пыли. Одновременно это указывает на возможность создания и развития аппаратуры и методов пылевой астрономии, использующей не корпускулярные, а волновые принципы регистрации полезного сигнала. Показано существование детерминированной по источникам компоненты межзвёздной пыли. Так, тонкая временная структура вариаций параметров метеороидных по-

токов во времени имеет пики, значения которых совпадают с полупериодами или периодами ближайших двойных звездных систем (например, 2,2 сут – UWCma; 3,6 сут – hAq1) [Veverka, Burns, 1979; Khavroshkin, Tsyplakov, 2006; 2000]. Всё вышеизложенное справедливо и для Фобоса, но отличное от Луны положение и параметры последнего внесут много нового и полезного в имеющуюся космогоническую информацию, т.е. обработка сейсмических записей на Фобосе методами анализа Каталога Накамуры расширит представления о пространственно-временной структуре Солнечной системы, её объектах и процессах; подтвердит возможность постоянного взаимодействия звездных систем.

Полученные результаты представят и междисциплинарный интерес: в биологии и биофизике, космической медицине и эпидемиологии, космической технике и галактических зондах (пылевой парус) [Khavroshkin, Tsyplakov, 2006].

Приведём краткое описание физических принципов регистрации сейсмических полей и сигналов.

Для исследования внутреннего строения Фобоса и регистрации сейсмических полей и сигналов, а также обусловленных внешними воздействиями различной природы и происхождения, для космического аппарата «Фобос-Грунт» требуется многоканальная сейсмическая система. Для записи указанных сигналов используется аппаратура повышенной чувствительности, перекрывающей необходимый частотный диапазон (фактически канал, открытый по частоте). С учетом требований по надёжности, массовым характеристикам и энергопотреблению это обеспечивается применением систем регистрации на нескольких принципах преобразования полезного сигнала, в частности пьезо- и электродинамических преобразователей [Khavroshkin, Tsyplakov, 2000]. Каждая из указанных систем имеет свои особенности, гарантирующие выполнение задач исследования (таблица 1).

Как показывают данные табл.1, пьезоэлектрическая и электродинамическая системы регистрации полезного сигнала дополняют друг друга; при 2-3-координатной системе регистрации полезного сигнала желательно применение обеих систем. Каждая из систем широко применяется. В настоящей работе отражаются как состояние разработки в целом, так и ориентировочные исследовательские возможности и состояние космогонической сейсмологии. Конкретные аппаратные решения в виде отдельных сейсмических блоков с их краткими характеристиками представлены в таблице 2.

Структурная схема блока САБ представлена на рисунок 8.

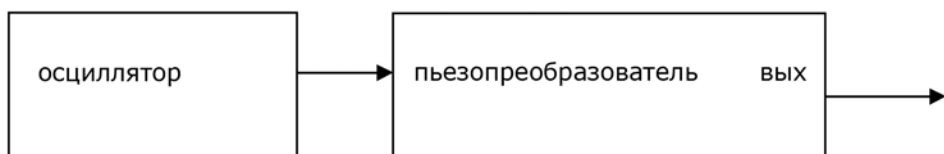


рисунок 8 Структура САБ

Основными функциональными частями блока САБ являются осциллятор и пьезопреобразователь. Осциллятор – это конструкция, состоящая из колебательной массы, пружины и основания. При воздействии на осциллятор через диск посадочной опоры колебаний поверхности Фобоса пружина осциллятора деформируется и передает эти деформации на пьезопреобразователь. Пьезопреобразователь – пьезокерамический элемент, который преобразует деформации пружины в аналоговые электрические сигналы и передает их на блок электроники (БЭ). Конструктивные особенности САБ (второй осциллятор) увеличивают его чувствительность.

Структурная схема ШСБ представлена на рисунок 9.

таблица 1 Сравнительное представление аппаратной основы космогонической сейсмологии

тип прибора (по преобразователю)	на основе пьезопреобразователя		электродинамического типа
тип входного сигнала на прибор	смещение, ускорение		скорость
частотная характеристика сигнала: $f; \Delta f$, Гц	резонансная частота f_0 , в полосе Δf (1/Q); смещение	$\Delta f = 1,0 \dots 10^4$; ускорение	$\Delta f = 10 \dots 10^3$; $f_{\min} = 1 \dots 3$
предельная реальная чувствительность по: смещению, см; скорости, см/с; ускорению см/с ² .	при $f_0 \rightarrow 10^{-10}$ см	$\sim 10^{-8}$ см/с ²	$\sim 10^{-9}$ см/с
точка Кюри, °С	270		~ 700
массовые соотношения: $G_{\text{эл.д.}}/G_{\text{пьезо}}$	2...3		
относительная сложность электронного блока, %	150...200	100	
ударостойкость	предпочтительнее электродинамического		
надёжность	искусство проектирования		искусство проектирования
применения:			
на Земле	длительное, широкое		длительное, широкое
в космических аппаратах как элемент системы	длительное, широкое		длительное, широкое
для исследования небесных тел	проекты: ФОБОС, МАРС 96		экспедиции: «Аполлон», «Викинг», Lunar-A

рисунок 9 Структурная схема блока ШСБ

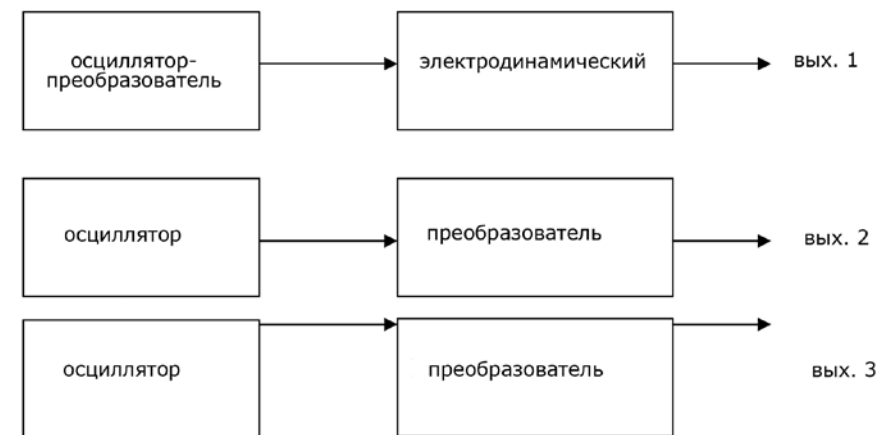


таблица 2 Сейсмометрическое обеспечение аппарата «Фобос-Грунт»

научные задачи	исследование внутреннего строения и энергетического состояния Фобоса; анализ проявления внешних импульсных воздействий и полей. Регистрация сейсмических сигналов и волновых полей Фобоса, измерение сейсмического проявления приливных сил на поверхности Фобоса	
физические характеристики прибора:	измеряемые физические величины	ускорение, скорость, смещение
	диапазон измерений	Блок САБ >60 дБ, $10^{-7} \dots 10^{-11} \text{ м/с}^2$; $10^{-11} \dots 10^{-14} \text{ м}$ Блок ШСБ >60 дБ, $10^{-6} \dots 10^{-10} \text{ м/с}^2$; $10^{-10} \dots 10^{-13} \text{ м}$ 10^{-7} м/с ; 10^{-9} м/с ; 10^{-12} м (данные приведены для трех каналов ШСБ)
	разрешение	10...20%
	другое	САБ имеет двухкаскадную резонансную схему
масса прибора	0,955 кг	
энергопотребление	0,5 Вт	
информативность	~ 200 кбайт/ч	
аналоги, отличия от аналогов	получение с помощью одной сейсмической системы комплексной информации по внутреннему строению, динамическому состоянию небесного тела, характеру и типу внешних воздействий на него не имеет прямых аналогов	

Примечание: САБ - сейсмоакустический блок, регистрирует сигналы высокочастотного диапазона, имеет двухкаскадную резонансную схему усиления; ШСБ - широкополосный сейсмический блок, регистрирует низкочастотные сигналы в широком диапазоне частот.

Основными функциональными частями ШСБ являются три осциллятора: один с электродинамическим преобразователем и два - с пьезопреобразователями. Два осциллятора представляют собой конструкцию, состоящую из колебательной массы, пружины, основания, т.е. аналога САБ. При воздействии на осциллятор колебаний поверхности Фобоса пружины осциллятора деформируются и передают эти деформации на преобразователи механических колебаний в электрические. Электродинамический преобразователь состоит из колебательной катушки, преобразующей в магнитном поле механические колебания в электрические, и магнита. Пьезопреобразователи представляет собой пьезокерамические элементы, которые преобразует деформации пружины в аналоговые электрические сигналы и передают их на блок электроники

Структурная схема блока электроники (БЭ) представлена рисунком 10.

Основными функциональными частями БЭ являются усилители, которые повышают слабые сигналы с датчиков блоков САБ и ШСБ до уровня уверенного срабатывания АЦП прибора ГРАС-Ф [Манукин и др.; статья в данной книге].

трансформаторный сейсмоприемник как элемент сейсмоакустического блока

Для увеличения чувствительности САБ как сейсмоприемника применяется механическая трансформаторная связь, которая, в отличие от электронной схемы усиления, не имеет собственных шумов. В этом случае все сводится к модели связанных осцилляторов разных масс: M , m . Схематически это представлено в виде двух осцилляторов (рисунок 11).

Из теории колебаний известно, что, если добротность Q_m малого осциллятора (m) больше добротности Q_M большого (M), то амплитуда сейсмического сигнала, переданного по схеме грунт (основание прибора) → большой осциллятор → ма-

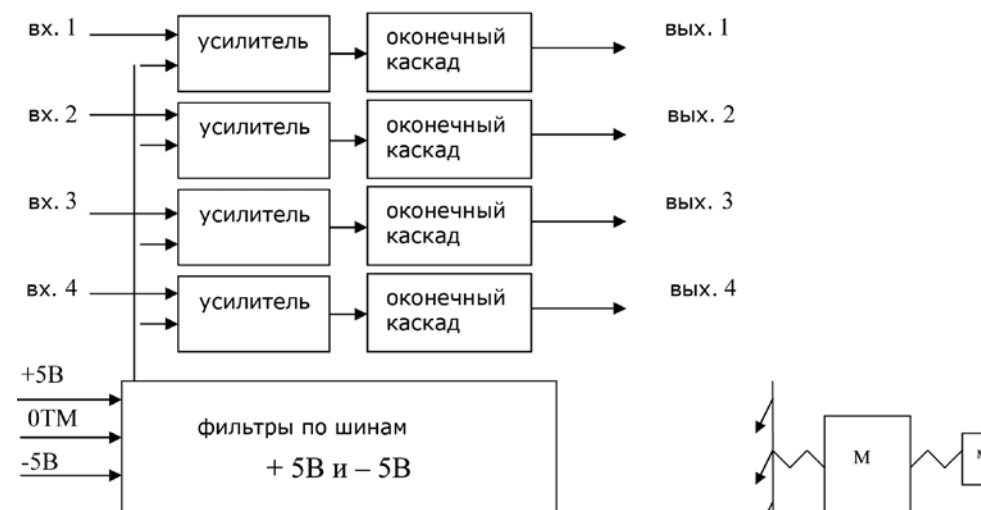


рисунок 10 Структурная схема блока электроники

рисунок 11 Схема трансформаторного усиления

лый осциллятор → система регистрации смещений, увеличивается в $(M/m)^{1/2}$ раз. Это позволяет уменьшить требования к усилителям и электромеханическим датчикам.

Уравнения, описывающие эту систему связанных осцилляторов, имеют вид:

$$\ddot{X} + 2\delta_m \dot{X} + (\omega_M^2 + \omega_m^2 \alpha)X - \omega_m^2 \alpha x = f,$$

$$\ddot{x} + 2\delta_m \dot{x} + \omega^2 x - \omega^2 X = f,$$

где X - амплитуда смещений (колебаний) большого осциллятора (сейсмоприемника); x - амплитуда смещений малого осциллятора; $\alpha = m/M$ параметр трансформации; δ - коэффициент затухания; ω - циклическая частота; f - внешнее воздействие на осциллятор.

При равенстве парциальных частот осцилляторов ($\omega_M = \omega_m$) в системе возникают биения с частотой $\Omega \sim 0,5\omega (m/M)$ которую можно регулировать подстройкой парциальных резонансных частот каждого из осцилляторов. Колебания малого осциллятора появляются вследствие механической связи с большим. При этом с интервалом, равным $\Delta t = (\bar{\omega}/\Omega) = (2/\omega) \times (M/m)^{1/2}$, энергия передается от одного осциллятора к другому и в этом случае теряется временное разрешение, что не приемлемо для сейсмоприемника при точной регистрации моментов вступлений P - и S -волн. Поэтому коэффициент трансформации $K = (M/m)^{1/2}$ не должен быть слишком большим при регистрации сейсмических сигналов от землетрясений, но при регистрации сейсмических шумов пределов нет.

Выводы

Создана сейсмическая система, способная обеспечить выполнение научных задач экспедиции ФОБОС-ГРУНТ при исследования внутреннего строения, происхождения, глубинных структур и внешних воздействий полевого, корпускулярного и микрометеоритного типов.

СЕЙСМОГРАВИМЕТР ГРАС-Ф ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ГРАВИИНЕРЦИАЛЬНЫХ ПОЛЕЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА

литература

- Базилевский А.Т. (1988) Задачи геолого-геохимического изучения Фобоса и перспективы их решения в рамках проекта «Фобос». Фобос. Научно-методические аспекты исследований // Труды международной конференции, 24-28 ноября 1986 г., Москва, ИКИ АН СССР. М.: ИКИ АН СССР. 1988. 413 с.
- Ланжевен У. (1988) Эволюция реголита на малых небесных телах: образование, боковой перенос и возрастные процессы. Фобос. Научно-методические аспекты исследований. Труды международной конференции, 24-28 ноября 1986 г., Москва, ИКИ АН СССР. М.: ИКИ АН СССР. 1988. 413 с.
- Мелош Г. (1994) Образование ударных кратеров. Геологический процесс / М.: Мир, 1994. 335 с.
- Мюррей Б. (1988) Перспектива научных исследований Фобоса. Фобос. Научно-методические аспекты исследований // Труды международной конференции, 24-28 ноября 1986 г., Москва, ИКИ АН СССР. М.: ИКИ АН СССР. 1988. 413 с.
- Сагдеев Р. З., Тур А.В., Яновский В.В. (1988) Теория дробления и формирования реголита. Фобос. Научно-методические аспекты исследований // Труды международной конференции, 24-28 ноября 1986 г., Москва, ИКИ АН СССР. М.: ИКИ АН СССР. 1988. 413 с.
- Хэд Джеймс В. (1988) Геология Фобоса и Деймоса и происхождение борозд на Фобосе: научные цели проекта «Фобос». Фобос. Научно-методические аспекты исследований // Труды международной конференции, 24-28 ноября 1986 г., Москва, ИКИ АН СССР. М.: ИКИ АН СССР. 1988. 413 с.
- Хаврошкин О.Б. (1999) Некоторые проблемы нелинейной сейсмологии. М.: ОИФЗ РАН, 1999, 286 с.
- Хаврошкин О.Б., Цыплаков В.В., Видмонт Н.А., Рудаков В.П. (2005) Астрооблемы и многокольцевые структуры (АМКС) как объект нелинейной сейсмологии // Труды конференции, 2005, Воронеж. М.: Воронежский государственный университет.
- Хаврошкин О.Б., Цыплаков В.В. (2005) Газопылевые потоки как самостоятельный космогонический фактор. Геофизические исследования: сб. науч. тр. / Институт физики Земли РАН. М.: ИФЗ РАН, 2005. Вып. 2. 159 с.
- Хаврошкин О.Б., Цыплаков В.В. (2003) Аппаратурно-методические основы экспериментальной нелинейной сейсмологии // Сейсмические приборы. М. ОИФЗ РАН, 2003. Вып.39. С. 43- 70.
- Veverka J, Burns J.A. (1979) Phobos and Deimos: A preview of what asteroids are like? // In: Asteroids / Ed.T.Gehrels, University of Arizona Press, Tucson, AZ, P. 628-651.
- Khavroshkin O.B., Tsyplakov V.V. (2006) Nonlinear Seismic Processes on Impact Cratering: Information Content // 69th Annual Meeting of the Meteoritical Society, August 6-11, 2006, Zürich, Switzerland.
- Khavroshkin O.B., Tsyplakov V.V. (2000) Astrophysical periodicity of the lunar seismicity // Herald of the DGGGMS RAS: Electr. Sci.-Inf. J. 2000. N.4(14)'2000. [http://www.scgis.ru/russian/cp1251/h_dgggms/4- 2000/selena.engl.htm#begin].
- Khavroshkin O.B., Tsyplakov V.V. (2001a) Meteoroid stream impacts on the Moon: information of duration of seismograms // Proc. Conf. Meteoroids 2001 (ESA SP-495). Noordwijk, The Netherlands: ESA Publ. Division., 2001. P.13-21.
- Khavroshkin O.B., Tsyplakov V.V. (2001b) Temporal structure of meteoroid stream and lunar seismicity according to Nakamura's catalogue // Proc. Conf. Meteoroids 2001 (ESA SP-495). Noordwijk, The Netherlands: ESA Publ. Division., 2001. P. 95-105.

О.Б. Хаврошкин, В.В.Цыплаков

Институт физики Земли им. О.Ю. Шмидта РАН, Москва

Рассмотрены задачи измерения вариаций гравитационного и инерционного полей на Фобосе, обусловленные либрационными колебаниями, приливными эффектами и сейсмическими воздействиями. Показано, что тепловые равновесные шумы в механическом осцилляторе, являющемся основой датчика, определяют его предельную чувствительность на уровне $8 \cdot 10^{-9}$ м/с². Реальная чувствительность разработанного трехкоординатного сейсмогравиметра, оценка которой получена по результатам калибровки, составляет $\sim 2 \cdot 10^{-8}$ м/с², что позволяет измерить ожидаемые вариации гравитационного поля и получить информацию об уровне сейсмических шумов с разрешением по амплитуде колебаний поверхности в диапазоне от $2,5 \cdot 10^{-7}$ м на частотах 0,1 Гц до 10^{-10} м на частотах более 5 Гц.

Измерения гравитационного поля и его вариаций, а также микроускорений, обусловленных сейсмическими колебаниями на поверхности Фобоса, относятся к единому типу измерений – гравиинерциальным измерениям. Общим являются и средства измерений – приборы с пробной массой, посредством упругих и диссипативных элементов связанной с корпусом.

С помощью датчика малых механических перемещений пробной массы относительно корпуса получается информация о характеристиках гравиинерциальных полей. Параметры упругих и диссипативных элементов и величина самой пробной массы определяют область применения прибора – гравиметрия, наклонометрия, сейсмология, градиентометрия (прибор с несколькими пробными массами либо несколько разнесенных гравиметров) и т.п.

В некоторых случаях, в зависимости от поставленной задачи, имеется возможность разработать прибор, с помощью которого удастся решать одновременно и задачи гравиметрии, и задачи измерения сейсмических шумов. На создание именно такого многофункционального прибора и были направлены основные усилия при выполнении работ по теме ФОБОС-ГРУНТ.

оценки величины измеряемых сигналов при гравиметрических измерениях

Прежде всего, необходимо отметить, что речь идет не об абсолютных измерениях ускорения свободного падения на Фобосе (это самостоятельная задача, для решения которой необходимы иные аппаратные средства), а об измерениях вариаций гравитационного поля, по которым можно определить и параметры физических воздействий, приводящих к этим вариациям, и особенности отклика на известные воздействия.

Ускорение свободного падения на Фобосе составляет $g_{\phi} \approx 7 \cdot 10^{-3}$ м/с². Его вариации обусловлены главным образом либрациями Фобоса. Физическая либрация происходит с амплитудой β около $0,8^\circ \approx 1,4 \cdot 10^{-2}$ рад. Можно выделить два основных механизма влияния либраций на вариации ускорения свободного падения. центробежное ускорение

Если либрационные колебания происходят с периодом $T \approx 3 \times 10^4$ с – это период собственных колебаний Фобоса, обусловленный существованием гравитационной жесткости в поле Марса, - то амплитуда центробежного ускорения из-за либрационных колебаний $\Delta a_{цбл}$:

$$\Delta a_{цбл} = \beta^2 \omega^2 R = \beta^2 R 4\pi^2 / T^2 \approx 1,1 \cdot 10^{-5} \text{ см/с}^2 \text{ или } 1,1 \cdot 10^{-7} \text{ м/с}^2.$$

Здесь $R \sim 13$ км – большая полуось Фобоса.

приливные эффекты

На периоде обращения Фобоса вокруг Марса (7 ч 39 мин 27 с) соответствующая величина центробежного ускорения $\Delta a_{цбл} \approx 3 \times 10^{-4}$ м/с² и она полностью уравновешена силой гравитационного притяжения к Марсу. Надо заметить, что такое уравновешивание происходит только в центре масс Фобоса. В других точках появляются неуравновешенные силы, приводящие к растяжению спутника. Из-за либраций эта растягивающая сила периодически меняется по величине, что приводит к возникновению переменных деформаций с периодом, равным по-

ловине периода либраций Фобоса. Этот эффект, который возникает из-за либраций Фобоса, подобен приливным эффектам в твердой Земле, а амплитуда переменной составляющей приливной силы близка к произведению постоянной приливной составляющей и β^2 . Отношение величины статического приливного ускорения к ускорению свободного падения на Фобосе определяется простым соотношением:

$$\zeta = \frac{\Delta a}{g_{\text{Ф}}} = 2 \frac{m}{M} \left(\frac{R}{r}\right)^3, \text{ где } M, R - \text{ масса и средний радиус Фобоса, } m - \text{ масса Марса,}$$

r – расстояние между Марсом и Фобосом: $M = 1,082 \cdot 10^{19}$ г, $R = 10$ км, $m = 6 \cdot 10^{27}$ г, $r = 9,4 \cdot 10^3$ км, $\zeta = \frac{\Delta a}{g_{\text{Ф}}} \approx 3,6 \cdot 10^{-2}$. Это огромная величина, обусловленная тем, что

орбита Фобоса настолько близка к Марсу, что находится в пределах поверхности Роша, где, как известно, приливные силы вызывают деформации Фобоса, близкие к предельным. Для сравнения, соответствующее отношение для Луны составляет $\zeta = 1,48 \cdot 10^{-5}$.

Величина статического приливного ускорения для Фобоса $\Delta a = \zeta g_{\text{Ф}} \approx 2,5 \cdot 10^{-2}$ см/с², а амплитуда его изменений при либрационных колебаниях составит $\frac{1}{2} \beta^2 \Delta a \approx 2,5 \cdot 10^{-6}$ см/с² = $2,5 \cdot 10^{-8}$ м/с².

Таким образом, для измерений вариаций ускорения свободного падения на Фобосе необходим гравиметр с разрешением не хуже 10^{-8} м/с² и диапазоном не менее 10^{-2} м/с².

2. сейсмические наблюдения

Сейсмические колебания на Фобосе могут быть обусловлены целым рядом причин, главные из которых – термоупругие напряжения, порождающие «потрескивания» в горных породах Фобоса, приливные напряжения, удары микрометеоритов.

Гравиметр, удовлетворяющий приведенным выше требованиям, мог бы одновременно служить и сейсмометром, т.е. быть сейсмогравиметром.

Собственная частота упругой системы гравиметра может быть около 5 Гц. Предельная чувствительность, определяемая собственными тепловыми равновесными флуктуациями, – $3 \cdot 10^{-11}$ м. Ориентировочный частотный диапазон такого сейсмометра (0,1 ... 10) Гц. Разрешение по смещениям поверхности – от $2,5 \cdot 10^{-7}$ м на частоте 0,1 Гц до $\sim 10^{-10}$ м на частотах более 5 Гц.

На очень низких частотах минимальное разрешение по смещениям поверхности определяется собственным вертикальным гравитационным градиентом, который приблизительно равен $W \sim 1200$ Е ($1,2 \times 10^{-6}$ 1/с²). Граничная частота $\omega_{\text{гр}}$, ниже которой инерционная составляющая ускорения, действующего на пробную массу прибора, становится меньше переменного ускорения из-за наличия гравитационного вертикального градиента, определяется из соотношения: $\omega_{\text{гр}}^2 = W$. Период, соответствующий $\omega_{\text{гр}}$, $T \sim 6 \cdot 10^3$ с.

Разработанный сейсмогравиметр удовлетворяет перечисленным выше требованиям.

Как гравиметр прибор имеет следующие основные характеристики: разрешение – 10^{-8} м/с², диапазон – 10^{-2} м/с².

Основные характеристики прибора как сейсмометра: частотный диапазон 0,1 ... 10 Гц, разрешение по смещениям основания – $2,5 \cdot 10^{-7}$ м на частоте около 0,1 Гц, 10^{-10} м – на частотах выше 5 Гц.

Наряду с вертикальной составляющей в сейсмогравиметре будут измеряться и две горизонтальные составляющие с тем же разрешением и в том же частотном диапазоне. Масса прибора не превышает 300 г.

сравнительная характеристика сейсмогравиметра ГРАС-Ф с характеристиками имеющихся аналогов

Для задач, решаемых на поверхности Фобоса, необходим трехкомпонентный прибор, способный измерять сейсмогравитационные колебания в диапазоне частот от 10^{-5} до 10 Гц с чувствительностью 10^{-8} м/с² в динамическом диапазоне не менее 120 дБ. Анализ существующих приборов, предназначенных для решения аналогичных задач, показал, что датчиков, которые обеспечивали бы проведение сейсмогравитационных измерений с учетом чрезвычайно жестких требований к массогабаритным характеристикам (масса не более 300 г и объем не более 0,16 л) не существует. Это либо малогабаритные, но малочувствительные пьезоакселерометры, не позволяющие измерять на частотах ниже 10^{-2} Гц, либо уникальные акселерометры с чувствительностью до 3×10^{-11} (м/с²) Гц^{-1/2}, предназначенные для проведения тонких физических экспериментов (например, в рамках проекта Veri Colombo), но имеющие массу более 8 кг!

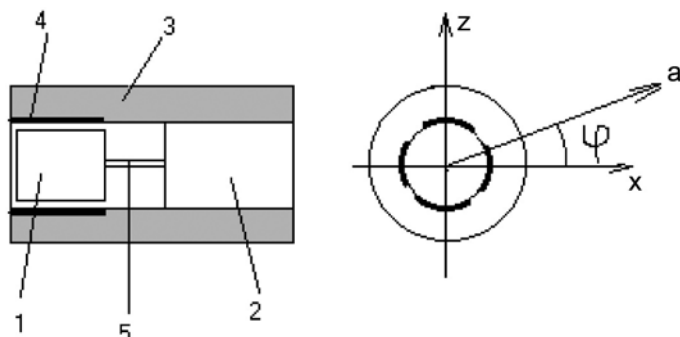
Поэтому разработан новый малогабаритный двухкоординатный чувствительный элемент. Четыре таких элемента, помещенные в один корпус, и дают возможность осуществлять измерения в вышеуказанных частотном и динамическом диапазонах по трем пространственным координатам. Предельная чувствительность датчика определяется собственными равновесными тепловыми шумами и составляет $\sim 10^{-8}$ м/с². В принципе она может быть повышена, если пробную массу чувствительного элемента увеличить, а собственную частоту – уменьшить, что может быть необходимо для решения иных задач в дальнейшем. Однако в рамках проекта ФОБОС-ГРУНТ указанные характеристики достаточны для исследований приливных вариаций ускорения свободного падения на Фобосе; эффектов, вызванных его либрациями; сейсмических колебаний, причиной которых могут быть, наряду с падением микрометеоритов, потрескивания горных пород, связанные с огромными механическими напряжениями в процессе приливных колебаний, а также термоупругими деформациями.

принцип построения чувствительного элемента

Использованы достаточно жесткая механическая система и высокочувствительный датчик малых механических перемещений пробной массы. Среди радиотехнических устройств, преобразующих механические перемещения в электрические сигналы, наибольшей чувствительностью, как известно, обладают емкостные датчики. В различного рода конкретных схемах емкостных преобразователей аналогового типа в итоге величина изменения напряжения на выходе схемы ΔU пропорциональна относительному изменению зазора в измерительном конденсаторе x/d , т.е. $\Delta U = A \times x/d$, где A – постоянная преобразователя, x – смещение пробной массы акселерометра, связанной с пластиной измерительного конденсатора, d – средняя величина зазора в измерительной емкости. Разрешение преобразователя растет с уменьшением зазора, поэтому в разработанном датчике величина зазора достаточно мала – ~ 50 мкм. Это обеспечило возможность использования достаточно жесткого упругого элемента акселерометра, что, в свою очередь, делает весь прибор более надежным и способным перенести значительные ударные и вибрационные механические нагрузки.

В качестве упругого элемента использована изгибная жесткость стержня. Применение стержня круглого сечения позволяет получить двухкоординатный датчик, представляющий собой отдельный чувствительный элемент всего прибора. Эскиз механической части отдельного чувствительного элемента прибора представлен на рисунок 1.

Цилиндрическая пробная масса 1 с помощью упругого круглого стержня 5 связана с цилиндрической деталью 2, жестко закрепленной в диэлектрическом основании 3. На диэлектрическом основании имеются четыре электрода 4, образующих с пробной массой 1 две пары дифференциальных измерительных емкостей.



рисунк 1 Эскиз механической части отдельного чувствительного элемента прибора

При воздействии ускорения a (как показано на рисунок 1) сила инерции, приложенная к пробной массе 1, будет иметь составляющие по осям Z и X соответственно:

$$F_z = -ma \cdot \sin \varphi, \quad F_x = -ma \cdot \cos \varphi.$$

Смещение пробной массы под действием этих сил измеряется парой взаимно-перпендикулярных измерительных дифференциальных емкостей.

Смещение пробной массы под действием силы F определяется простым соотношением: $x = F_x / K; z = F_z / K$, где $K \approx 3\pi ER^4/4l^3$ – изгибная жесткость круглого стержня [в случае слабого изгиба стержня].

Величина пробной массы m , верхний предел измеряемых ускорений a_{\max} , величина зазора d (необходимо, чтобы смещение массы при воздействии a_{\max} не превышало d), а также длина стержня l определяют величину диаметра стержня.

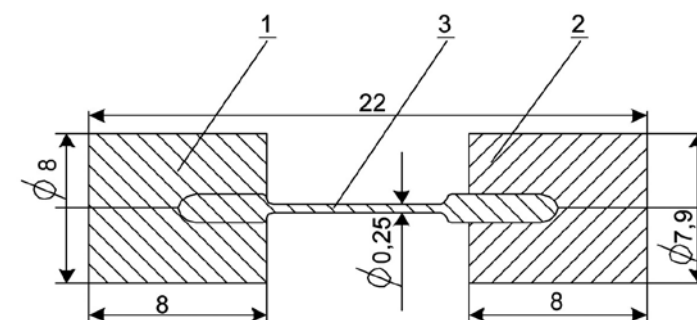
Например, при величине пробной массы $m = 5$ г, радиусе стержня $R = 0,5$ мм, его длине $l \approx 5$ мм, зазоре $d = 50$ мкм, обеспечивается измерение максимально ускорения $a_{\max} = 20g$.

Трубка из молибденового стекла является своеобразным корпусом чувствительного элемента. 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. Трубки изготавливаются методом вакуумной горячей посадки заготовки-трубки из молибденового стекла (внутренний диаметр 8,1 ... 8,2 мм) на эталонный стержень из специальной стали диаметром 8 мм, выполненный с необходимой высокой точностью.

Механическая чувствительная система представляет собой деталь в форме гантели, состоящую из двух цилиндров диаметрами 8 (1) и 7,9 мм (2), соединенных упругим стержнем (3) из бериллиевой бронзы (рисунок 2). На рисунке 2 изображена механическая чувствительная система диапазона малых ускорений. Цилиндр диаметром 8 мм вклеивается в корпус, а цилиндр диаметром 7,9 мм представляет собой пробную массу. Её смещения под действием сил инерции, измеряемые с помощью преобразователя малых механических перемещений, и дают информацию о величине гравиинерционных воздействий.

Оба цилиндра изготовлены из молибдена, что позволяет существенно уменьшить температурную зависимость преобразователя: коэффициент теплового расширения молибденового стекла $\sim 50 \cdot 10^{-7} 1/^\circ\text{C}$, а коэффициент теплового расширения молибдена $-47 \cdot 10^{-7} 1/^\circ\text{C}$, т.е. относительное изменение зазора при изменении температуры на величину Δt будет

$$\frac{\Delta d}{d} \approx 2,4 \cdot 10^{-5} \cdot \Delta t. \quad \text{Так, при}$$



рисунк 2 Механическая чувствительная система диапазона малых ускорений

$$\Delta t = 100^\circ\text{C} \quad \frac{\Delta d}{d} \approx 2,4 \cdot 10^{-3}.$$

При изготовлении упругого элемента требуется материал, для которого величина модуля упругости слабо зависит от влияния таких факторов как температура, время, вибрации, рабочие нагрузки и т.п. Поскольку идеальных материалов нет, необходимо выбрать такой, у которого температурная характеристика модуля упругости в требуемом диапазоне температур линейна и достаточно стабильна. Тогда температурную погрешность датчика, появляющуюся за счет изменения модуля упругости, можно учесть.

Другим важным требованием к материалу упругого элемента является высокая стабильность модуля упругости во времени.

Нестабильность модуля упругости связана с процессами последействия и релаксации, происходящими в материале после его механической или термической обработки. Поэтому наименьшей временной нестабильностью модуля упругости обладают металлы, которые в результате обработки не получают значительных остаточных напряжений.

К таким металлам относятся дисперсионно-твердеющие сплавы. В закаленном состоянии они обладают высокой пластичностью, а повышение упругих свойств достигается в процессе отпуска. Бериллиевая бронза является именно таким дисперсионно-твердеющим сплавом. Кроме того, изменение модуля Юнга в широком диапазоне температур от -200 до $+600^\circ\text{C}$ практически линейно для бериллиевой бронзы, коэффициент термоупругости $\alpha_\epsilon = -2,4 \cdot 10^{-4} 1/\text{K}$. Поэтому в приборе в качестве упругого элемента использованы тонкие стержни из бериллиевой бронзы.

Разброс по крутизне преобразования разных образцов в пределах 20%, конечно, допустим (каждый из них заранее калибруется), его основные характеристики заносятся в память бортового компьютера и учитываются при последующей обработке информации.

Разброс по крутизне преобразования зависит не только от свойств упругого элемента, но и от электронного преобразователя малых механических перемещений пробной массы в электрический сигнал.

В качестве преобразователя использован ёмкостный дифференциальный датчик с коэффициентом преобразования $k = \Delta U_{\text{вых}} / \Delta c \gg 1$ В/пФ.

Величина собственных шумов ёмкостного преобразователя определяет чувствительность образца в целом, поскольку собственные тепловые шумы механических систем относительно невелики.

Оценку этих равновесных тепловых механических шумов можно получить из следующих соотношений. Величина минимально обнаружимого изменения уско-

рения, действующего на механический осциллятор, в случае, когда собственная частота осциллятора $\omega \sim \delta$ (декремент затухания) определяется выражением [Брагинский, Манукин, 1974; Гусев, Манукин, 1985]:

$$\Delta a_{\min} \approx 2 \sqrt{\frac{\chi T \omega_i}{m \tau}}, \quad (1)$$

где χ - постоянная Больцмана, T - абсолютная температура, m - величина пробной массы осциллятора, τ - время измерения. 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

$$\frac{d}{n} = \frac{m \cdot a_{\max}}{K}. \quad (2)$$

Так как жесткость $K = m \omega_o^2$, то из соотношения (2) получаем собственную частоту:

$$\omega_o = \sqrt{\frac{n \cdot a_{\max}}{d}}. \quad (3)$$

Подстановка (3) в (1) позволяет оценить величину минимально обнаружимого ускорения:

$$\Delta \dot{a}_{\min} = 2 \sqrt{\frac{\chi T \sqrt{\frac{n a_{\max}}{d}}}{m \tau}}. \quad (4)$$

Для чувствительного элемента малых ускорений $a_{\max} = 10^{-2} \text{ м/с}^2$, $m = 5 \text{ г}$, $d = 50 \text{ мкм}$, $n = 3$. Следовательно, для $T = 300 \text{ К}$ и времени измерения $\tau = 1 \text{ с}$ $\Delta a_{\min} \approx 8 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$.

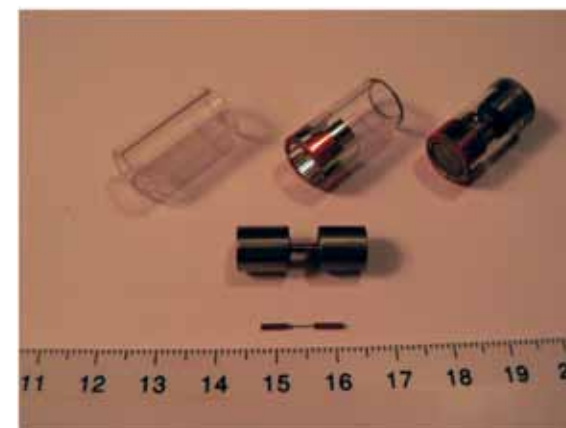
Из соотношения (4) видно, что увеличение массы m и зазора d может снизить Δa_{\min} , увеличив тем самым чувствительность. Однако специфика космических экспериментов далеко не всегда позволяет значительно повысить массу, а увеличение зазора приводит к проблемам с преобразователем малых механических перемещений. Проведенные эксперименты показали, что для данного преобразователя спектральная плотность мощности флуктуаций выходного напряжения в области частот $10^{-1} \dots 1 \text{ Гц}$ составляет около $10^{-11} \text{ В}^2/\text{Гц}$, что позволяет вести измерение на уровне чувствительности $\sim 10^{-8} \text{ м/с}^2$.

схема конструкции прибора

Один чувствительный элемент прибора обеспечивает измерение ускорения одновременно по двум координатам X и Z , а второй подобный элемент, ориентированный под углом 90° , - измерение по осям Y и Z . Еще одна пара подобных чувствительных элементов с упругим стержнем большего диаметра обеспечивает измерение в диапазоне больших ускорений. Необходимо заметить, что по оси Z измерения дублируются, что обеспечивает повышенную надежность при измерении ускорений по наиболее важному и информативному направлению: ось Z прибора необходимо совместить с продольной осью аппарата. Две пары чувствительных элементов обеспечивают, при необходимости, общий динамический диапазон 200 дБ (два диапазона с перекрытием): $5 \cdot 10^1 \dots 5 \cdot 10^{-4}$ и $10^{-3} \dots 10^{-8} \text{ м/с}^2$.

Кратко описанная ранее технология изготовления чувствительных элементов и вариантов макетов была реализована при создании прибора ГРАС-Ф.

На рисунке 3 представлена поэтапно последовательность создания чувствительного элемента. На переднем плане - упругий элемент чувствительного элемента диапазона малых ускорений из бериллиевой бронзы (размеры - на рисунке 2). На



рисунк 3 Последовательность создания чувствительного элемента сейсмогравиметра ГРАС-Ф

втором плане - механическая чувствительная система (чувствительного элемента диапазона больших ускорений) в сборе: два молибденовых цилиндра диаметрами 8 и 7,9 мм, соединенные упругим элементом. На заднем плане - последовательно: заготовка трубки из молибденового стекла, стеклянная трубка после следующей операции - напыления электродов емкостного преобразователя и, наконец, чувствительный элемент, установленный в стеклянной трубке-«корпусе» с измерительными емкостями. Зазор между пробной цилиндрической массой и металлизированными на стеклянной трубке электродами составляет 50 мкм.

Основная задача экспериментальных исследований чувствительного элемента - получение коэффициента преобразования: величина действующего ускорения - величина выходного напряжения - и определение чувствительности датчика. Для получения коэффициента преобразования использовался метод наклонов - известная из гравиметрии методика эталонирования гравиметров.

Датчик устанавливался на наклонной плите, с помощью регулировочных винтов задавался наклон плиты, причем повороту винта на 180° соответствовал наклон прибора на $1,08 \cdot 10^{-3}$ рад и, следовательно, изменение проекции вектора g на ось чувствительности датчика на $1,08 \cdot 10^{-3} g$ или $1,06 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2$. С помощью этого наклонного устройства удавалось прокалибровать с минимальным шагом $2 \cdot 10^{-5}$ рад или $2 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$. Прокалибровать до уровня 10^{-8} м/с^2 в реальных, земных условиях не представляется возможным из-за естественного уровня шумовых наклонов и неконтролируемых деформаций самого наклонного устройства.

На рисунке 4 в качестве примера приведены результаты калибровки чувствительного элемента диапазона малых ускорений в достаточно большом интервале: $0,01 \dots 0,24 \text{ м/с}^2$. Наклоны плиты проводились с шагом $0,0106 \text{ м/с}^2$ (1/2 оборота установочного винта). Зависимость выходного напряжения емкостного преобразователя от величины проекции ускорения свободного падения на ось чувствительности является линейной функцией. Крутизна преобразования $P \approx 49,6 \text{ В/м} \cdot \text{с}^{-2}$. Следовательно, изменению величины ускорения вдоль оси чувствительности на 10^{-8} м/с^2 соответствует изменение выходного напряжения с преобразователя на $\sim 0,5 \text{ мкВ}$.

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. Согласно работе [Гусев, Манукин, 1985] минимально обнаружимое на фоне сейсмических шумов ускорение определяется со-

отношением:

$$\Delta a_{\min} \approx \sqrt{\frac{B}{2\tau}}. \quad (5)$$

Здесь τ – время измерения, B – размерный коэффициент, характеризующий уровень сейсмических шумов в данном месте. Наиболее широкий участок спектра микросейсм, построенный по прямым наблюдениям, приведен в [Fix, 1972]. Близкая к экспериментальной зависимость спектральной плотности квадрата амплитуды микросейсмических колебаний от частоты имеет вид:

$$A_{\omega}^2 = B \cdot \frac{1}{\omega^4}. \quad (6)$$

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 (5) и полагая $\tau = 1 \text{ с}$, получим оценку шумового фона ускорений: $\Delta a_{\min} \approx 3 \cdot 10^{-7} \text{ м}/\text{с}^2$.

Эталонирование при малых значениях ускорений является общей проблемой для геофизических приборов, которая решается простым способом. Калибровка проводится для относительно больших значений углов или ускорений и линейно продолжается в область малых значений. Это стандартная операция, поскольку нелинейности проявляются в основном при больших значениях измеряемых величин.

Калибровка чувствительных элементов с большой жесткостью упругого элемента осуществлялась с помощью специального поворотного устройства, позволяющего задавать наклоны в диапазоне $\pm 90^\circ$ (это соответствует $\pm 10 \text{ м}/\text{с}^2$ в проекции ускорения свободного падения g на ось чувствительности прибора) с точностью 1° .

В результате проведенных работ по теме «Сейсмогравиметр ГРАС-Ф» в рамках проекта ФОБОС–ГРУНТ разработан и создан прибор, с помощью которого могут быть проведены измерения не только сейсмических сигналов, но и тонких гравитационных эффектов, обусловленных, в первую очередь, либрационными колебаниями Фобоса. По их результатам можно будет уточнить такие важные для создания физических моделей параметры как моменты инерции, приливные параметры, которые дадут возможность оценить упругие характеристики пород, обобщенную вязкость. Наличие в приборе трех измерительных осей позволит также

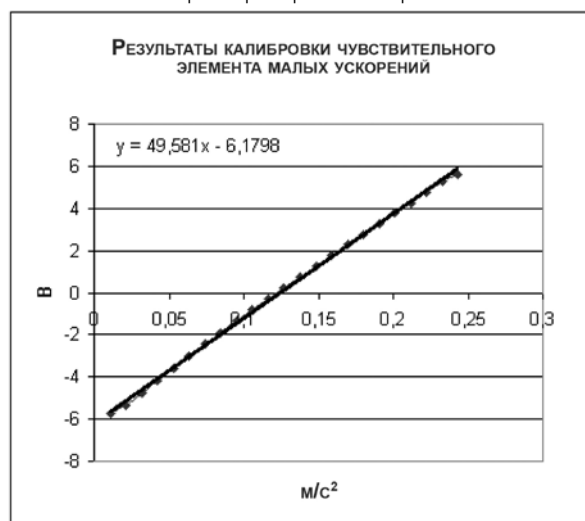


рисунок 4 Зависимость выходного напряжения емкостного преобразователя от величины проекции ускорения свободного падения на ось чувствительности прибора

вести наблюдения за наклонами аппарата, которые могут быть обусловлены не только очевидными эффектами изменения условий в местах контакта КА с поверхностью Фобоса, но и деформационными процессами (приливными, температурными) в нем.

литература

Брагинский В.Б., Манукин А.Б. (1974) Измерение малых сил в физических экспериментах. М: Наука. 1974.С. 136.

Гусев Г.А., Манукин А.Б. (1985) Предельная чувствительность гравиинерциальных приборов при измерении квазистатических процессов // Изв.АН СССР, Физика Земли. 1985. №9. С. 90-95.

Fix J.E. (1972) Ambient Earth motion in the period range from 0,1 to 2560 sec // Bull.Soc.Am.1972.N.62.P.1753.

А.Б. Манукин, О.Н.Андреев, А.Н.Горшков, А.Ф.Шлык
Институт космических исследований РАН, Москва

4.15 ПРИБОР ФПМС: ПЛАЗМЕННО-МАГНИТНАЯ СИСТЕМА

Одними из приоритетных задач российской миссии ФОБОС-ГРУНТ являются исследования плазменного окружения Марса, изучение взаимодействия солнечного ветра с планетой Марс и ее спутником – Фобосом.

В основные научные задачи плазменного эксперимента входят:

- уточнение скорости эрозии марсианской атмосферы;
- исследование околomarсианской ударной волны и влияния планетных ионов, захваченных солнечным ветром, на ее формирование;
- исследование физических процессов в пограничных слоях магнитосферы Марса;
- исследование магнитного хвоста Марса, физических процессов ускорения ионов;
- исследование взаимодействия реголита поверхности Фобоса с межпланетной средой, изучение его элементного состава.

прибор ФПМС

В состав комплекса научной аппаратуры космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт» входит прибор ФПМС («Фобос: Плазменно-Магнитная Система»), целью которого являются измерения квазипостоянного магнитного поля, флуктуаций магнитного поля и потоков ионов планетного происхождения и ионов солнечного ветра.

Состав прибора ФПМС приведен в таблице 1.

таблица 1 Состав прибора ФПМС

блок/датчик прибора	назначение	задача
БЭ ФПМС	блок управления и регистрации информации прибора ФПМС	вторичное питание; управление датчиками ДИМ, ДФМ и КВД; сбор, хранение и передача информации прибора
ДФМ	феррозондовый трехкомпонентный магнитный датчик	измерения квазипостоянного магнитного поля в диапазоне ± 300 нТ
КВД	однокомпонентный индукционный магнитный датчик	флуктуации магнитного поля в диапазоне частот 0,1 ... 40 кГц
ДИМ	энерго-масс-спектрометр ионов	измерения потоков ионов солнечного ветра и ионов планетного происхождения в диапазоне энергий 10...10 000 эВ, диапазон масс 1...60
ДИ	энерго-масс-спектрометр ионов	измерения потоков ионов солнечного ветра и ионов планетного происхождения в диапазоне энергий 10...3000 эВ, диапазон масс 1...100

Основные технические данные: масса – 4,95 кг, потребление – 8,2 Вт, информативность – 33 кбит/с.

Кооперация при изготовлении прибора ФПМС приведена в таблице 2.

датчики и блоки прибора ФПМС

датчик ДФМ (рисунок 1) представляет собой трехкомпонентный аналоговый магнитометр с настроенным каналом типа 2-й гармоники, работающий на быстродействующий АЦП с коммутатором на входе [Nozdrachev et al., 1995].

Датчик ДФМ позволяет проводить измерения в диапазоне полей ± 300 нТ с

таблица 2 Кооперация при изготовлении прибора ФПМС

блок/датчик прибора ФПМС	изготовитель
БЭ ФПМС	ИКИ РАН
ДФМ	ИКИ РАН ЗАО «Магсенсор»
КВД	Львовский центр Института космических исследований НАНУ/НКАУ, Украина
ДИМ	Институт космических исследований, г.Кируна, Швеция
ДИ	ИКИ РАН, НПП «Астрон Электроника»

порогом чувствительности 0,1 нТ при максимальной скорости выдачи данных 32 вектора/с.

Магнитометр состоит из трех взаимно ортогональных однокомпонентных дифференциальных кольцевых феррозондов, принцип действия которых заключается в следующем.

При отсутствии внешнего магнитного поля переменный магнитный поток в сердечнике кольцевого феррозонда, задаваемый генератором возбуждения, распределен относительно сигнальной обмотки симметрично и нечетно. При этом суммарный магнитный поток, пронизывающий сигнальную обмотку, равен нулю, что приводит к отсутствию ЭДС на ее зажимах.

При воздействии внешнего постоянного измеряемого магнитного поля происходит намагничивание сердечника в направлении внешнего поля. Внешнее магнитное поле вносит асимметрию в распределение суммарного магнитного потока, увеличивая в каждый полупериод возбуждения поток в одном направлении и уменьшая его в противоположном направлении. Указанный характер распределения магнитного потока сохраняется и по отношению к каждому поперечному сечению сигнальной обмотки. Это вызывает появление четных гармоник сигнала возбуждения в магнитном потоке, пронизывающем измерительную обмотку, в которой появляется ЭДС тех же гармоник. Амплитуды ЭДС пропорциональны проекции внешнего поля на ось сигнальной обмотки.

Основные технические данные датчика ДФМ приведены в таблице 3.



рисунок 1 Внешний вид датчика ДФМ

таблица 3 Основные технические данные датчика ДФМ

масса	100 г
габариты	$\varnothing 20 \times 40$ мм
диапазон измерений	± 300 нТ
частотный диапазон	0...16 кГц
чувствительность	0,1 нТ

датчик КВД (рисунок 2) представляет собой однокомпонентный индукционный магнитометр для измерения вариаций магнитного поля [Grard et al., 1989; Klimov et al., 1986]. Датчик состоит из магнитного сердечника, измерительной обмотки и обмотки обратной связи.

Сердечник индукционного магнитометра выполнен из прошедшего специальную термообработку пермаллового аморфного сплава, сформированного в виде полого цилиндра.

На каркасе сердечника равномерно намотана однорядная обмотка обратной связи и закреплены вертикальные перегородки, которые совместно с каркасом сердечника образуют секционированный каркас измерительной обмотки, витки которой уложены в образованные секции.

Основные технические данные датчика КВД приведены в таблице 4.



Рис.2. Внешний вид датчика КВД

таблица 4 Основные технические данные датчика КВД

масса	350 г
габариты	∅ 30x320 мм
частотный диапазон	0,1...40 кГц
чувствительность	10^{-5} нТ/Гц ^{-1/2} на частоте 1кГц

датчик ионов ДИМ (рисунок 3) представляет собой энерго-масс-спектрометр ионов и состоит из нескольких функциональных узлов: дефлектора, электростатического анализатора, времяпролетной ячейки (в ней расположены стартовая и стоповая поверхности), стартового и стопового каналотронов, корпуса и блока электроники. Блок электроники включает высоковольтные источники питания и измерительную электронику.

Направление влетающего потока положительно заряженных ионов контролируется электростатическим дефлектором, обеспечивающим угол зрения 2π . Дефлектор покрыт конусовидной высокопрозрачной сеткой (>90%) из нержавеющей стали. Сетка заземлена и, являясь частью ионной оптики, экранирует электрическое поле дефлектора. За электростатическим дефлектором сфокусированный пучок ионов проходит сквозь диафрагму и попадает в сферический электростатический анализатор двойной фокусировки.

Электростатический анализатор анализирует энергию ионов в диапазоне от 10 эВ до 10 кэВ. Спектральные измерения осуществляются при ступенчатом изменении потенциала на одном из электродов анализатора. Количество измеряемых ступенек задается параметрической таблицей. Сканирующий цикл датчика ДИ программируется в широком диапазоне с



рисунок 3 Внешний вид датчика ДИМ

учетом максимальной скорости 32 ступеньки/с. Максимальное количество шагов по энергии составляет 96. Таким образом, минимальное время проведения полного цикла сканирования по энергии составляет 8 с.

Ионы, отфильтрованные по энергии, влетают во времяпролетную ячейку, в которой находятся стартовая и стоповая поверхности. Стартовая поверхность выполнена из полированного монокристаллического вольфрама, а стоповая представляет собой полированную алюминиевую пластину, покрытую MgO. Ионы, попав во времяпролетную ячейку, ударяют под малым углом 15° в стартовую поверхность и отражаются в направлении стоповой поверхности. Угол между траекторией ионного потока и стартовой поверхностью выбран так, чтобы обеспечить наилучшее отражение ионов от поверхности, а также высокий выход вторичных электронов. При ударе ионов о стартовую поверхность из поверхности эмитируются вторичные электроны, которые собираются стартовым каналотроном, дающим стартовый импульс. После удара о стартовую поверхность поток ионов, отраженный почти зеркально, ударяет в стоповую поверхность. Вторичные электроны, эмитируемые со стоповой поверхности, собираются стоповым каналотроном, дающим стоповый импульс. Время между стартовым и стоповым событиями дает скорость иона и, в комбинации с известной энергией, массу влетевшего иона.

Подавление УФ-излучения обеспечивается свойствами покрытий стартовой и стоповой поверхностей, а также выполнением условия совпадения, т.е. условия попадания как стартового, так и стопового сигналов в пределы заданного временного интервала. Все электроды датчика черненые для увеличения коэффициента поглощения УФ-системой.

Аналогом датчика ДИМ является датчик SWIM, использовавшийся в индийской миссии Chandrayaan-1 к Луне [Klimov et al., 1986; Bhardwaj et al., 2010].

Основные технические характеристики датчика ДИМ приведены в табл. 5.

таблица 5 Основные технические характеристики датчика ДИМ

масса	600 г
габариты	156x88x109 мм
потребление	<3 Вт
назревание по энергии	7%
разрешение по углу	$9 \times 25^\circ$

датчик ионов ДИ (рисунок 4) предназначен для измерения распределения ионов по энергиям и углам (трехмерной функции распределения по скоростям) с возможностью разделения ионов по массе. Отличительными особенностями прибора являются:

- одномоментное измерение распределения потоков частиц в угле 2π ;
- возможность независимого измерения распределения по энергиям и углам ионов различной массы;
- высокая степень защищенности детектора частиц от фонового ультрафиолетового излучения.

Основные технические характеристики датчика ДИ приведены в таблице 6.

таблица 6 Основные технические характеристики датчика ДИ

масса	1950 г
габариты	156x156x120 мм
потребление	3,5 Вт
разрешение по энергии	10%
разрешение по углу	$7,5 \times 30^\circ$



рисунок 4 Внешний вид датчика ДИ

Датчик ДИ имеет собственный информационный выход на систему сбора научных данных и получает напряжение питания напрямую от бортовой системы энергоснабжения КА «Фобос-Грунт».

Подробное описание устройства и работы датчика ДИ приведено в работе [Вайсберг и др., 2010].

блок электроники прибора (БЭ ФПМС) (рис.5) разработан на основе микропроцессора фирмы Texas Instruments TMS320F2812, ПЛИС фирмы Altera A54SX32A и контроллера интерфейса MIL-1553 – DDC BU-64863F8-200. В качестве модулей памяти использовалась микросхема SDRAM AS8SLC512K32Q-10L/883C объемом 2 Мбайт и микросхема EEPROM объемом 512 кбит.

Основная задача БЭ ФПМС – получать информацию от датчиков ДФМ, КВД и ДИМ, обрабатывать ее в соответствии с заданными режимами и сохранять в SDRAM для последующей выдачи по запросу системы сбора данных научной аппаратуры.

Датчик ДИМ работает в режиме SLAVE, микропроцессор TMS320F2812- в режиме MASTER. Для корректной работы датчика ДИМ его необходимо опрашивать 32 раза в секунду. Протокол работы с прибором был не стандартный, поэтому для корректной реализации этого протокола была использована ПЛИС. Скорость обмена по протоколу - 2 МГц. На каждый запрос данных датчик выдавал кадр размером 2 кбайт. Опрос приборов ДФМ и КВД представлял собой опрос нескольких каналов АЦП и проводился также 32 раза в секунду.

Управление датчиком ДИМ реализовано с помощью команд типа «ЗАПРОС» - «ОТВЕТ», позволяющих настроить всевозможные параметры датчика, такие как включение высокого напряжения, установка определенных значений высокого напряжения, управление количеством считываемой информации, калибровка внутренних частей датчика.

В модуле реализовано несколько режимов опроса датчика ДИМ – RAW, HIGH, MEDIUM и LOW. Режим RAW – наиболее информативный – каждый пакет данных от ДИМ записывался в память напрямую либо сжимался по алгоритму RICE. Этот режим обеспечивал скорость считывания данных 64 кбайт/с. В случае использования алгоритма сжатия RICE удавалось уменьшить поток записываемых данных в среднем в 2 раза. В режимах HIGH, MEDIUM и LOW использовался другой алгоритм записи данных. В этих режимах один кадр данных формировался в течение 24 с – за это время накапливались матрицы, содержащие информацию по произошедшим событиям. В зависимости от установленного режима менялась размерность этих матриц. После накопления матрицы сжимались в два этапа, сначала по алгоритму LINLOG, а затем RICE. Это позволяло уменьшить объем памяти, занимаемой матрицей, в среднем в 4 раза. Для задания различных пара-

метров опроса датчика ДИМ использовались наборы таблиц, значения которых подставлялись в каждом новом цикле опроса датчика, тем самым позволяя легко манипулировать множеством входных параметров датчика. Эти таблицы хранились в специальной области EEPROM и при необходимости могли быть обновлены. Для этого необходимо было подготовить набор специальных управляющих кодовых слов (УКС), содержащих данные всех таблиц, и выдать эти УКС в прибор.

При записи в память каждый кадр обрамлялся маркером, содержащим порядковый номер и текущую информацию о состоянии прибора – «housekeeping». В конце кадра записывалась контрольная сумма, позволяющая оценить достоверность принятого кадра.

Опрос сигналов датчика КВД (5 сигналов по 16 бит) осуществлялся 1 раз за время формирования кадра для любого режима. Опрос сигналов ДФМ (3 сигнала по 16 бит) осуществлялся 32 раза в секунду.

Информация «housekeeping» БЭ ФПМС построена таким образом, чтобы с ее помощью получить максимально подробную картину происходящего в приборе. В ней присутствует информация по текущему коду бортового времени (КБВ), последним значениям сигналов с датчиков КВД и ДФМ, состоянию датчика ДИМ, а также значения тока потребления и напряжения датчика ДИМ по ± 12 А и ± 5 В.

Для обеспечения возможности обновления программного обеспечения БЭ ФПМС основная программа хранится в специальной области памяти EEPROM. Каждый раз при включении прибора загрузчик считывает код программы из EEPROM. Если программа считывается без ошибок, она выполняется, но если при считывании возникли ошибки, загрузчик считывает код программы из внутренней FLASH памяти микропроцессора. Таким образом, сочетаются возможность перезаписи прошивки микропроцессора и защита от сбоев в памяти EEPROM.

В состав блока входит несколько вторичных преобразователей питания, обеспечивающих необходимые напряжения для датчиков прибора и модулей его блока электроники.

Основные технические данные блока БЭ ФПМС приведены в таблице 7.

таблица 7 Основные технические данные блока БЭ ФПМС

масса	1950 г
габариты	200x158x174 мм
интерфейс	MIL – STD – 1553
потребление	7 Вт



рисунок 5 Внешний вид блока БЭ ФПМС

литература

Вайсберг О. Л. и др. [2010] Панорамный энерго-масс-спектрометр ионов ДИ АРИЕС для проекта ФОБОС-ГРУНТ // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. № 5. С. 485–497.

Nozdrachev M.N., Styazhkin V.A., Zarutsky A.A. et al. [1995] Magnetic Field Measurements onboard the INTERBALL TAIL spacecraft: the FM-3I instrument // In: *Interball mission and Payload*. Mai 1995-CNES-IKI-RSA. С. 228-229.

Grard R. et al. [1989] The plasma wave system on Phobos // *J.Phys. E. Sci. Instrum.* 1989.V. 22.P. 656-662.

Klimov S. et al. [1986a] Plasma wave Investigation by the Combined Wave Diagnostics Complex BUDWAR // *Kosmitch. Issl.* 1986a. V.24. N.2. P.177-184.

Bhardwaj A., Barabash S. et al. [2010] Solar Wind Monitoring with SWIM-SARA Onboard Chandrayaan-1, Magnetic Coupling between the Interior // *Atmosphere of the Sun, Astrophysics and Space Science Proceedings*. Doi 10.1007/978-3-642-02859-5_88, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2010.

Bhardwaj A., Barabash S. et al. [2005] Low energy neutral atom imaging on the Moon with the SARA instrument aboard Chandrayaan-1 mission // *J. Earth Syst. Sci.* December, 2005.V.114. N. 6. P. 749–760.

**А.А.Скальский, К.В.Ануфрейчик, О.Л.Вайсберг,
А.Ю.Григорьев, И.А.Добровольский, Л.М.Зеленый,
С.И.Климов, Г.В.Койнаш, Н.Е.Рыбьева,
А.В.Семенов, И.В.Чулков**

Институт космических исследований РАН, Москва

С.Барабаш, Г.Андерсон, М.Вейзер, М.Эмануэлссон
Институт космических исследований (IRF, Кируна, Швеция)

В.Е.Корепанов

Львовский центр ИКИ НАНУ/НКАУ, Львов, Украина

П.П.Моисеев

НПП «Астрон Электроника», Москва

Ю.В.Афанасьев, В.П.Люлик

ЗАО «Магсенсор», Санкт-Петербурге

4.16 ДЕТЕКТОР КОСМИЧЕСКОЙ ПЫЛИ «МЕТЕОР-Ф»

Целью метеорного эксперимента, проводимого на космическом аппарате «Фобос-Грунт», является определение плотности метеорного потока по трассе перелета Земля – Марс и вблизи Марса; выявление наличия пылевой оболочки у Марса, как гравитирующего центра, и ее структуры; получение данных о физико-динамических параметрах (масса, скорость) метеорных частиц, принадлежащих пылевой оболочке Марса.

Детектор космической пыли «Метеор-Ф» предназначен для регистрации физико-динамических параметров метеорных частиц (масса, скорость) в космическом пространстве.

Метеорный эксперимент с аппаратурой ионизационного типа был проведен на ИСЗ HEOS – 2 в 1972-74 г.г. [Fecting H., Grun E., Morfill G., 1979]. Метеорных экспериментов на межпланетных станциях с подобной аппаратурой не проводилось. Исследования с помощью космических аппаратов показали неравномерность распределения метеорного вещества в пространстве. Метеорные частицы образуют в пространстве сгущения, чередующиеся с разрежениями. Области между сгущениями заполняют частицы с массами, отличающимися от массы частиц, входящих в сгущения. Вблизи планет, являющихся гравитирующими центрами, метеорные частицы образуют пылевые оболочки, различные по плотности, структуре и протяженности. В настоящее время экспериментально доказано наличие пылевых оболочек у Земли и Луны [Барсуков В.Л., Назарова Т.Н., 1983]. Предыдущие эксперименты на межпланетных станциях по изучению метеорного вещества давали возможность получать данные только о пространственном распределении метеорных тел, а данные по распределению тел по массам получали из пересчета регистрируемых энергетических характеристик при априорно заданных значениях ударной скорости и плотности метеорной частицы. Эксперимент с прибором «Метеор-Ф» позволяет определять скорость и массу падающей частицы по параметрам плазмы, образующейся при ударе частицы о поверхность детектора аппаратуры.

Принцип действия аппаратуры основан на явлении ионизации вещества высокоскоростной частицы при ее взаимодействии с преградой (рисунок 1). Облако плазмы, образовавшееся в результате испарения и ионизации материала метеорной частицы и части материала мишени, попадает в электростатическое разделительное поле между коллектором ионов и мишенью, являющейся одновременно и коллектором электронов. Полученные сигналы усиливаются и поступают в амплитудно-временной анализатор блока электроники для последующей обработки. При этом суммарный заряд ионов или электронов плазмы (Q), образующейся при ударе, пропорционален массе и ударной скорости метеорной частицы, а длительность переднего фронта импульса тока (t) пропорциональна скорости частицы.

Параметры ударнообразованной плазмы регистрируются зарядочувствительными усилителями (ЗЧУ), на входы которых сигналы поступают с коллекторов детектора аппаратуры. Определяемые параметры метеорных частиц – масса (m) и скорость (V) – и регистрируемые параметры электрических сигналов (Q, t) связаны соотношениями:

$$Q = k \cdot m \cdot V^{3,2}; \quad t = V^{\alpha}, \quad (1)$$

где k, α – коэффициенты, зависящие от геометрии и конструктивного решения детектора аппаратуры. Значения коэффициентов определяются по результатам модельных экспериментов на ускорителе микрочастиц при отработке аппаратуры и ее калибровке.

Поскольку масса метеорной частицы определяется исходя из измеренного значения суммарного заряда ионов или электронов, диапазон распределяемых масс зависит от величины ударной скорости частицы. С учетом распределения метеорных тел в Солнечной системе по скоростям определен диапазон скоростей, регистрируемых прибором, 3...35 км/с, что дает возможность регистрировать частицы в диапазоне масс – 10^{-14} ... 10^{-5} г.

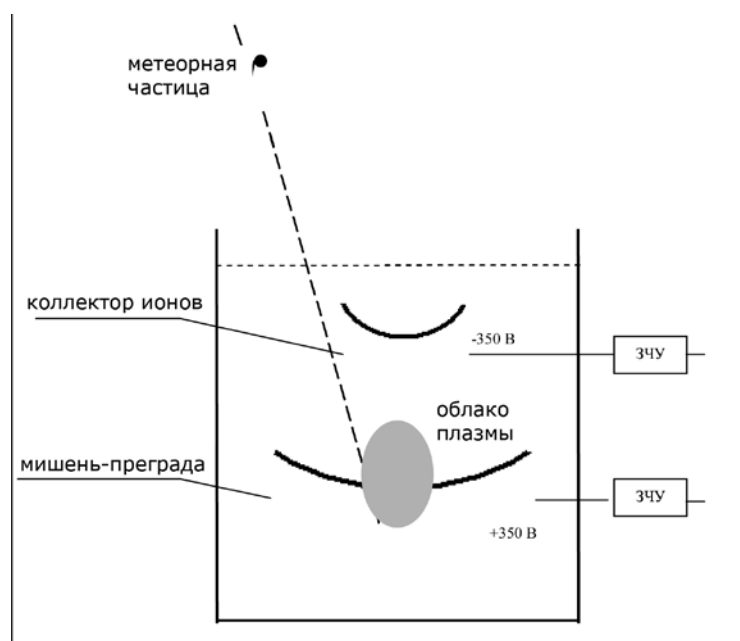


рисунок 1 Физическая схема эксперимента

Внешний вид прибора «Метеор-Ф» представлен на рис. 2, а технические характеристики прибора приведены в таблице.



рисунок 2 Внешний вид прибора «Метеор-Ф»

Технические характеристики детектора космической пыли «Метеор-Ф»

измеряемый параметр	масса, скорость метеорных частиц
диапазон измерений	скорость: от 3 до 35 км/с Масса: от 10^{-14} до 10^{-5} г
точность измерений	масса – 30%, скорость: 10% – в диапазоне 3...10 км/с 30% – в диапазоне 11...35 км/с
масса прибора	$3,0 \pm 0,3$ кг
энергопотребление	4,5 Вт
информативность	4 кбайт/сеанс

Поле регистрации параметров метеорных частиц представлено на рис.3.

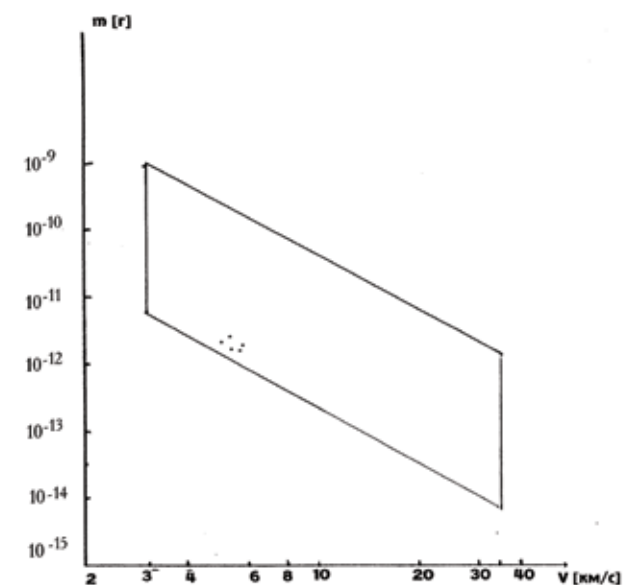


рисунок 3 Поле регистрации прибора «Метеор-Ф»

При разработке прибора «Метеор-Ф» наибольшую сложность представил процесс имитации высокоскоростного взаимодействия метеорной частицы с поверхностью мишени-преграды прибора, необходимый для отработки конструкции детектора прибора и последующей его калибровки.

На сегодняшний день наиболее целесообразным методом ускорения микрочастиц для калибровки прибора является электростатический метод [Акишин А.И., Кирюхин В.П., 1970]. Во-первых, вся система ускорения и детектор прибора находится в условиях высокого вакуума, во-вторых, при использовании ускорителя с высоким значением ускоряющего напряжения ($\geq 1,5$ МВ) возможна проверка работы прибора во всем диапазоне его поля регистрации.

Конечная скорость частицы V (км), которую она приобретает, пройдя разность потенциалов U (В) в ускорительной трубке, равна:

$$V = \sqrt{2 Uq / m}, \quad (2)$$

где m и q – масса частицы (кг) и приобретенный заряд (Кл) соответственно.

Наиболее ответственным узлом ускорительной системы является инжектор заряженных частиц [Акишин А.И., Кирюхин В.П., Новиков Л.С., 1983], в котором происходит зарядка микрочастиц контактным способом на сферическом электроде и конструкция которого предотвращает загрязнение металлической пылью внутреннего вакуумного объема трубки основного ускорителя. В качестве микрочастиц использовался мелкодисперсный алюминиевый порошок с размером частиц 0,1...3,0 мкм. При напряжении ~1500 кВ, приложенном к ускоряющей трубке ускорителя, частицы приобретали скорости в диапазоне 35 ... 5 км/с.

При проведении испытаний и калибровке детектора прибора на выходе ускоряющей трубки в дрейфовом пространстве были установлены два индукционных датчика, фиксирующих заряд пролетающей частицы, сигналы с которых через зарядочувствительные усилители подавались на вход запоминающего осциллографа. При известном расстоянии между датчиками определялась скорость пролетающей частицы. Сигнал с нижнего индукционного кольца служил также для запуска временной развертки запоминающего осциллографа, регистрировавшего электрические сигналы с мишени-преграды и коллектора детектора прибора для дальнейшей их обработки и получения эмпирической зависимости между регистрируемыми электрическими сигналами и физико-динамическими параметрами падающей частицы. Проведенные на ускорителе частиц сеансы отработки конструкции детекторной части прибора подтвердили целесообразность выбранной геометрии и конструкции детекторной части прибора.

Разработанный прибор служит не только для решения задач по изучению пространственного распределения метеорного вещества и получения данных о физико-динамических параметрах отдельных частиц, но и для оценки метеорной опасности для полетов космических аппаратов в данной области космического пространства.

литература

- Акишин А.И., Кирюхин В.П. (1970) Ускорение макрочастиц на электростатическом ускорителе // П.Т.Э. 1970. №6. С.141-152.
- Акишин А.И., Кирюхин В.П., Новиков Л.С. (1983) Имитация воздействия потоков микрометеоритов и пыли планетарного происхождения на материалы КА // Модель космического пространства. 1983. Т.2. С. 310-322.
- Барсуков В.Л., Назарова Т.Н. (1983) К вопросу о пылевой оболочке Земли. // *Астрономический вестник*. 1983. Т. XVII. №4. С.238-243.
- Fecting H., Grun E., Morfill G. (1979) Micrometeoroids within Ten Earth Radii // *Planet. Space Sci.* 1979. V.27. P.511-531.

В.В.Высочкин, С.А.Королев, В.Б.Андреев
*Институт геохимии и аналитической химии
им.В.И.Вернадского РАН, Москва*

Представлены результаты разработки аппаратуры для мониторинга радиационных условий на трассе перелета космического аппарата «Фобос-Грунт» к Марсу и на поверхности Фобоса, обусловленных галактическими и солнечными космическими лучами. Получаемая информация необходима для верификации существующих модельных описаний радиационных полей в межпланетном пространстве и оценки радиационной опасности для экипажей пилотируемых марсианских экспедиций. Излагаются требования к метрологическим характеристикам такой аппаратуры, приводится описание структуры блоков измерения и обработки сигналов с детекторов. С помощью разработанного прибора определяют плотность потока излучения, спектры линейной передачи энергии и мощность дозы. Использование двух взаимно перпендикулярных полупроводниковых телескопов позволяет получить информацию об угловом распределении потока регистрируемых частиц. Приводятся также результаты калибровки прибора, полученные в экспериментах на ускорителях заряженных частиц. В заключение приведен перечень областей применения полученных экспериментальных данных в фундаментальных и прикладных разделах космических исследований.

введение

Осуществление пилотируемого полета к Марсу связано с необходимостью решения проблемы обеспечения радиационной безопасности экипажа. Оценки показывают, что при отсутствии специальных мер защиты от воздействия галактических космических лучей (ГКЛ) соответствующие значения доз могут составить до 0,5 Зв за год полета [Dudkin, 1992; Shafirkin, 2002; Шафиркин, 2007]. Во время солнечных протонных событий (СПС) дозы дополнительного облучения солнечными космическими лучами (СКЛ) могут в зависимости от толщины защиты составлять от сотых долей до десятков Зв [Коротеев, 2006]. Вместе с тем в настоящее время нельзя признать полностью надежными модели радиационных характеристик основных источников космической радиации и методы расчетных оценок текущей и прогнозируемых доз облучения экипажа.

Отдельно стоит вопрос определения коэффициента качества излучения, воздействующего на экипаж во время полета. Расчетные оценки и результаты весьма ограниченного числа экспериментальных исследований этого вопроса [Ковалев, 1989; Nguyen, 1991] показали, что коэффициент качества в условиях невозмущенной радиационной обстановки составляет 6,0...6,5 в зависимости от фазы цикла солнечной активности и условий защищенности обитаемых отсеков космического аппарата (КА).

Поскольку дозы облучения членов экипажа межпланетного корабля могут существенно влиять на уровень их безопасности, необходимо при создании космического аппарата предусмотреть эффективную противорадиационную защиту экипажа. Некорректно сформулированные исходные данные на создание такой защиты могут привести к существенному увеличению массовых характеристик космического аппарата, или, по крайней мере, к требованию при его проектировании обеспечивать максимально полное использование массы конструкций и оборудования, научных приборов, воды, рабочего тела и т.д. для повышения защищенности экипажа от воздействия космической радиации. Любое уменьшение погрешности в определении доз облучения экипажа приводит к соответствующему снижению затрат массы вещества, необходимого для защиты обитаемых отсеков. Реальную величину этой погрешности можно определить только на основе детальной экспериментальной проверки точности расчетных методов и программ оценки радиационной нагрузки на экипаж с учетом моделей радиационных источников и транспортных моделей для расчета ослабления доз излучения веществом космического аппарата. Кроме того, экспериментальные радиационные исследования в космическом полете позволяют проверить корректность методики разработки моделей распределения масс космического аппара-

та по отношению к обитаемым отсекам и расчета функций экранированности органов тела космонавта в полете.

Экспериментальное исследование радиационных полей на трассе полета и внутри отсеков, выполняемое в виде измерения дозиметрических величин, используемых для оценки радиационной опасности для экипажа (поглощенная и эквивалентная доза, спектры линейной передачи энергии - ЛПЭ и т.д.), имеет самостоятельную ценность. Полученные в таких экспериментах данные являются источником информации о радиационных условиях, при которых предстоит проведение реального межпланетного полета.

функциональные и эксплуатационные характеристики прибора ЛЮЛИН-Ф

Изложенные положения составляют научное и методическое обоснование эксперимента ЛЮЛИН-Ф, выполняемого во время полета космического аппарата «Фобос-Грунт». Методологической основой этого эксперимента является непрерывное измерение мощности поглощенной дозы, плотности потока космических лучей и спектров ЛПЭ из двух взаимно перпендикулярных направлений с помощью специального прибора, установленного вне приборного отсека и минимально защищенного веществом космического аппарата, для которого определены детально условия экранированности. При проведении эксперимента необходимо обеспечить телеметрическую передачу данных о мощности поглощенной дозы и спектрах ЛПЭ. Диапазон измеряемой мощности дозы: от ГКЛ в период полета при невозмущенной радиационной обстановке ~1 мГр/сутки до верхней границы во время СПС, когда мощность поглощенной дозы может превышать 2...4 Гр/сутки. Аналогичные требования к условиям проведения эксперимента относятся и к измерениям спектров ЛПЭ, необходимых для оценки коэффициента качества излучения. Эти сведения позволяют определить значения эквивалентной (или эффективной) дозы облучения на траектории полета КА и имеют большое значение для оценки уровней радиационной опасности для экипажа будущей марсианской экспедиции.

Изложенные положения определяют требования к аппаратуре ЛЮЛИН-Ф, предназначенной для проведения эксперимента по радиационному зондированию трассы межпланетного перелета – она должна обеспечить измерение следующих величин в полях галактического и солнечного космического излучения:

- мощности поглощенной дозы и плотности потока заряженных частиц;
- спектра ЛПЭ по двум взаимно перпендикулярным направлениям.

характеристики аппаратуры

Прибор ЛЮЛИН-Ф представляет собой моноблок, включающий блок детектирования для регистрации частиц космического ионизирующего излучения в виде электрических импульсов, параметры которых зависят от характеристик зарегистрированных частиц. Дальнейшая обработка зарегистрированных импульсов производится электроникой прибора. В качестве детектора излучения в приборе используется телескоп из двух кремниевых полупроводниковых детекторов. Использование телескопа из двух детекторов позволяет расширить функциональные возможности прибора и регистрировать, наряду с потоком и поглощенной дозой, спектр ЛПЭ высокоэнергичных заряженных частиц космического излучения. Требование высокой надежности прибора приводит к необходимости дублирования его детектирующего узла. Поэтому в приборе применены два телескопа детекторов. Оси телескопов ориентированы во взаимно перпендикулярных направлениях. Примененная схема повышения надежности детекторного узла прибора создает дополнительную возможность оценить анизотропию потока частиц как при перелете (во время возмущений радиационной обстановки, обусловленной СПС), так и вблизи поверхности Фобоса. Чувствительная площадь каждого детектора составляет 1 см².

Информация, накопленная в результате обработки потока электрических импульсов, сохраняется в памяти прибора в цифровой форме и подлежит дальнейшей передаче в локальную вычислительную сеть КА с последующей выдачей ее на Землю.

Прибор ЛЮЛИН-Ф устанавливается на внешней поверхности КА «Фобос-Грунт» на приборной раме и экранируется только тонким слоем общей теплоизоляции (ЭВТИ). Для осуществления радиационного мониторинга в полях излучения межпланетного пространства при разработке прибора были определены следующие метрологические характеристики:

- мощность поглощенной дозы: $10^{-6} \dots 10^{-1}$ Гр/ч;
- плотность потока частиц: $1 \dots 5000$ частиц / (см² · с);
- спектр линейной передачи энергии $2 \dots 1000$ МэВ / (г · см⁻²);
- временное разрешение:
 - по мощности дозы и потоку – 1 мин,
 - по спектру ЛПЭ – 1 ч.

Блок-схема прибора представлена на рис.1. Сигналы с двух пар детекторов, образующих дозиметрические телескопы (Д1 – Д2 и Д3 – Д4), поступают через усилители и схемы отбора совпадений и управления анализом амплитуд импульсов в электронный блок обработки и анализа, где после преобразования в цифровой код с помощью микропроцессора пересчитываются в значения мощности поглощенной дозы, плотности потока частиц и спектры ЛПЭ. Полученные значения привязываются к бортовому времени и в виде массивов, отражающих значения измеренных величин в текущий момент времени, заносятся в память прибора. Сформированные массивы данных во время ТМ-сеанса передаются на Землю.

Эксплуатационные характеристики прибора:

- прибор состоит из 1 блока массой 0,5 кг;
- энергопотребление (от бортсети 28,5 В) 3 Вт;
- объем информации с прибора 250 кбайт/сут;
- обмен информацией прибора с бортом - через аппаратный интерфейс локальной бортовой сети космического аппарата ПИ-232Т;
- габариты 172×114×45 мм.

Один из детекторов телескопа (Д1 или Д4) измеряет спектр энергосыделений в кремнии в диапазоне 0,1...10,0 МэВ, а другой – в диапазоне 0,3...70,0 МэВ (Д2 и Д3, соответственно). Таким образом, каждый телескоп обеспечивает измерение энергосыделений в диапазоне 0,1...70,0 МэВ. Мощность поглощенной дозы, поток частиц и спектр энергосыделений в диапазонах, указанных выше, измеряется каждым детектором телескопа; ЛПЭ-спектр (в воде) в диапазоне 0,5...120,0 кэВ/мкм – каждым дозиметрическим телескопом.

На рисунке 2 представлены общий вид прибора ЛЮЛИН-Ф (верхний рисунок) и вид на монтаж электронного узла прибора (нижний рисунок). Использование высоконадежных комплектующих и механически прочный монтаж с достаточно хорошим теплосъемом подтвердил в проведенных испытаниях высокие эксплуатационные параметры разработанной аппаратуры.

Для проверки дозиметрических характеристик прибора использовался метод расчетного и экспериментального (на ускорителе ХАЙМАК в Японии) определения энергосыделений в детекторе при прохождении частиц с заданным атомным номером и энергией, моделирующих соответствующий компонент ГКЛ или СКЛ. Кроме того, в экспериментах на ускорителе определялась зависимость чувствительности прибора от угла падения частиц на плоскость детектора. Расчетные значения энергосыделения частиц с различными значениями атомного номера и энергии, падающих на кремниевый детектор толщиной 300 мкм, представлены в таблице. Эти расчетные данные были использованы для сравнения с результатами эксперимента на циклотроне ХАЙМАК и оценок неоднородности углового распределения защиты по отношению к чувствительному слою кремниевых детекторов.

анализ экспериментальных данных

До проведения измерений на циклотроне прибор ЛЮЛИН-Ф был прокалиброван электрически (путем подачи электрического импульса заданной амплитуды на входные цепи электронных схем). Соответствующий коэффициент пересчета для аналого-цифрового преобразователя (АЦП), используемый для обработки энерговыделения в детекторе и определения ЛПЭ, был получен для всех детекторов во всех диапазонах измерения. Экспериментально на пучках протонов и ядер гелия с энергиями 30 и 70 МэВ определялись значения энерговыделения в детекторах и флуктуации этой величины в зависимости от угла между осью телескопа и осью пучка частиц. Анализ полученных данных показал, что есть некоторая угловая неоднородность распределения экранированности веществом для детекторов телескопа. Диапазон вариации толщины этого вещества для разных детекторов изменялся в пределах от 0,85...1,04 г/см² для детекторов Д1 и Д4 до 0,8...0,9 г/см² для детекторов Д2 и Д3 [Semkova, 2008]. Такие же результаты были получены при измерениях, выполненных на пучках ядер гелия с энергиями 25 МэВ/нукл, углерода с энергией 400 МэВ/нукл и неона с энергией 600 МэВ/нукл. Результаты экспериментов со всеми детекторами выявили очень хорошее согласие коэффициентов пересчета для АЦП, используемых для обработки энерговыделения в детекторе (калибровочных коэффициентов) и получения измеряемых прибором величин. В качестве примера на рисунке 3 приведено экспериментально определенное распределение энерговыделений от пучка ионов углерода с энергией 400 МэВ/нукл в детекторе Д4.

Пик распределения для этого детектора расположен в каналах 156...160, соответствующих энерговыделению 6873 кэВ, определенному с помощью калибровочного коэффициента, полученного электронной калибровкой. Найденное таким же образом значение для пика распределения энерговыделений в детекторе Д1 соответствует 6916,5 кэВ. Видно, что оба распределения очень близки. Аналогичные измерения подтверждают совпадение калибровочных коэффициентов для детекторов прибора. Одновременно следует отметить, что экспериментально определенные максимумы энерговыделения отличаются на 6...7% от рассчитанных значений этих величин - 6413 кэВ для энерговыделения ионов углерода за защитой толщиной 0,6 г/см². Этот факт приводит к необходимости соответствующего уменьшения калибровочного коэффициента для анализа высокоэнергичной области измерений. Аналогичные измерения выполнены для детекторов Д2 и Д3 в низкоэнергетичной области спектра падающих излучений. Максимум ЛПЭ распределения оказался в 180-м канале (соответствующее значение 6426 кэВ), что практически совпало с предварительно рассчитанными значениями и подтвердило корректность электрической калибровки. Детальное описание процедуры и результатов калибровки прибора ЛЮЛИН-Ф приведено в работе [Semkova, 2008].

заключение

Изложенные материалы позволяют сделать следующие выводы:

- для осуществления радиационного зондирования трассы межпланетного перелета будущих пилотируемых экспедиций на Марс разработан, прошел испытания и откалиброван дозиметрический прибор ЛЮЛИН-Ф, обеспечивающий получение основных дозиметрических величин во время полета КА «Фобос-Грунт»;
- согласно метрологическим и функциональным характеристикам, аппаратура обеспечивает возможность получения неискаженной информации как при полете в невозмущенных радиационных условиях в межпланетном пространстве, так и во время солнечных протонных событий;
- прибор обеспечивает возможность определения не только дозиметрических характеристик потоков космической радиации, но и характера их пространственного распределения в различных областях межпланетного пространства;

- для получения метрологических характеристик прибора были выполнены расчетные и экспериментальные оценки калибровочных коэффициентов; сопоставление определенных таким образом значений выявило их хорошее совпадение; это позволяет заключить, что принятая процедура калибровки может быть упрощена (например, только электрическая калибровка), и только в особых случаях необходима полная калибровка с использованием ускорителей заряженных частиц; на основе электрической калибровки может быть разработана процедура контроля стабильности работы аппаратуры в процессе полета, что очень важно в связи с уникальностью получаемых данных и длительными сроками продолжения эксперимента ФОБОС-ГРУНТ;
- проведение эксперимента ЛЮЛИН-Ф с использованием описанной аппаратуры обеспечивает экспериментальное определение возможных диапазонов радиационной нагрузки на человека и радиационно-чувствительные элементы КА в различных точках исследуемой области космического пространства при спокойной и возмущенной радиационной обстановке;
- полученные экспериментальные данные по физическим характеристикам ГКЛ и СКЛ в исследуемой области космического пространства будут использованы для верификации и уточнения моделей радиационной обстановки на трассе перелета Земля - Марс;
- информация, поступающая с прибора ЛЮЛИН-Ф в процессе полета, обеспечит возможность отработки технологии накопления, обработки, передачи и анализа информации о радиационной нагрузке на элементы КА и человека в условиях полета в исследуемой области космического пространства; это необходимо для последующей разработки методики оперативной оценки радиационного риска экипажа пилотируемой межпланетной экспедиции.

литература

- Пилотируемая экспедиция на Марс (2006), раздел 12.8 Обеспечение радиационной безопасности экспедиции / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.
- Шафиркин А.В., Коломенский А.В., Петров В.М. (2007) Обеспечение радиационной безопасности при осуществлении пилотируемой экспедиции на Марс с учетом различных значений рисков превышения дозы за защитой // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2007. Т.41. № 4. С. 39-48.
- Dudkin V.E., Potapov Yu.V. (1992) Doses from Galactic Cosmic Ray Particles under spacecraft shielding // *Nucl. Tracks Radiat. Meas.* 1992. V.20. N.1. P. 33-39.
- Kovalev E.E., Muratova I.A., Petrov V.M. (1989) Studies of the radiation environment aboard Prognoz satellite // *Nucl. Tracks Radiat. Meas.* 1989. V.16. N.1. P. 45-48.
- Nguyen V.D. et al. (1991) Real time quality factor and dose equivalent meter Circe and its use on board the soviet orbital station Mir // *Acta Astronautica*. 1991. V. 23. P. 217-226.
- Semkova J., Maltchev St., Benghin V. (2008) Results of Liulin-F particle telescope pre-flight calibrations with protons and heavy ions // *Fundamental Space Research, Sunny Beach, Bulgaria*, 21-28 Sep, 2008.
- Shafirkin A.V., Petrov V.M., Kolomensky A.V., Shurshakov V.A. (2002) Lifetime total radiation risk of cosmonauts for orbital and interplanetary flights // *Adv. Space Res.* 2002. V.30. N.4. P. 999-1003.

В.М. Петров, В.В. Бенгин, И.В. Черных
 Институт медико-биологических проблем РАН, Москва
И. Семкова, С. Малчев, Б. Томов,
Ю. Матвийчук, Ц. Дачев, Р. Колева
 Институт солнечно-земных связей Болгарской академии наук
Н.М. Хамидуллина
 НПО им. С.А. Лавочкина, Химки, Московская область

4-18 НЕБЕСНО-МЕХАНИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ЛИБРАЦИЯ

Изучение спутников планет и малых тел [Галимов и др., 1996] является базисной задачей в понимании природы процессов, происходящих в Солнечной системе. Зная сегодняшнее состояние планет и спутников, можно лучше описать их прошлое и заглянуть в будущее. Эти знания важны в первую очередь для понимания происхождения Солнечной системы. В последние десятилетия проявился интерес к Фобосу, спутнику Марса. Интерес обусловлен рядом вопросов, на которые, и по сей день, нет ответа [Sagdeev, Zakharov, 1989; Sagdeev et al., 1988]. Это вопрос происхождения спутника: является ли он астероидом, захваченным гравитационным полем Марса, или аккумулятивным телом на орбите Марса. В связи с этим представляет интерес проведение исследований, направленных на решение этого вопроса. В случае, если Фобос окажется астероидом, то представляет большой интерес изучение химического и изотопного состава спутника как первичного вещества Солнечной системы и его эволюции.

Фобос обращается вокруг Марса на расстоянии 9400 км от центра планеты, причем скорость его обращения столь велика, что один оборот он совершает за треть марсианских суток (7 ч 39 мин), обгоняя суточное вращение планеты. Сильное приливное трение, возникающее вследствие близкого расположения Фобоса к Марсу, уменьшает энергию его движения. Спутник медленно приближается к поверхности планеты, чтобы, в конце концов, упасть на нее (это должно случиться через 100 миллионов лет), если к тому времени (через 50 миллионов лет) гравитационное поле Марса не разорвет его на куски. Фобос представляет собой продолговатое тело, имеет размеры 26 x 22 x 18 км.

Измерения спектральных характеристик, выполненные в проекте ФОБОС [Ksanfomality, Moroz, 1995], показали, что спектры отражения Фобоса и Деймоса сильно отличаются от спектров, полученных по наблюдениям Марса, а также от спектров углистых хондритов и других астероидных аналогов. Полученные в последнее время научные результаты показывают, что спутники Марса скорее всего принадлежат к астероидам класса D, хотя и не в полной аналогии. Результаты измерений отражательных характеристик показывают, что на поверхности спутников Марса не содержится связанной воды. Однако существуют оценки, согласно которым термодинамические условия на этих спутниках таковы, что вода может задерживаться на некоторой глубине. Выяснение вопроса о присутствии воды (или гидратированных молекул) на Фобосе является чрезвычайно важным не только с научной, но и с практической точки зрения.

Фобос испытывает сильное приливное воздействие со стороны Марса, поэтому он всегда повернут к нему одной стороной. В связи с этим одна из наиболее интересных характеристик Фобоса - либрация. Фобос является весьма интересным объектом среди известных синхронно вращающихся спутников планет Солнечной системы, так как имеет большую амплитуду либрации. Либрационный эффект присутствует всегда в системе нескольких тел.

научные задачи

Прибор ЛИБРАЦИЯ, разработанный ИКИ РАН, обеспечивает непрерывное измерение угловых колебаний спутника, что позволяет определить:

- инерционные характеристики Фобоса с последующим моделированием его внутренней структуры;
- амплитуду колебаний в пространстве, учет которых важен в эксперименте «Небесная механика» для уточнения эфемериды спутника.

Результаты эксперимента позволят с большей уверенностью говорить о происхождении Фобоса и содержании внутри него воды.

методика эксперимента

Физическая либрация тела на орбите заключается в том, что, независимо от вида либрации, тело всегда одной своей стороной обращено ко второму телу (в

системе двух тел) или к общему центру масс этих тел, при этом положение тела непрерывно изменяется. Именно эти изменения положения тела являются следствием физической либрации. Таким образом, положение тела на орбите изменяется относительно некоторого среднего положения, что является физической либрацией. Для идеального шарообразного тела либрация невозможна. Реальные малые планеты имеют форму, отличную от идеальной сферы. Поэтому благодаря сильной вытянутости Фобоса он совершает колебания большой амплитуды. Величина амплитуды близка к видимой либрации Луны и составляет около 7° .

Физическая либрация тела на орбите может принимать разные формы. Отличие друг от друга разных форм либрации можно исследовать путём моделирования этого явления. Моделируемые процессы [Квашнин, Тучин, 1993] необходимы для понимания причин физической либрации. Моделирование [Duxbury, 1991; Willner et al., 2008] позволяет исследовать процессы гравитационного захвата небесного тела (если Фобос - захваченный астероид), которое пролетает мимо другого тела, и возникновения системы двух взаимно вращающихся тел, а также сам процесс их возникновения вследствие гравитационного захвата. Для проведения моделирования необходимо иметь пространственную модель Фобоса. На сегодняшний день существует несколько таких моделей, разработанных американскими и немецкими специалистами [Duxbury, 1991; Willner et al., 2009]. Но к моменту проведения эксперимента предполагается получить более точную цифровую модель Фобоса [Аванесов и др., 2006]. Моделирование на основе реальных данных о либрации позволяет решить обратную задачу о внутренней структуре Фобоса (распределение плотности).

Для любой точки поверхности Фобоса угловые колебания одинаковы. Поэтому для проведения измерений угловых колебаний предлагается на перелетный модуль установить прибор, который будет осуществлять постоянные измерения этих колебаний. Самый простой способ - провести измерения колебаний в инерциальной системе координат. Наиболее подходящими детекторами для решения этой задачи являются звездный (ЗД) и солнечный (СД) датчики, применение которых обусловлено тем, что Фобос вращается вокруг Марса и всегда в любой точке существует суточный цикл (день и ночь). В этом случае звездный датчик позволяет получить данные по угловым колебаниям ночью и днем при низких углах Солнца над горизонтом, а солнечный датчик - днем при высоких углах Солнца над горизонтом. Возможность проведения измерений звездным датчиком днем позволяет объединить данные измерений обоих датчиков - представить их как непрерывные измерения.

описание прибора

технические характеристики прибора

Напряжение питания..... $28,5 \pm 1,35$ В
 Потребляемая мощность.....не более 3,5 Вт
 Масса не более500 г
 Температурный режим.....от -50 до $+40^\circ\text{C}$
 Поле зрения:

для СД.....полусфера
 для ЗДконус 40°C

Угловое разрешение прибора не хуже $0,0003$ рад.

Взаимодействие с системой управления научным комплексом КА осуществляется по интерфейсу RS-422. Скорость передачи данных - 115 кбод.

По командам с Земли можно изменять режим работы прибора.

Обеспечивается гальваническая развязка цепей электропитания 28,5В, корпуса и информационного интерфейса.

Целевое программное обеспечение - встроенное, обеспечивает функционирование прибора согласно циклограмме.

состав прибора

Прибор ЛИБРАЦИЯ состоит из трех частей, соединенных электрическими кабелями с системой управления перелетного модуля:

- солнечного датчика (рис. 1), разработанного ИКИ РАН: включает плату процессора, представляющую собой встраиваемый контроллер со специализированным программным обеспечением; плату вторичного источника питания (ВИП); платы матрицы, корпуса, оптического блока;
- звездного датчика (рис. 2), разработанного ИКИ РАН: включает плату процессора, представляющую собой встраиваемый контроллер со специализированным программным обеспечением; плату вторичного источника питания (ВИП); платы матрицы, корпуса, оптического блока;
- рамы, которая позволяет объединить оба датчика в единую координатную систему.

Прибор имеет специализированное и целевое прикладное программное обеспечение.



рисунок 1 Солнечный датчик прибора ЛИБРАЦИЯ



рисунок 2 Звездный датчик прибора ЛИБРАЦИЯ

Устройство и работа прибора ЛИБРАЦИЯ

Принцип действия

Прибор ЛИБРАЦИЯ предназначен для измерения угловых колебаний Фобоса вокруг центра масс, состоит из двух датчиков, расположенных на общем основании для привязки осей к единой системе координат.

общее описание звездного датчика

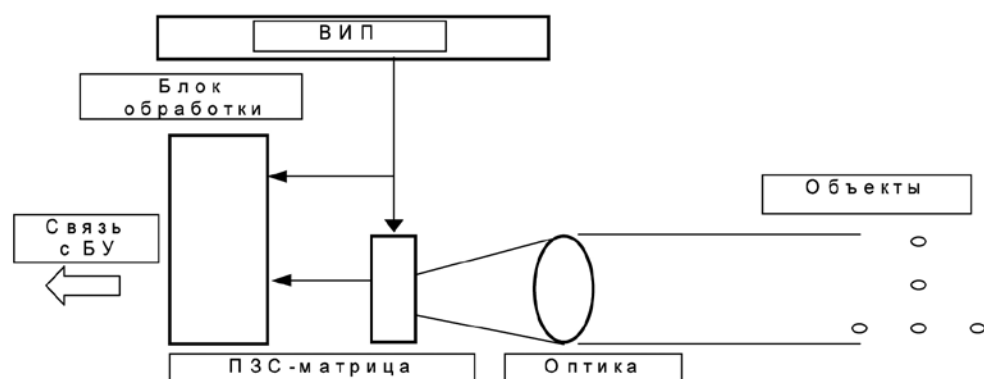
Датчик представляет собой миниатюрную телекамеру на основе кремниевых многоэлементных приемников (матрицы). Применяется черно-белая матрица с нейтральным полосовым фильтром. Место установки ЗД определяется общей компоновкой КА, но оно должно быть таким, чтобы в поле зрения датчика ($\sim 40^\circ$) не попадали элементы конструкции КА и других приборов. В датчике используется матрица размером 1024×1024 пикселей, сигналы с которой обрабатываются контроллером. Большой объем пикселей матрицы сильно замедляет скорость обработки изображения, поэтому в приборе применяется двудерный скоростной контроллер фирмы Analog Devices, США.

Оптическая ось датчика перпендикулярна посадочной плоскости. Точность установки обеспечивается технологией изготовления конструкции. Поэтому проведение юстировочных работ на КА не требуется.

Датчик решает следующие задачи:

- получить с ПЗС-матрицы изображение звездного неба;
- по полученному изображению звездного неба выделить звездообразные объекты;
- провести фильтрацию полученных объектов с целью отбраковки ложных объектов;
- провести аналоговую обработку каждого звездообразного объекта с целью повышения точности измерения;
- по полученному списку объектов, их конфигурации и с помощью каталога звезд, заложенного в память прибора, отождествить участок звездного неба и видимые звезды;
- по идентифицированным звездам определить пространственное положение осей прибора в инерциальной системе координат;
- полученные значения координат осей прибора передать в систему управления. Этот процесс повторяется периодически с интервалом в 5...10 с, чтобы иметь непрерывные измерения угловых колебаний Фобоса.

Функциональная схема прибора приведена на рисунке 3.



рисунк 3 Функциональная схема прибора

Максимальное быстродействие прибора составляет 2 Гц. Информация накапливается в его памяти и периодически в виде пакетов передается в систему управления перелетного модуля. Прибор имеет несколько режимов работы, которые устанавливаются по командам от системы управления.

общее описание солнечного датчика

Работа солнечного датчика основана на том же принципе, что и звездного. Отличие заключается только в том, что датчик измеряет координаты взвешенного центра изображения Солнца на матрице и имеет несколько иные программы обработки, связанные со значительными размерами изображения Солнца. Функциональная схема датчика такая же; отличие - в поле зрения, так как используется другой объектив: поле зрения у датчика составляет полусферу. Помимо этого датчик имеет мощный фильтр для снижения уровня светового потока на матрицу. В результате допускается частичное закрытие этого поля зрения, что не приводит к помехам при измерении.

общая рама крепления

Оба датчика устанавливаются на общую раму, которая обеспечивает привязку осей обоих датчиков друг к другу, т.е. связанность измерений. Контроль и уточнение этой привязки осуществляется во время совместных измерений датчиков при малых углах восхода Солнца на горизонте.

методы калибровок и испытаний

объем и условия испытаний

Испытания включают:

- подготовительные работы по обеспечению класса чистоты помещения, подготовки рабочего места, визуального контроля и сборки схемы испытаний;
- испытания по проверки характеристик С-MOS-матрицы на соответствие паспортным данным в части однородности чувствительности матрицы по отдельным пикселям;
- проверку перпендикулярности оптической оси прибора к плоскости, в которой расположены посадочные места приборов;
- экспериментальное измерение оптических характеристик системы объектив - матрица: поля зрения, разрешения, неравномерности чувствительности по полю зрения;
- запись изображения мишеней с различной контрастностью при различном времени экспозиции с целью выбора оптимальных режимов работы прибора и уточнения алгоритмов обработки, связанных с выделением полезных сигналов над уровнем фона;
- определение точности вычисления координат звездных объектов по статическому изображению на имитаторе звездного неба;
- определение точности вычисления координат звездных объектов в приборной системе координат при заданных угловых скоростях движения звездообразных объектов на имитаторе звездного неба;
- проверку передачи информации в имитатор системы управления;
- обработку данных;
- проведение заключительных операций.

метрологическое обеспечение

Проверки и испытания прибора проводятся на специально разработанном и изготовленном оптическом стенде. Испытательный стенд подготовлен и развернут в оптической лаборатории. В состав стенда входят: оптическая скамья и комплект механических юстировок с микрометрическими подачами; крепежная рама с ответными отверстиями в соответствии с посадочными местами прибора; набор нейтральных светофильтров; калиброванный источник освещения; имитатор звездного неба; имитатор Солнца; набор тестовых мишеней; лазер юстировки; персональный компьютер; программа ввода-вывода изображения на персональный компьютер;* программа обработки изображения;** источники питания и лабораторные измерительные приборы. Схема стенда для проведения юстировки прибора показана на рисунке 4.

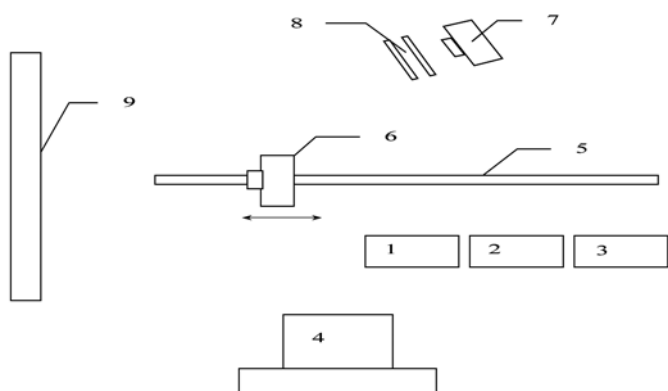


рисунок 4 Схема экспериментального стенда для настройки и тестирования:
1-блок питания, 2-амперметр, 3-вольтметр, 4- компьютер, 5-оптическая скамья, 6- прибор, 7-светильник, 8-фильтры, 9 - имитатор звездного неба или Солнца

обработка и анализ научной информации

Обработка научной информации имеет несколько уровней:

- первичная обработка телеметрии до физических параметров;
- вторичная обработка - построение модели внутреннего строения Фобоса;
- анализ и интерпретация полученной информации на основании построенной модели.

Очевидно, что результатом анализа должны быть ответы на вопросы, поставленные в начале этой статьи: является ли Фобос астероидом, содержится внутри него вода. Данные, полученные после обработки первичной информации совместно с данными эксперимента УСО («Небесная механика», статья в данной книге), используются для построения модели движения (эфемериды) Фобоса.

области применения прибора

Разработанная методика и сам прибор ЛИБРАЦИЯ могут быть в дальнейшем использованы для аналогичных задач в новых миссиях [Научно-технический прогноз развития исследования планет, 1997], где требуются измерения угловых колебаний планет или малых тел Солнечной системы. С учетом высоких характеристик датчиков (габаритно-массовые, потребление и точность) применение их в области народного хозяйства очевидно. Оба датчика могут быть применены в системах ориентации на КА любого народно-хозяйственного назначения.

литература

Аванесов Г.А., Жуков Б.С. и др. (2007) Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с КА «Фобос-Грунт» // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космич. технологий. Приборы для космич. исслед. Земли и планет. Сб.тр. по результатам выездного семинара / Под ред. Р.Р.Назирова. Россия, Таруса, 7-9 июня 2006. М.:ИКИ РАН, 2007.

* Программа ввода-вывода изображения, специально разработанная для прибора, позволяет передавать, записывать и визуализировать изображение размером 1024×1024 пикселей на персональном компьютере в режиме фотоаппарата. Программа также позволяет управлять некоторыми режимами работы прибора, например выбором времени экспозиции.

** Стандартные программы сторонних производителей, паспортные и расчетные

С.212-225.

Галимов Э.М., Куликов С.Д., Кремнев Р.С., Аким Э.Л., Энеев Т.М., Попов Г.А., Авдеевский В.С., Ораевский В.Н. (1996) Концепция Российской космической программы исследования тел Солнечной системы // Предложения о включении в Федеральную космическую программу России. 1996.

Квашнин А.Г., Тучин А.Г. (1993) Построение вычислительной схемы алгоритма оценивания параметров динамической системы // Информатика, сер. Автоматизация проектирования. М.:ВИМИ. 1993. Вып. 4. С.88-94.

Научно-технический прогноз развития исследований планет, Луны и малых тел Солнечной системы и предложения в Федеральную программу до 2010 года (1997) // Совет РАН по космосу. Секция планет и малых тел Солнечной системы, Москва. Январь 1997.

Duxbury T.C. (1991) An Analytic model for the Phobos surface // Space Science. V. 39. N. 112. P. 355-376.

Ksanfomality L.V., Moroz V.I. (1995) Spectral Reflectivity of Phobos Regolith within the Range 315-600 nm // ICARUS. 1995. V. 117. P. 383-401.

Sagdeev R.Z., Balebanov V.M., Zakharov A.V. (1988) The Phobos Project: Scientific Objectives and Experimental Methods // Soviet. Science. Rev., E, Astrophysics. Space Physics. 1988.V. 6. P. 1-60.

Sagdeev R.Z., Zakharov A.V. (1989) Brief History of the Phobos Mission // Nature. 1989. V. 341. N. 6243. P. 581-585.

Willner K., Oberst J., Waehlich M., Matz K.-D. et al. (2008) New astronomic observations of Phobos with the SRC on Mars Express // Astronomy and Astrophysics. Sept, 2008.V.488. P.361-364.

Willner K., Oberst J. et al. (2009) Phobos Control Point Network, Rotation, and Shape // Earth and Planetary Science Letters. 2009. V.09. P.0073.

**О.Н.Андреев, С.А. Антоненко, В.М. Готлиб,
Г.В. Захаркин, В.М. Линкин, А.Н. Липатов,
В.С.Макаров, Б.К. Хайрулин, Л.И. Хлюстова**
Институт космических исследований РАН, Москва

4.19 ЭКСПЕРИМЕНТ «НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА», УЛЬТРАСТАБИЛЬНЫЙ ОСЦИЛЛЯТОР (УСО1)

Эксперимент «Небесная механика» на борту КА «Фобос-Грунт» - это комплексный эксперимент, который выполняется несколькими приборами на борту КА и сетью приемных станций на Земле. В настоящей статье более подробно рассматривается один из приборов, участвующих в Эксперименте, - ультрастабильный осциллятор (УСО1, далее в книге - USO1).

Ультрастабильный осциллятор (УСО1) предназначен для проведения двух научных экспериментов в рамках проекта ФОБОС-ГРУНТ:

- изучения особенностей орбиты спутника Марса Фобоса (эксперимент «Небесная механика»);
- радиопросвечивания ионосферы Марса совместно с китайским спутником YH-1 (эксперимент MROE).

Прибор УСО1 предполагается доставить российским космическим аппаратом сначала на орбиту Марса, а затем на Фобос. На орбите Марса будет проводиться эксперимент MROE, в котором прибор УСО1 будет излучать непрерывные сигналы на двух гармонически связанных частотах: 416,5 и 833 МГц. Мощности излучения порядка 5 Вт на каждой частоте.

После посадки на Фобос во время проведения эксперимента «Небесная механика» прибор УСО1 будет излучать непрерывные сигналы на двух гармонически связанных частотах: 8,4 и 33,6 ГГц. Предполагаемые мощности излучения порядка 1 Вт на каждой частоте. Прием наземными приемниками сигналов прибора USO1 позволит определить относительную скорость и угловые координаты прибора на Фобосе, что даст возможность решить задачи эксперимента.

1. Исходные данные по эксперименту «Небесная механика»

Проект ФОБОС-ГРУНТ в качестве основной задачи предусматривает посадку на поверхность спутника Марса Фобоса космического аппарата, который должен собрать образцы грунта и загрузить их в контейнер возвращаемого на Землю аппарата. Учитывая, что на поверхности Фобоса останется перелетный модуль, в проекте предусмотрены точные траекторные измерения по сигналам, передаваемым на Землю. Особенность этих измерений связана с тем, что Фобос по сравнению с космическим аппаратом является массивным телом, для которого негравитационные поверхностные силы не играют заметной роли. С другой стороны, Фобос - малое космическое тело в сравнении с планетой, например, с Марсом. Поэтому для него многие типы движений на поверхности имеют малую амплитуду и ими также можно пренебречь при точных измерениях дальности и относительной скорости. Это значит, что траекторные измерения в основном связаны с гравитационными силами, и их можно учитывать при оценке параметров орбиты на больших временных интервалах.

Измерения, которые планируется обрабатывать в эксперименте «Небесная механика», следующие:

- дальность между аппаратом на поверхности Фобоса и наземной приемопередающей станцией;
- радиальная компонента скорости (доплеровские измерения);
- угловые координаты передатчика на поверхности Фобоса относительно квазарной системы координат методом VLBI.

Модельные оценки ожидаемых результатов эксперимента показывают (в предположении, что измерения проводятся в течение не менее одного года), что можно определить эволюцию орбиты Фобоса со временем и, таким образом, уточнить время существования Фобоса на орбите.

Возможность учета измерений на больших временных интервалах позволяет более точно определить эфемериды Фобоса и Марса. Для больших астероидов, которые могут проходить вблизи Марса, по возмущениям эфемерид Марса можно уточнить массы этих астероидов. Оценки показывают, что такое уточнение составляет несколько десятков процентов.

Точные траектории измерения, их привязка к динамической системе координат и угловые измерения методом VLBI позволяют надеяться на улучшение связи динамической системы координат с квазарной.

Эксперимент «Небесная механика» потенциально может улучшить оценки неизменности константы всемирного тяготения со временем или дать информацию об ее изменчивости.

По оценкам результаты эксперимента позволят вычислить предел детектирования $\frac{\Delta\alpha}{\alpha} \sim 10^{-11}$ за год измерений.

2. состав и точность измерений

Измерения дальности - измерения выполняются служебной радиосистемой КА, работающей в X-диапазоне. Запросный сигнал дальности посылается с наземной станции, оборудованной большой антенной и передатчиком большой мощности. Оценка точности - единицы метров.

измерения радиальной скорости - измеряется доплеровский сдвиг частоты при приеме на Земле ретранслированного бортом запросного сигнала (служебная система), либо в режиме измерения частоты автономного бортового генератора (беззапросный режим). В этом случае в качестве генератора сигнала, задающего частоту, должен использоваться генератор, обладающий очень высокой стабильностью (УСО1). Оценка точности - доли миллиметров в секунду.

измерение угловых координат - измеряется угловое положение КА относительно квазаров методом интерферометрии с большой базой (VLBI). Наземные станции, участвующие в работе, Европейская сеть VLBI, а также основная российская станция приема - Уссурийск. Возможно участие и других станций (Медвежья Озера, Евпатория, DSN). Для раскрытия неоднозначности может использоваться специальная модуляция излучаемого с борта сигнала.

3. прибор УСО1

Структура прибора УСО1 представлена на рисунке 1.



рисунки 1 Структура прибора УСО1

Прибор УСО1 состоит из следующих блоков (рис.1):

- ультрастабильного задающего кварцевого генератора;
- синтезатора 1-го и 2-го каналов, вырабатывающего сигналы на частотах 416,5 и 833 МГц, который предназначен для проведения эксперимента по радиопросвечиванию;
- усилителя мощности сигналов 1-го и 2-го каналов;
- синтезатора 3-го и 4-го каналов, вырабатывающего сигналы на частотах 8400

и 33600 МГц, который предназначен для проведения эксперимента «Небесная механика»;

- усилителя мощности сигналов 3-го и 4-го каналов;
- четырех антенн, по одной на каждый канал;
- вторичных источников питания.

Основной проблемой создания аппаратуры для проведения эксперимента «Небесная механика» была реализация высокой кратковременной стабильности частоты (порядка $10^{-12}/1$ с), а также разработка высокоэффективных (КПД более 15%) выходных усилителей мощности при малых заданных габаритах и массе.

Далее будут подробно рассмотрены см- и мм- каналы и эксперимент «Небесная механика».

4. построение см- и мм- каналов прибора УС01

структура прибора УС01

На рис.2 представлена структурная схема см- и мм- каналов прибора УС01.

Сигналы формируются с использованием кварцевого опорного генератора, схемы задающего генератора с фазовой автоподстройкой частоты (ФАПЧ), удвоителя частоты, делителя частоты на 2 и усилителей мощности по каждому из каналов.

Прецизионный кварцевый генератор ГК54-ТС, производства фирмы «Морион» (Россия), определяет частотную стабильность прибора УС01. Была реализована кратковременная нестабильность частоты менее $10^{-12}/1$ с (вариация Аллана). Выходная мощность по см- и мм-каналам была не менее 2 и 1 Вт соответственно.

Задающий генератор прибора состоит из ГУН (генератор, управляемый напряжением) на биполярном транзисторе с гетеропереходом и синтезатора на микросхеме ADF4107, производства Analog Devices [Kosov et al., 2004]. Частота задающего генератора - 16,8 ГГц. Частота опорного кварцевого генератора - 5 МГц. После умножения до 20 МГц сигнал кварцевого генератора использовался в качестве опорного для фазового детектора синтезатора частоты.

Предварительный усилитель на микросхеме AMMC5040 удваивал частоту и усиливал сигнал до уровня около 20 дБм. Выходной усилитель на микросхеме APH502 имел выходную мощность около 30 дБм на частоте 33,6 ГГц.

Частота сигнала второго канала - 8,4 ГГц. Сигнал формировался путем деления частоты задающего генератора на 2. По задачам эксперимента сигнал второго канала модулировался по фазе с помощью I-Q модулятора. После модулятора сигнал усиливался до уровня 2 Вт двухкаскадным усилителем мощности.

Кроме того, I-Q модулятор может быть использован (при необходимости) для передачи информации. Для этого в канале 8,4 ГГц введен разъем «Информация».

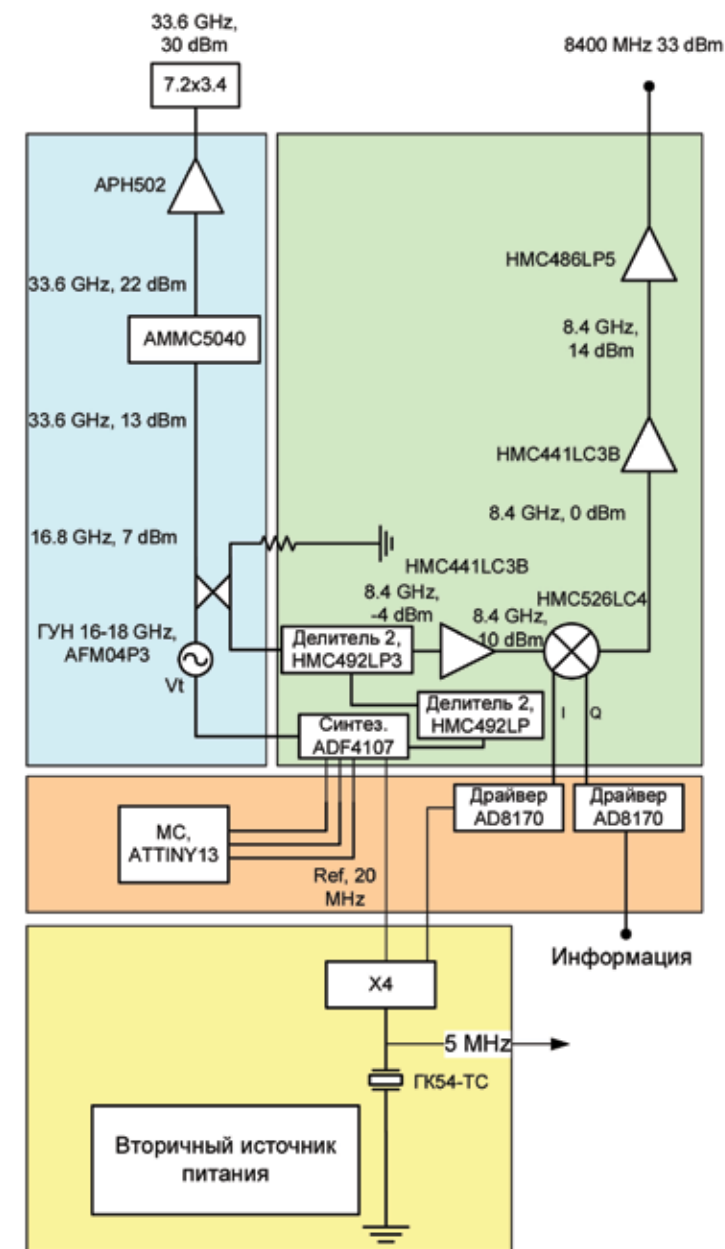
опорный кварцевый генератор

В качестве прецизионного опорного генератора используется кварцевый генератор ГК54-ТС производства фирмы «Морион» (Россия), параметры которого приведены в таблице.

Кратковременная нестабильность частоты (Allan variance) в зависимости от интервала времени представлена на рисунке 3.

схема задающего генератора с фазовой автоподстройкой частоты

Наиболее существенной частью прибора является задающий генератор с фазовой автоподстройкой частоты (ФАПЧ). Генератор разрабатывался на частоту 16,8 ГГц. Для уменьшения фазовых шумов был применен генератор с диэлектрическим резонатором с варакторной перестройкой частоты. В качестве активного элемента использовался биполярный SiGe HBT BFP620F транзистор. Данный транзистор имеет высокую характерную частоту (65 ГГц) и низкий уровень фазовых шумов [Van Naagen, 1998]. Нагруженная добротность генератора (Q_L) около 3 000, диапазон электронной перестройки - около 5 МГц.



рисунки 2 Структурная схема см- и мм- каналов прибора УС01

Зависимость уровня фазового шума генератора без захвата от отстройки приведена на рис.4. Значения фазового шума следующие: -80 дБс/Гц на 1 кГц и -110 дБс/Гц на 10 кГц.

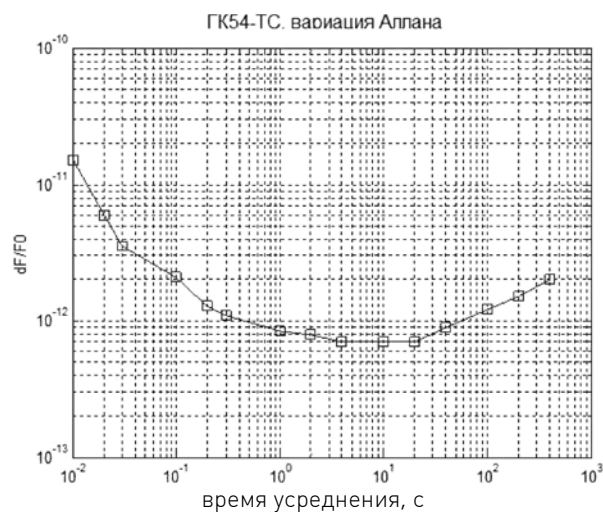


рисунок 3 Кратковременная нестабильность частоты кварцевого генератора ГК54-ТС (Allan variance) в зависимости от интервала времени

основные параметры опорного кварцевого генератора ГК54-ТС

номинальная частота	5,0 МГц
нестабильность частоты от изменения нагрузки	$\leq \pm 2 \cdot 10^{-9}$
нестабильность частоты от изменения напряжения питания	$\leq \pm 1 \cdot 10^{-9}$
кратковременная нестабильность (вариация Аллана) за 1с	$\leq 1 \cdot 10^{-12}$
долговременная нестабильность частоты:	
за день	$\pm 2 \cdot 10^{-10}$
за год	$\pm 3 \cdot 10^{-8}$
за 10 лет	$\pm 1.5 \cdot 10^{-7}$
напряжение питания	12В±5%
потребляемый ток в установившемся режиме	≤ 50 мА
потребляемый ток во время включения	≤ 500 мА
пределы перестройки частоты	$\leq \pm 3 \cdot 10^{-7}$
выходной сигнал	SIN
выходное напряжение на внешней нагрузке в пределах	500...750 мВ
нагрузка	50 Ом±10%
ослабление гармоник	≥ 30 дБ
ослабление субгармоник	≥ 30 дБ
уровень фазовых шумов, при отстройке, не более, дБ/Гц:	
1 Гц	-114
10 Гц	-135
100 Гц	-145
1000 Гц	-155
10000 Гц	-157

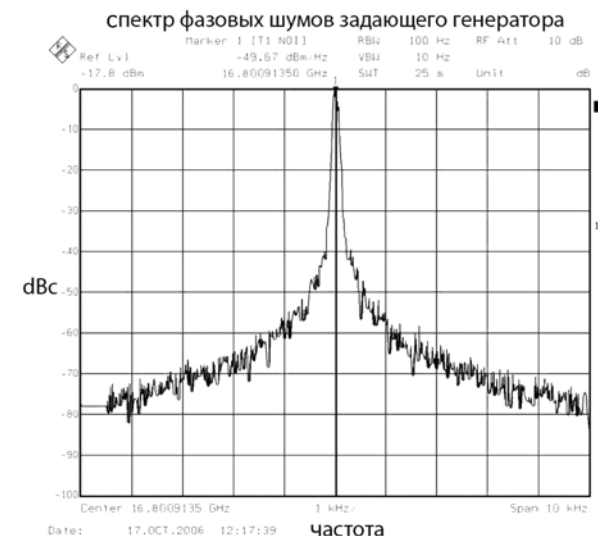


рисунок 4 Уровень фазового шума задающего генератора без захвата

Сигнал задающего генератора захватывался схемой фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ), выполненной на ADF4107 IC. Для петли был выбран пассивный фильтр второго порядка шириной полосы 2 кГц. Схема петли ФАПЧ представлена на рисунке 5. Частота фазового детектора составила 20 МГц. Расчетные значения фазового шума: -86 дБс/Гц на 100 Гц, -85 дБс/Гц на 1 кГц, -108 дБс/Гц на 10 кГц.

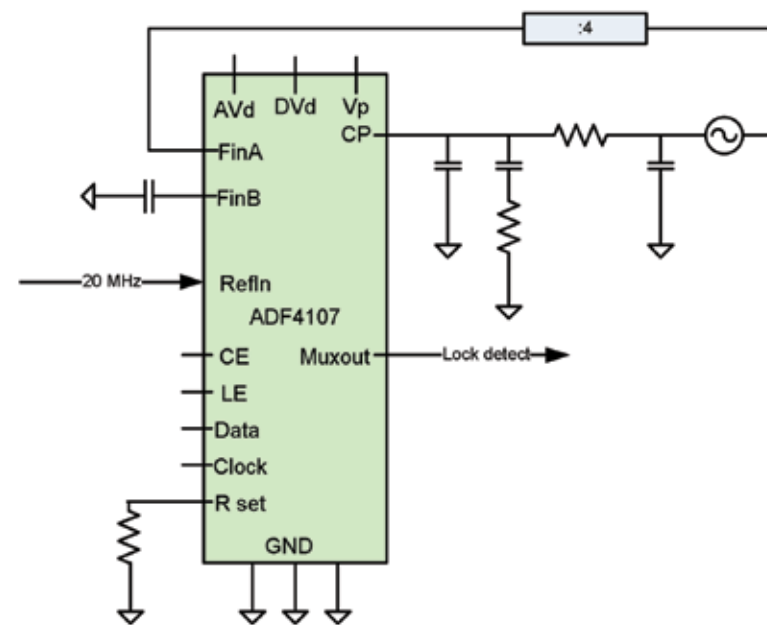


рисунок 5 Схема ФАПЧ задающего генератора

Измерения величины фазовых шумов захваченного петлей ФАПЧ генератора представлены на рисунок 6. Экспериментальные результаты немного хуже расчетных значений, что, возможно, связано с дополнительными шумами опорного генератора и схемы умножения частоты опорного генератора. Более подробно схемы задающего генератора и ФАПЧ описаны в работах [Kosov et al., 20016, 2005].

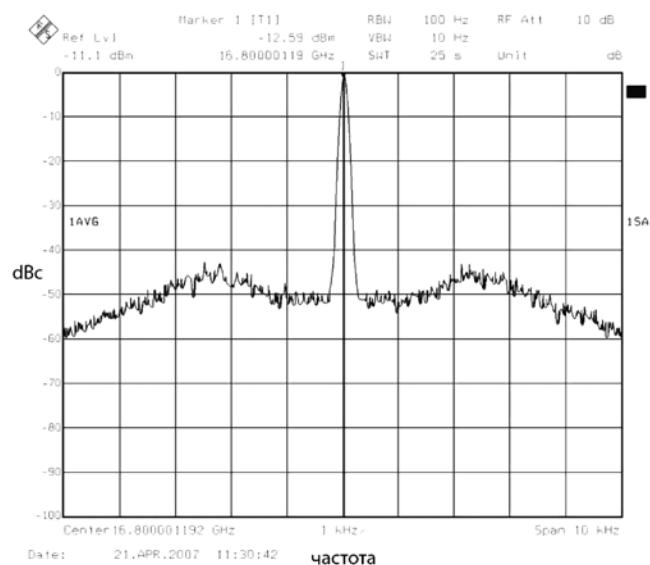


рисунок 6 Результаты измерения фазового шума задающего генератора в захвате схемой ФАПЧ

Для проведения эксперимента «Небесная механика» основополагающим параметром прибора УС01 является ширина спектра излучаемого сигнала. Для обеспечения необходимого отношения сигнал/шум при приеме сигнала прибора УС01 на Земле требуется, чтобы спектральная ширина излучаемого сигнала была не более 0,1 Гц. Результаты измерения спектра сигнала по каналу 8,4 ГГц представлены на рисунок 7 а, б.

Спектр сигнала измерялся анализатором спектра FSEK30 с максимально возможным разрешением (RBW = 1 Гц). Измерения показывают, что ширина спектральной линии сигнала на частоте 8,4 ГГц существенно меньше 1 Гц (ширина спектральной линии равна аппаратной). Если ширина линии определяется фазовыми шумами опорного кварцевого генератора (см. таблицу), то предполагаемая ширина линии по уровню -3 дБ на частоте 8,4 ГГц будет около 0,03 Гц.

конструкция передатчика

Двухканальный передатчик прибора УС01 приведен на рисунке 8. Размеры передатчика составляют 50x40x8 мм. Масса передатчика не превышает 100 г.

Передатчик имеет два выхода. Для выходного сигнала Ка-диапазона применен волноводный выход; для выходного сигнала Х-диапазона используется коаксиальный разъем типа SMA. Имеется коаксиальный разъем для подачи опорного сигнала.

Прибор УС01 без антенн UHF-каналов представлен на рисунке 9. Печатные антенны см- и мм- диапазонов установлены на боковой поверхности прибора (рисунок 9).

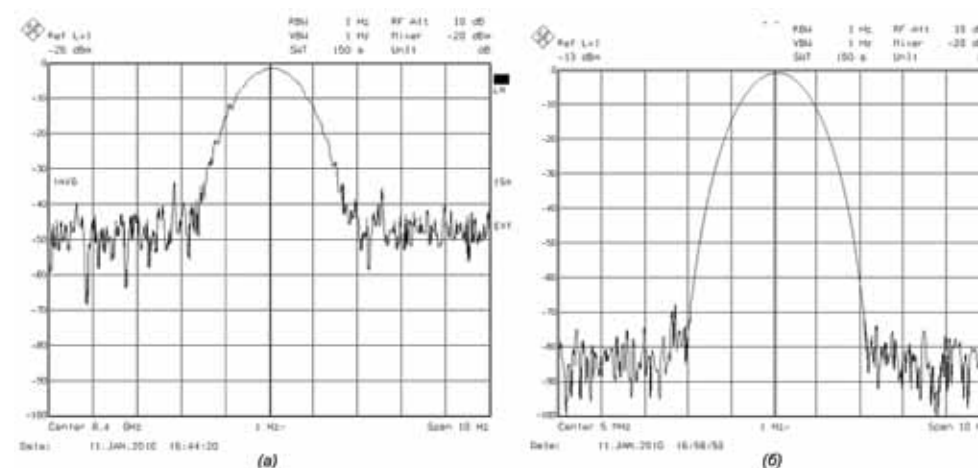


рисунок 7 Спектр сигнала прибора УС01 по каналу 8,4 ГГц: а – измеренный спектр; б – аппаратная функция анализатора спектра FSEK30

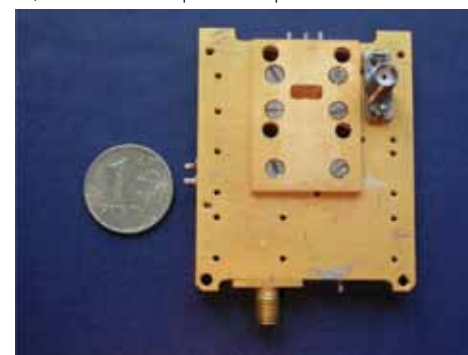


рисунок 8 Внешний вид двухканального передатчика прибора УС01, см- и мм-каналы

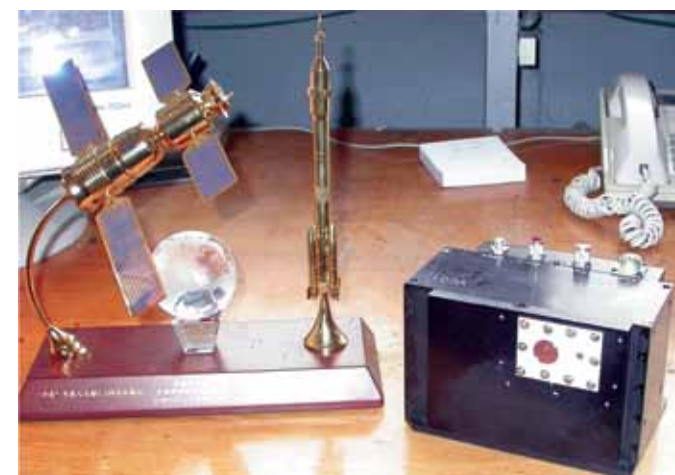


рисунок 9 Прибор УС01 без антенн UHF-диапазона

антенны прибора УСО1 см- и мм-каналов

Антенна на частоту 8,4 ГГц выполняется по печатной технологии на материале RO4350. Антенна с круговой правой поляризацией показана на рис.10, изготавливается на тонкой (0,5 мм) подложке и укрепляется на боковой стенке прибора УСО1. Расчётные значения диаграммы направленности и коэффициента отражения антенны приведены на рисунке 11 а, б.

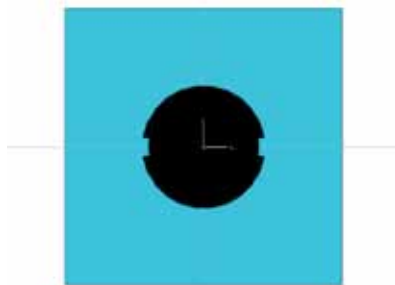


рисунок 10 Топология печатной антенны см-диапазона длин волн

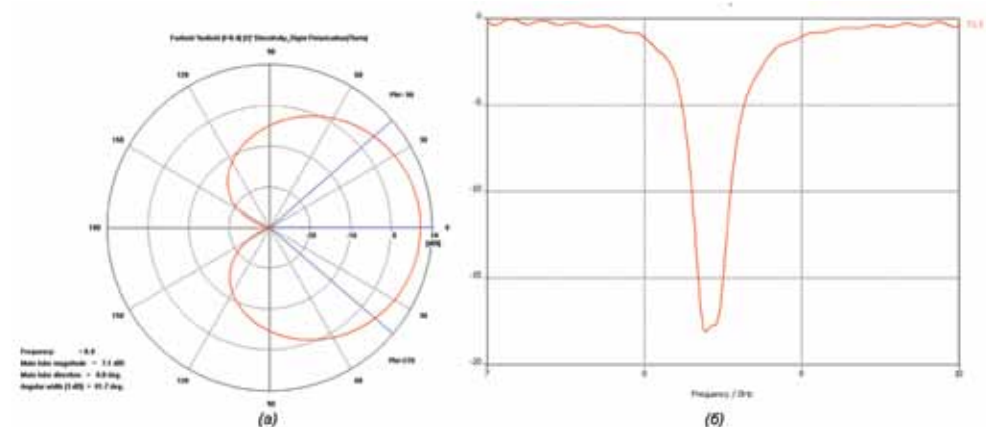


рисунок 11 Расчётные параметры антенны: а – диаграмма направленности; б - частотная характеристика

Основные электрические параметры антенны см-диапазона:

Частота	8,4 ГГц
Коэффициент усиления G.....	7,1 дБ
Угловая ширина диаграмма направленности уровню G=3 дБ.....	82°
Полоса пропускания по уровню $S_{11}=-10$ дБ (КСВН=2).....	2,9%
Полоса пропускания по уровню аксиального отношения AR=10 дБ.....	2,4%

Антенна на частоту 33,6 ГГц выполняется в виде рупора на волноводе квадратного сечения. Для получения круговой поляризации излучения в волновод вводится тонкая диэлектрическая пластина (рисунок 12), дающая сдвиг фаз 90° между ортогональными компонентами электромагнитного поля. Волновод выходит на боковую стенку прибора УСО1 и закрывается тонкой диэлектрической заглушкой.

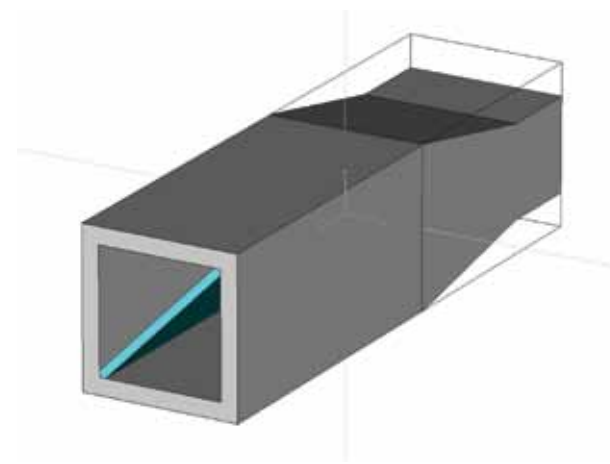


рисунок 12 Рупорная антенна мм-диапазона длин волн

Расчётные диаграмма направленности и коэффициент отражения приведены на рисунке 13.

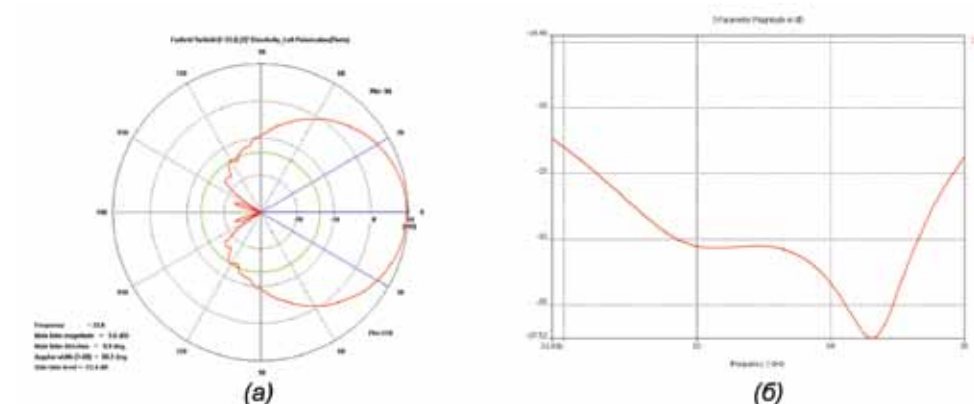


рисунок 13 Расчётные параметры антенны: а – диаграмма направленности; б - частотная характеристика

Основные электрические параметры антенны мм-диапазона:

Частота	33,6 ГГц
Коэффициент усиления G	9,6 дБ
Угловая ширина диаграмма направленности уровню G=3 дБ.....	60°
Полоса пропускания по уровню $S_{11}=-10$ дБ (КСВН=2).....	8%
Полоса пропускания по уровню аксиального отношения AR=10 дБ.....	2,4%

заключение

Бортовой четырехканальный ультрастабильный генератор был разработан и исследован. Выходные частоты УСО1: 416,5 и 833 МГц; 8,4 и 33,6 ГГц. Выходные сигналы прибора с помощью схемы ФАПЧ синхронизировались прецизионным кварцевым генератором. Выходная мощность по каналу 33,6 ГГц была около 1 Вт, по каналу 8,4 ГГц - около 2 Вт. Полное потребление прибора при работе данных

двух каналов составляло не более 20 Вт. Полная масса прибора - не более 650 г. Долговременная нестабильность частоты - не более $\pm 2 \cdot 10^{-10}$ за день, $\pm 3 \cdot 10^{-8}$ за год, $\pm 1,5 \cdot 10^{-7}$ за 10 лет. Кратковременная нестабильность частоты - не более 10^{-12} за время 1 с.

Авторы выражают благодарность лаборатории № 34 ФГУП «Пульсар» и ее руководителю В.М. Вальд-Перлову за большую помощь в создании прибора УСО1.

литература

Kosov A. et al. (2004) The Ka-band Voltage Control Oscillator with Linear Frequency Tuning // Proceeding of the CriMiCo2004 Microwaves Conference, Sevastopol, 13-17 September, 2004. P. 106-107.

Kosov A.S., Vald-Perlov V.M., Zotov V.A., Skulachev D. P. (2004) The Master Oscillator for Ka-band Communication Systems // Proc. of the CrMiCo-2004, Sevastopol, Sept. 13-17, 2004. P. 108-109.

Kosov A.S., Vald-Perlov V.M., Zotov V.A., Skulachev D. P. (2005) The Local Oscillator for VLBI Radioastron Project Receiver // Proc. of the CrMiCo-2005, Sevastopol, Sept. 11-15, 2005. P. 123-124.

Van Haaren Bart, Regis M., Llopis O., Escotte L., Gruhle A., Mahner C., Plana R., Graffeuil J. (1998) Low-Frequency Noise Properties of SiGe HBT's and Application to Ultra-Low Phase-Noise Oscillators // IEEE Trans. Microwave Theory Tech., May, 1998. V. 46. P. 647-652.

**А.С. Косов, В.М. Готлиб, В.А. Зотов, В.В. Корогод,
В.М. Линкин, Д.П. Скулачев, И.А. Струков**
Институт космических исследований РАН, Москва

РОССИЙСКО-КИТАЙСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО РАДИОПРОСВЕЧИВАНИЮ ИОНОСФЕРЫ МАРСА (MROE)

Эксперимент по радиопросвечиванию марсианской ионосферы (MROE) основан на измерениях разности частот между двумя сигналами, проникающими в марсианскую ионосферу. Два когерентных радиосигнала с частотами примерно 400 и 800 МГц излучаются передатчиком на искусственном спутнике Марса в космическом аппарате (КА) «Фобос-Грунт» и принимаются на китайском спутнике Марса – Ying Huo-1 (YH-1). Относительная разность частот между двумя сигналами будет отражать свойства марсианской ионосферы. Приборы, установленные на российском аппарате «Фобос-Грунт» и китайском спутнике YH-1, позволят измерять смещение частоты между двумя сигналами вплоть до расстояний 30 000-50 000 км между двумя спутниками.

Начальная околомарсианская орбита КА «Фобос-Грунт» будет иметь высоту перицентра около 800 км и апоцентра ~65 000 км. Для реализации эксперимента в магнитосфере Марса российская сторона обеспечивает ориентацию КА «Фобос-Грунт» в направлении на YH-1 на протяжении 20 мин.

1. научные задачи. эксперимент по наблюдению радиозатмения на борту спутников на экваториальной орбите около Марса

Состояние проблемы

Марсианская ионосфера исследовалась, главным образом, с помощью радиозатменных экспериментов. Данные ранних наблюдений радиозатмений были получены только в диапазоне зенитных углов Солнца (SZA) от 45 до 127° благодаря специфике геометрии этих экспериментов («Маринер- 4 [1965], 6, 7 [1969], 9» [1971; 1972]; «Марс- 2, 3, 4, 6 и 7» [1972-1975]; Viking-1 и 2 [1976-1978]). Имеется всего два измерения на спускаемых на поверхность Марса посадочных модулях аппаратов Viking-1 и 2 при зенитных углах SZA = 37...530° [Hanson, Mantas, 1988]. Протяженность марсианской ионосферы по высоте не превышает 350 км. Орбитальные аппараты указанных выше марсианских миссий никогда не опускались на высоты ниже, чем 1000...850 км.

Серия экспериментов по наблюдениям радиозатмений проведена в 1998 г. на американском аппарате Mars-Global Surveyor, европейском аппарате Mars-Express, в обеих миссиях орбиты аппаратов в некоторых случаях оказывались ниже верхней границы марсианской ионосферы. Это позволило выработать новый подход и получить новые представления о структуре марсианской атмосферы/ ионосферы и роли магнитных полей в их формировании и взаимодействии с солнечным ветром (СВ).

Широтно-долготная карта расположения экспериментов по радиозатмению американского аппарата MGS, запущенного на почти полярную орбиту, показана на рисунке 1 и свидетельствует, что все они концентрируются вблизи северного полюса. Имеется немногим более чем 100 высотных профилей электронной концентрации, которые получены в довольно высоких широтах Южного полушария (рисунок 1.). Длительное и непрерывное мониторингирование марсианской ионосферы вблизи северного полюса позволило исследовать эффекты космической погоды и их влияние на ионосферу и термосферу, не защищенную от воздействия СВ локальными магнитными аномалиями.

В отсутствие магнитных аномалий СВ обтекает марсианскую ионосферу по типу того, как это наблюдается у немагнитной планеты Венера (рисунок 2 – Северное полушарие).

Таким образом, форма препятствия СВ усложняется при наличии локализованных областей сильных магнитных аномалий, расположенных главным образом в Южном полушарии Марса [Acuna et al., 1999]. Они наблюдаются на высотах вплоть до нескольких сот километров выше номинальной верхней границы ионосферы – ионопаузы - и имеют горизонтальные масштабы тоже порядка нескольких сотен километров. Намагниченный и возмущенный ударной волной СВ должен отклоняться этими гигантскими трубками, как это показано на схеме внизу на рисунке 2.

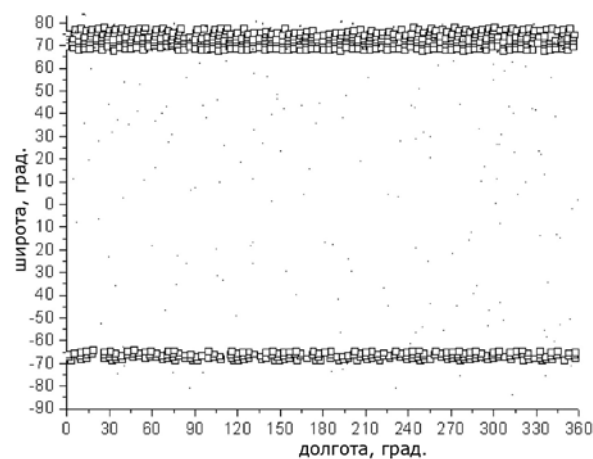


рисунок 1 Локализация радиозатменных экспериментов на аппарате MGS, запущенном на почти полярную орбиту [Krymskii et al., 2002]

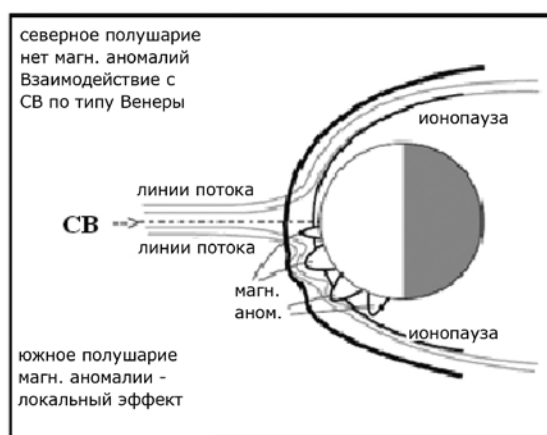


рисунок 2 Схема отклонения магнитными аномалиями солнечного ветра вокруг планеты. В Северном полушарии силовые линии ММП охватывают верхнюю границу ионосферы – ионопаузу. В Южном полушарии нижайшая силовая линия приподнимается на большие высоты и следует вдоль границ мини-магнитосфер, обтекая их. МНВ – граница магнитного барьера представляет собой постоянное свойство картины обтекания Марса СВ. Она располагается вниз по течению от ударной волны и перед ионопаузой

Магнитные аномалии на Марсе, главным образом локализующиеся в Южном полушарии, привели к формированию крупномасштабных и мелкомасштабных мини-магнитосфер. Крупномасштабные мини-магнитосферы защищают ионосферу Марса от проникновения СВ вплоть до высот 400 км и образуют области между мини-магнитосферами типа клефтов-каспов, подобных земной магнитосфере. СВ проникает в каспы в глубокие слои атмосферы и может ионизовать и разогревать их, а также увеличивать концентрацию электронов в ионосфере и вызывать свечение атмосферы [Breus et al., 2005] (рисунок 3).

Магнитные силовые линии магнитных аномалий могут пересоединяться с магнитными силовыми линиями межпланетного магнитного поля (ММП) и обтекать

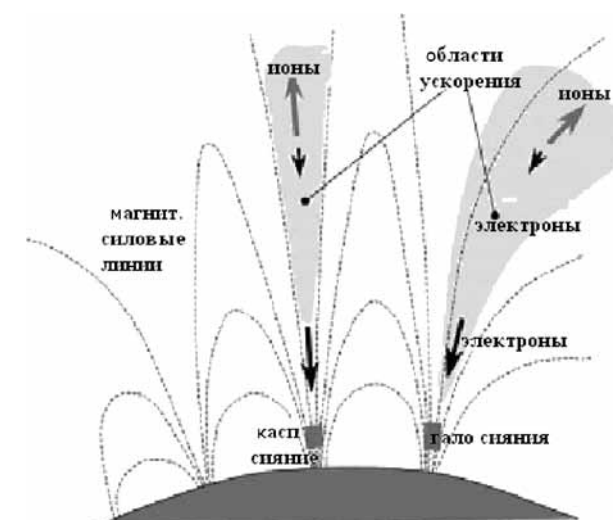


рисунок 3 Ожидаемые наблюдения свечения атмосферы в области каспов-клефтов, находящихся между магнитными аномалиями и гало таких свечений, при этом могут охватываться крупномасштабные области магнитных аномалий [Lundin et al., 2006]. Именно подобная ситуация была обнаружена на MEX [Bertheau et al., 2005] как раз в области каспа, выявленного в работе [Krymskii et al., 2002]

(обволакивать) мини-магнитосферы. Основания самых внешних в этом процессе силовых линий ММП уходят в области оснований каспов. Во время пересоединения эти «открытые» силовые линии контролируют потоки заряженных частиц как внутрь каспа, так и из него в СВ, так что высыпание частиц СВ в ионосферу Марса может происходить вблизи магнитно-сопряженных областей. Структура мини-магнитосфер и магнитных аномалий, таким образом, влияет на топологию магнитно-сопряженных областей в ионосфере Марса.

Солнечный ветер, следуя вертикальным магнитным силовым линиям, пересоединяющимся с магнитными аномалиями, нагревает, как уже отмечалось, атмосферу в области каспов, и затем эти области нагрева атмосферы расширяются.

В частности, анализ данных «Маринера-9» показал, что марсианская атмосфера была существенно горячее вблизи областей потенциальных каспов мини-магнитосфер [Ness et al., 2000].

Верхняя граница области фотохимического равновесия в ионосфере, в которой повышена температура нейтральной атмосферы, начинает подниматься и локализуется существенно выше номинальной высоты 180 км в немагнитной ионосфере. Шкала высот нейтральной атмосферы в области фотохимического равновесия становится примерно равной шкале высот диффузионного равновесия и превосходит среднее значение шкалы высот в остальной ионосфере Марса, то есть высотный профиль электронной концентрации видоизменяется.

Кроме того, проникающий в каспы СВ (рисунок 4) может ионизовать нейтральную атмосферу вплоть до самой поверхности Марса, и электронные профили также могут иметь в этом случае особенный вид. Все эти неожиданные для обычной ионосферы особенности в ионосфере Марса создаются присутствием магнитных аномалий, и это следует учитывать при проведении предполагаемых экспериментов: в областях магнитных аномалий могут быть трудности с интерпретацией данных наблюдения радиозатмения, которое, как известно, предполагает сферическую симметрию отдельных слоев ионосферы при построении профиля электронной концентрации.

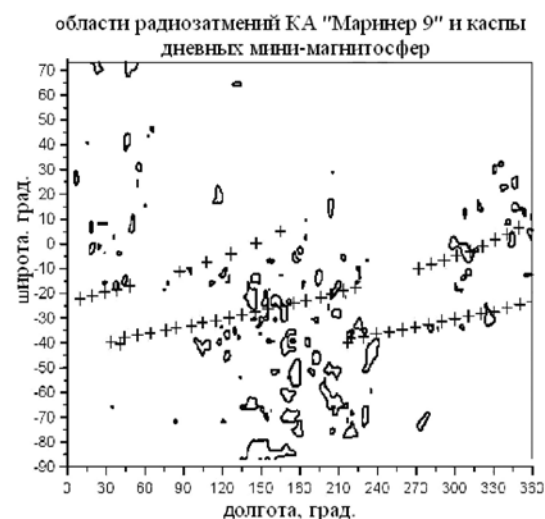


рисунок 4 Области «каспов» в Южном полушарии по данным аппарата MGS (области, обведенные черной линией), где происходит высыпание частиц СВ и нагрев нейтральной атмосферы. Крестиками показаны точки наблюдения радиозатмений КА «Маринер-9» [Krymskii et al., 2002]

По контрасту с экспериментами на аппарате MGS, рассматриваемые эксперименты покрывают обширную область широт, включая экваториальные районы и Южное полушарие, где располагаются магнитные аномалии. Однако длительное мониторингирование марсианской ионосферы – термосферы на фиксированных широтных интервалах было невозможно, за исключением только области между -90 и -60° Северной широты (рисунок 5).

Очевидно, что подсолнечная и полуночная области марсианской ионосферы никогда не были исследованы в предшествовавших миссиях.

Ионосфера Марса вблизи экватора остается чрезвычайно слабо изученной, несмотря на то, что эксперименты по радиозатмению Mariner-9, Viking-1 и 2 уже уста-

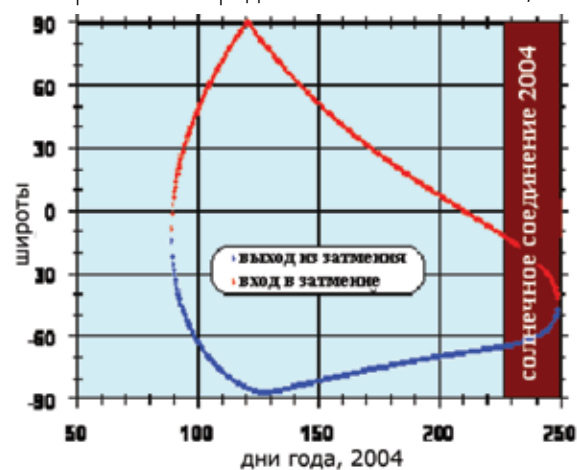


рисунок 5 Покрывание марсианской ионосферы во время длительных и непрерывных серий мониторингирования в предыдущих миссиях

новили некоторые особенности взаимодействия солнечного ветра с планетой.

С помощью орбиты, предложенной для планируемого нами эксперимента, совместно со спутником УН-1, подсолнечная область ионосферы Марса и ночная экваториальная ионосфера будут исследованы практически впервые в истории исследований этой планеты и ее плазменной оболочки.

2. обзор основных концепций эксперимента

теоретическое рассмотрение

Метод наблюдения радиозатмения позволяет получить вертикальный профиль распределения плотности нейтральной атмосферы и ионосферы по данным о частоте и амплитуде радиосигналов, которые связывают КА с принимающей станцией на Земле или два КА, определенным образом расположенные вблизи планеты. По мере того как КА движется по орбите вокруг Марса, радиолуч сигнала, связывающего аппарат с земным терминалом, или специально направленный на другой КА, начинает проникать в планетную атмосферу. Это приводит к изменению частоты сигнала, вызванному изменением диэлектрической проницаемости атмосферы. Одновременно с этим изменение амплитуды радиосигнала связано с рефракцией (изменением показателя преломления с высотой). В действительности, метод радиозатмения позволяет определить угол рефракции ξ компоненты, имеющей доплеровское смещение частоты f_i , при помощи уравнения:

$$\xi \propto \frac{c f_i}{v f} \quad (1)$$

Здесь v – скорость КА, c – скорость света и f – несущая частота сигнала. Другим параметром является производная $d\xi/dp$, где p – прицельное расстояние радиолуча. Относительные вариации амплитуды сигнала X связаны с этой производной соотношением

$$\frac{d\xi}{dp} \propto \frac{X-1}{X} \quad (2)$$

Если предположить, что атмосфера сферически симметрична, имеется интегральное соотношение между прицельным расстоянием, углом рефракции или его производной и зависимостью от радиального расстояния преломляющей способности $\varepsilon(r)$. Это соотношение подобно интегральному уравнению Абеля и имеет приближенное аналитическое решение:

$$\varepsilon(r) - 1 = \frac{2}{\pi} \int_r^\infty \frac{\xi(p) dp}{\sqrt{p^2 - r^2}} \quad (3)$$

$$\varepsilon(r) - 1 = -\frac{2}{\pi} \int_r^\infty \operatorname{arch}\left(\frac{p}{r}\right) \frac{d\xi}{dp} dp \quad (4)$$

Угол рефракции или его производная от прицельного расстояния зависят от концентрации ионосферы и тропосферы. Разделение этих двух эффектов опирается на тот факт, что они проявляют себя в различное время и определенной очередности при движении КА по орбите. На нисходящей части орбиты (во время входа КА в затмение) радиосигнал проникает сначала в ионосферу и затем попадает в тропосферу. На восходящей части орбиты (выходе из затмения) этот порядок изменяется на противоположный. Показатель преломления равен $\varepsilon < 1$ для ионосферы, в то время как для термосферы $\varepsilon > 1$. Таким образом, соответствующие участки доплеровского смещения частоты имеют различный знак, что помогает оценить вклады ионизованной и нейтральной части планетной атмосферы.

Некоторые эксперименты по радиозатмению осуществляются в двухчастотном варианте и имеют две линии связи с различными когерентными частотами [Ва-

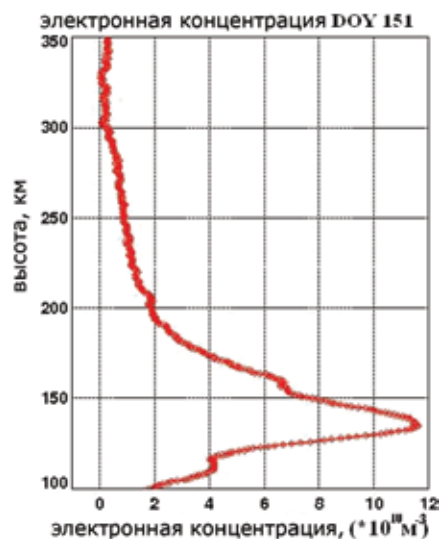


рисунок 6 Типичный профиль электронной концентрации в марсианской ионосфере, полученный по данным радиозатмения эксперимента MaRS на аппарате MEX в день DOY 151

силев и др., 1975; Patzold et al., 2005], что позволяет разделить ионосферные и тропосферные вклады с большой определенностью. Если можно выделить эффект вклада ионосферы, то

$$\varepsilon(r) - 1 = -\frac{4\pi e^2}{m\omega^2} N(r), \quad (5)$$

где e – заряд электрона, m – его масса, ω – круговая частота сигнала и $N(r)$ – электронная концентрация. Тогда уравнения [3] и [4] можно конвертировать в уравнения для определения электронной концентрации.

Эксперименты по радиозатмению осуществлялись, как уже отмечалось, во многих космических миссиях [Kliore et al., 1992; Fjeldbo, Eshleman, 1968; Колосов и др., 1975; Васильев и др., 1975; Hinson et al., 1999], и этот метод становится стандартным для исследования планетных ионосфер. Предполагается, что атмосфера сферически симметрична в определенной локальной области порядка нескольких сотен километров, именно там, где распространяется сигнал, в остальных областях это не необходимое требование. Это предположение позволяет получить профиль электронной концентрации, зависящий от зенитного угла Солнца и от локальных магнитных аномалий.

Космические аппараты Mars-Express (MEX) и Mars Global Surveyor (MGS) зондировали ионосферу Марса при различных версиях передачи сигнала. На MGS в полосе X посылался и принимался на Земле сигнал с частотой 8423 МГц, произведенный от ультрастабильного осциллятора (USO), который и служил уровнем

отсчета частоты на борту КА со стабильностью порядка $\frac{\Delta f}{f} \approx 10^{-13}$ для суммар-

ного времени от 3 до 100 с. На MEX (рисунок 6) использовался двухчастотный вариант с двумя когерентными частотами в диапазоне полос X (8400 МГц) и S (2300 МГц).

Вклад нейтральной атмосферы в $\varepsilon(r) - 1$ практически не зависит от сигнальной частоты, в то время как вклад плазмы изменяется как $1/f^2$. Следовательно, полоса X менее чувствительна к ионизации, чем полоса S – примерно на фак-

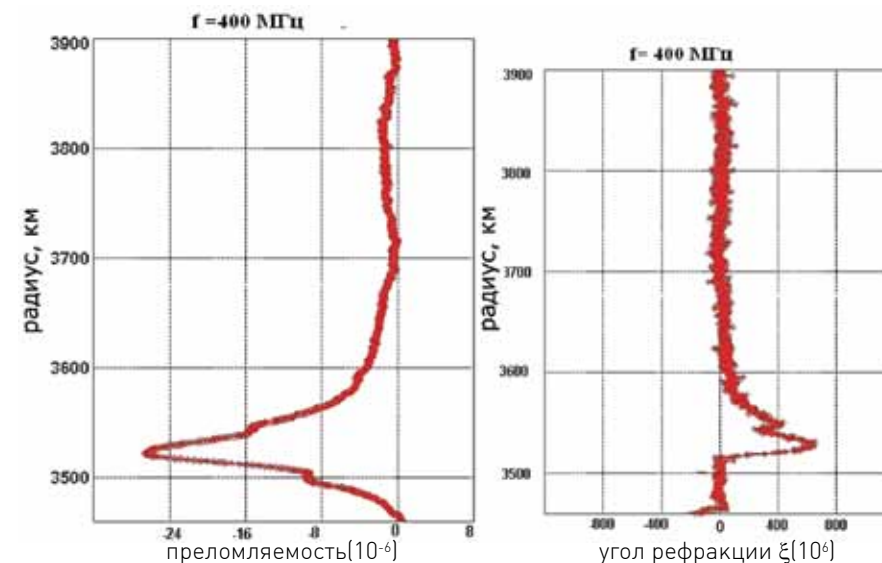


рисунок 7 Преломляющая способность (слева) и соответствующий угол рефракции ξ (справа)

тор $\left(\frac{f_s}{f_x}\right)^2$, и предполагает исследование атмосферы. Двухчастотные эксперименты позволяют в принципе более точно определить эффекты ионосферной плазмы, анализируя разность $\varepsilon(r) - 1$ [зависящую от частоты] для обоих частот сигнала [Васильев и др., 1975; Patzold et al., 2005].

спецификация частот, предложенных для эксперимента MROE между КА «Фобос–Грунт» и УН-1

Для определения смещения остаточной частоты в случае сигнала 400 МГц преломляющая способность в атмосфере – ионосфере $\varepsilon(r) - 1$ должна быть сначала рассчитана с использованием уравнения (5). В качестве иллюстрации на рис. 6. приводится высотный профиль электронной концентрации $N(r)$, полученный по данным эксперимента MaRS (MEX) – DOY 151, и с использованием стандартной модели $N_n(r)$ марсианской нейтральной атмосферы [Bougher et al., 1999].

Показатель преломления приведен с левой стороны рис. 7, а угол рефракции – с правой стороны.

Далее, как следует из (1), смещение остаточной частоты $f_i \propto f \xi \frac{v}{c}$ пропорцио-

нально углу рефракции ξ и величине относительной скорости между спутниками v , зависящей от относительного положения спутников и фазы орбитального движения в период проведения эксперимента.

Следовательно, в противоположность преломляющей способности и углу рефракции, смещение остаточной частоты f_i может существенно изменяться от орбиты к орбите.

Помня о том, что в предложенном эксперименте радиозатмения между спутниками типичная величина относительной скорости между спутниками порядка 3...5 км/с, можно заключить, что для частоты сигнала 400 МГц смещение остаточной частоты f_i должно не превышать 3...4 Гц, если высотный профиль угла рефракции ξ таков, как на рисунке 7.

Представленные расчеты проведены для дневной стороны планеты. Если радиозатмение наблюдается на ночной стороне или близко к терминатору, точ-

ность оценок [3] и [4], опирающихся на предположение о сферической симметрии атмосферы, должна быть пересмотрена, если принимать во внимание мини-магнитосферы Марса вблизи экватора, которые будут искажать сферическую симметрию. Этот учет будет сделан позднее в процессе разработки алгоритма обработки и интерпретации данных.

задачи эксперимента MROE на КА «Фобос-Грунт» и УН-1

Космический аппарат, запущенный на почти экваториальную орбиту вокруг Марса, может позволить осуществить длительное и непрерывное мониторингирование марсианской ионосферы-термосферы вблизи экватора, для того чтобы исследовать эффекты космической погоды в этих особых областях марсианской поверхности, где концентрируются магнитные аномалии:

- выявление различий в эффектах космической погоды в областях ионосферы, защищенных от воздействия солнечного ветра магнитными аномалиями и в Северном полушарии, где практически нет магнитных аномалий; эта цель может быть достигнута сопоставлением радиозатменных данных MGS и предлагаемого эксперимента;
- более детальное исследование эффектов как глобальных, так и локальных пылевых бурь в термосфере-ионосфере Марса; для получения плотности нейтралов в термосфере будет использован новый метод, позволяющий осуществлять прямые расчеты этого параметра из высотного профиля электронной концентрации; эти исследования предполагают также сравнительный анализ данных аппарата «Маринер-9» и предлагаемого эксперимента;
- в целом предлагаемый эксперимент позволяет исследовать, каким образом различные физические факторы, такие как солнечная радиация, высокоскоростные потоки СВ, CMEs (корональные инжекции массы), мини-магнитосферы и пересоединение межпланетного магнитного поля и полей магнитных аномалий на Марсе, а также пылевые бури, могут контролировать состояние марсианской околоэкваториальной ионосферы-термосферы; кроме того, может быть оценено воздействие этих факторов на потерю марсианской атмосферы в период катастрофических бомбардировок астероидами и в период, когда перестало «работать» марсианское динамо (в течение последних 4...4,5 млрд лет).

3. баллистический сценарий эксперимента MROE

Баллистический сценарий эксперимента MROE показан на рисунке 8.

Когда КА «Фобос-Грунт» находится на орбите, основной луч антенн передатчика USO-1 ориентирован в антисолнечном направлении, так что во время реализации эксперимента MROE основной луч приемника антенн КА УН-1 должен быть ориентирован в сторону КА «Фобос-Грунт» (в сторону Марса и в солнечном направлении). Если будет реализован режим переориентации КА «Фобос-Грунт» в направлении на КА УН-1, возможно проведение эксперимента и на других участках орбиты.

Эксперимент возможен, только когда КА «Фобос-Грунт» находится в орбитальном движении и невозможен, когда последний опустится на поверхность Фобоса, противоположную видимой стороне Марса.

4. технический сценарий эксперимента MROE

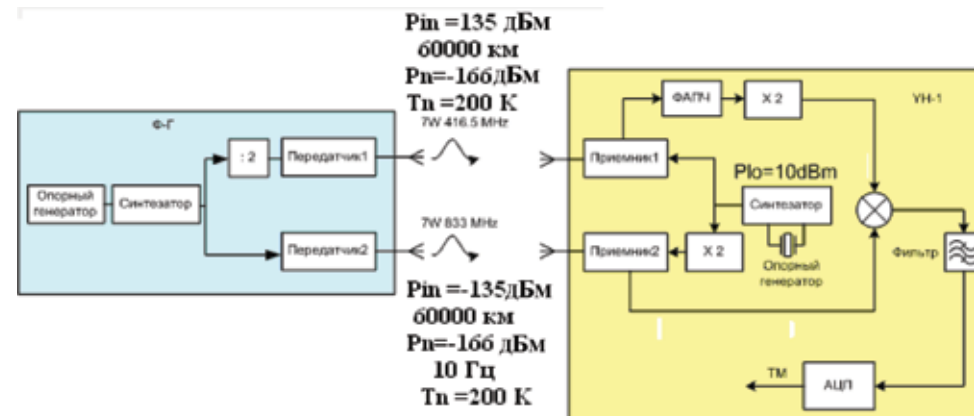
Структурная схема реализации эксперимента MROE показана на рисунке 9. В части эксперимента, относящейся к КА «Фобос-Грунт», используются два дополнительных передатчика на когерентных частотах - 416,5 и 833 МГц, в части эксперимента на КА УН-1 - два приемника на тех же когерентных частотах.

Благодаря сигналам на двух когерентных частотах возможно вычесть доплеровское смещение принимаемого сигнала и выявить эффекты марсианской атмосферы. Выходной сигнал принимаемого устройства фильтруется, оцифровывается и передается в телеметрическую систему КА УН-1 для дальнейшей передачи на Землю.

В части эксперимента на КА «Фобос-Грунт» используется прибор USO и двух-



рисунк 8 Положения КА «Фобос-Грунт» и КА УН-1 во время экспериментов MROE



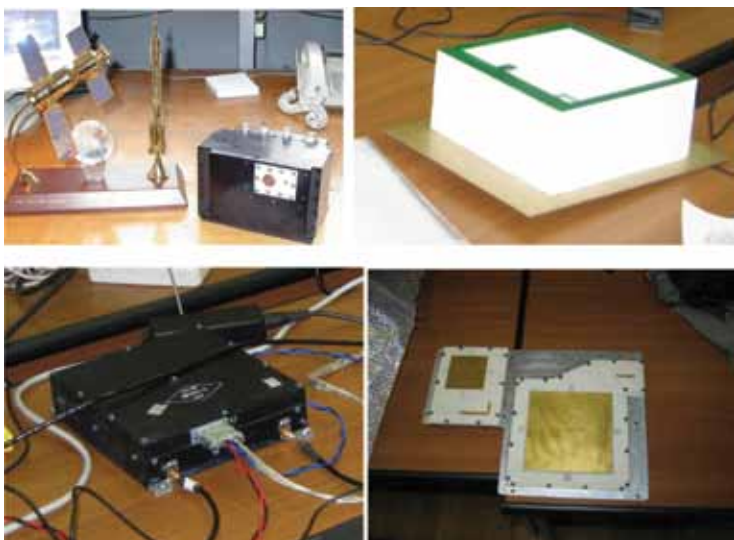
рисунк 9 Техническое описание аппаратуры MROE

частотная антенна диапазона UHF. На рисунке 10 в верхней части показаны прибор USO и UHF антенна; приемник и антенна, установленные на КА УН-1, показаны на рис.10 в нижней части.

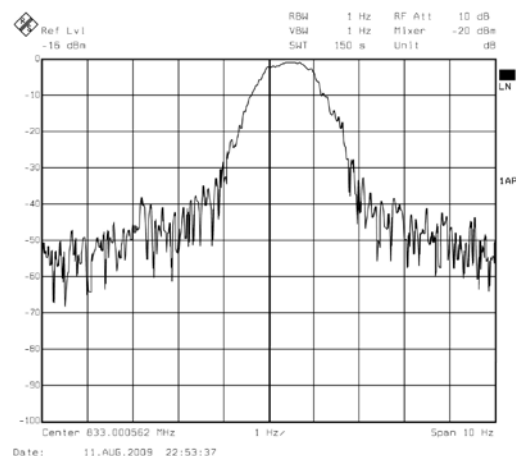
Благодаря высокому качеству кварцевого осциллятора прибора USO передаваемый сигнал имеет очень высокие спектральные характеристики. На рис.11 показан спектр сигнала на частоте 833 МГц, генерируемого прибором USO.

Спектр измерялся с помощью спектрального анализатора FSEK30 с разрешением 1 Гц, так что реальная ширина спектра сигнала на частоте 833 МГц существенно меньше, чем 1 Гц. Расхождение частоты сигнала для летного и запасного образцов не превосходит 500 Гц.

На КА «Фобос-Грунт» устанавливается двухчастотная спиральная антенна для излучения сигнала. Антенна имеет круговую правую поляризацию для каждого сигнала. Выходная мощность UHF-передатчиков составляет примерно 7 Вт для каждого. В таблице1 приведены основные характеристики антенны.



рисунки 10 Внешний вид прибора USO и UHF – двухчастотной антенны (сверху). Приемник и антенна, установленные на YH-1, показаны на рисунке внизу



рисунки 11 Спектр сигнала на частоте 833 МГц

5. технические параметры и энергетика радиоканала

Технические параметры и энергетика радиоканала даны в таблице 2.

Приведенные параметры являются предварительными (если не будет возможности переориентировать КА «Фобос–Грунт» и YH-1) и относятся к расстоянию связи 30 000 км и относительной скорости $\leq \pm 3$ км/с.

Таким образом, данные таблицы 2 показывают, что атмосферные эффекты могут быть выявлены на расстоянии 30 000 км с отношением $S/N \geq 23$ дБ.

При ориентации КА «Фобос–Грунт» в направлении КА YH-1 коэффициент усиления антенн КА «Фобос–Грунт» больше, чем указано в таблице, и реальная дальность проведения эксперимента MROE будет больше.

таблица 1 Основные электрические параметры антенны

частота, МГц	416,5	833
усиление антенны G, дБ	6,4	7,2
ширина диаграммы направленности по уровню -3 дБ, град.	73	66
КСВН* на центральной частоте	1,5	1,7
полоса частот по уровню КСВН<2, %	17,5	20
эллиптичность в полосе частот на краю диаграммы направленности, дБ	<6	<6
масса антенны без элементов крепления к КА, г	780	

* КСВН – коэффициент стоячей волны напряжения

таблица 2 Технические параметры и энергетика радиоканала

КА «Фобос–Грунт»			КА YH-1		
частота $G \pm 60$, МГц	416,5	833	частота, МГц	416,5	833
усиление антенны G, дБ	3	3	усиление антенны G, дБ	3	3
$G_{\pm 60}$, дБ	0	0	$G_{\pm 60}$, дБ	0	0
мощность передачи, Вт	5	5	шум.температура приемника, $T_n, K, T_{total}, K,$	70 200	70 200
нестабильность частоты, $\tau = 1...100$ с	$\leq 1 \cdot 10^{-12}$	$\leq 1 \cdot 10^{-12}$	ширина полосы приемника, кГц	± 5	± 10
			PLL* ширина фильтра, Гц	100	200
			S/N после PLL, дБ	17	10
			выходная полоса, Гц	10	
			выход S/N, дБ	23	

*PLL - Phase lock loop

закключение

Предлагаемый эксперимент по радиопросвечиванию ионосферы Марса с двух спутников является оригинальным как с точки зрения научных задач, которые он может разрешить, так и с точки зрения самой постановки и технической реализации. Подобное радиопросвечивание, реализуемое в условиях, когда ионосфера прослеживается между двумя спутниками на орбитах около Марса, еще не осуществлялась никогда.

С помощью такой орбиты, с другой стороны, подсолнечная область ионосферы Марса и ночная экваториальная ионосфера будет исследована практически впервые в истории изучения этой планеты и ее плазменной оболочки.

литература

Acuna M.H., Connerney J.E.P., Ness N.F. et al. (1999) The Hidden History of Mars: Global Distribution of Crustal Magnetism discovered by the Mars Global Surveyor MAG/ER Experiment // Science. 1999. V. 204. P 790-793.

Crider D.H., Acuna M. H., Connerney J.E.P. et al. (2002) Observations of the latitude dependence of the location of the Martian magnetic pileup boundary // Geophys. Res.

Lett. 2002. P. 29.

Bertaux J.-L., Leblanc F., Witasse O. et al. (2005) Discovery of an aurora on Mars // Nature. 2005. V. 435. P. 1038.

Kliore A.J. (1992) Venus and Mars: Atmospheres, Ionospheres, and Solar wind interaction // Geophys Monog. Ser / Ed. by J.G.Luhmann, AGU, Washington, 1992, V. 66. P.265.

Krymskii A.M., Breus T.K., N.F.Ness, M.H.Acuna, J.E.P.Conerney, D.Hinson, D.H.Crider, D.L.Mitchell and S.J.Bauer Structure of the magnetic field fluxes, connected with crustal magnetization at Mars // J.Geophys. Res. 2002.V.107 (A9).P.1245. doi:10.1029/2001JA000239.

Lundin R., Winningham D., Barabash S. et al. (2006) Plasma Acceleration Above Martian Magnetic Anomalies // Science. 2006. V. 311. P. 980.

Ness N. F., Acuna M.H., Connerney J.E.P. et al. (2000) Effects of Magnetic Anomalies discovered at Mars on the structure of the Martian Ionosphere and Solar Wind Interaction as follows from Radio Occultation experiments // Journal Geophys. Res. 2000. V. 105. N. A7. P. 15991–16004.

**Т.К. Бреус, В.М. Готлиб, А.С. Косов, В.В. Корогод,
Д.П. Скулачев, И. А. Струков, А.В. Захаров, А.М. Крымский**
Институт космических исследований РАН, Москва
**Y.Q. Sun, Q.F. Du, W.H. Bai, J. Wu,
G.W. Zhu, C. Wang, P. Tao, W. Li, H. Zhao, X. Hu**
*Center for Space Science and Applied Research,
Chinese Academy of Sciences, Пекин*

4.4 ТЕЛЕВИЗИОННАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ

Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) разработана в ИКИ РАН для решения научных и навигационных задач в проекте ФОБОС-ГРУНТ [Аванесов и др., 2006, 2010]. В данной статье рассматриваются задачи телевизионного эксперимента, состав и характеристики ТСНН и режимы наблюдений на различных этапах миссии.

1. научные и навигационные задачи телевизионного эксперимента

Телевизионная система навигации и наблюдения позволит провести комплекс научных исследований характеристик Фобоса и околомарсианского пространства.

По данным съемок с КА Mariner-9, Viking, «Фобос-2», Mars Global Surveyor и Mars-Express поверхность Фобоса картирована с разрешением от нескольких метров до нескольких десятков метров в зависимости от района. В проекте ФОБОС-ГРУНТ будет проведена съемка поверхности Фобоса с разрешением до ~0,5 м с квазиспутниковой орбиты (КСО) и до 1 см в процессе посадки. Это позволит исследовать мелкомасштабную структуру кратеров и борозд, вариации их характеристик по глубине, толщину и характеристики слоя реголита.

Снимки, полученные в широком диапазоне значений фазового угла (угла между направлениями освещения и наблюдения), дадут возможность проанализировать пространственные вариации отражательных характеристик поверхности Фобоса и связать их с характеристиками реголита: нормальным альбедо, размерами частиц и неровностей поверхности субпиксельного масштаба путем обращения моделей рассеяния излучения на шероховатых поверхностях [Lumme, Bowell, 1981; Нарке, 1993].

Выполненный по телевизионным изображениям анализ динамики КА при движении на КСО позволит уточнить массу и положение центра масс в модели фигуры Фобоса и на этом основании сделать заключение о внутренней однородности или неоднородности Фобоса.

Поскольку на орбите наблюдения и КСО КА «Фобос-Грунт» будет находиться вблизи орбиты Фобоса, данные телевизионных съемок могут дать ценную информацию для подтверждения гипотезы о существовании пылевого тора Фобоса и оценки характеристик входящих в него пылевых частиц.

Полученная в ходе телевизионного эксперимента информация будет представлять интерес для исследования механизмов, формирующих природу Фобоса, проверки гипотез о происхождении Фобоса и сравнительно-планетных исследований.

Кроме научных задач с помощью ТСНН будут решаться критические для успеха миссии навигационные задачи:

- уточнение орбиты космического аппарата (КА) при маневрировании на орбитах искусственного спутника Марса;
- уточнение орбиты Фобоса;
- выбор района посадки с КСО;
- навигационная поддержка посадки: измерения расстояния до поверхности Фобоса и компонент относительной скорости КА - Фобос в процессе снижения и автономный выбор места посадки.

2. характеристики телевизионной системы навигации и наблюдения

Состав и характеристики камер ТСНН выбраны на основе анализа задач и условий ТВ-наблюдений в проекте ФОБОС-ГРУНТ [Аванесов и др., 2006].

Необходимость сочетания высокого разрешения для выбора района посадки с КСО и достаточно широкого поля обзора поверхности с малых высот, а также проведения стереоизмерений высоты в процессе посадки определило включение в состав ТСНН:

- двух узкоугольных телевизионных камер (УТК) высокого разрешения с фокус-

ным расстоянием 500 мм;

- двух обзорных широкоугольных телевизионных камер (ШТК) с фокусным расстоянием 18 мм.

Фокусное расстояние УТК выбрано из условия обеспечения разрешения $\sim 0,5$ м с минимального ожидаемого на КСО расстояния до поверхности Фобоса ~ 30 км, что позволяет распознавать на получаемых изображениях представляющие опасность при посадке кратеры диаметром более 2...4 м.

Фокусное расстояние ШТК явилось результатом компромисса между требованиями обеспечения максимально возможного (при ограничениях, накладываемых компоновкой на КА) поля зрения и разрешения не хуже 20 см на высотах ниже 500 м для автономного выбора места посадки.

Каждая камера имеет процессор ADSP-21060 с тактовой частотой 24 МГц, позволяющий проводить обработку получаемых изображений в реальном времени.

Общий вид УТК и ШТК показан на рис.1, а их характеристики приведены в табл.1. Размещение двух комплектов УТК и ШТК по диаметру платформы перелетного модуля с базисом около 2 м обеспечивает возможность проведения стереоизмерений при посадке на поверхность Фобоса. Связь между камерами осуществляется через бортовой вычислительный комплекс (БВК).



рисунки 1 Камеры УТК ТСНН (а) и ШТК ТСНН (б)

Для привязки измерений ТСНН к инерциальной системе координат используются звездные датчики БОКЗ-МФ. Приборы БОКЗ-МФ также дублированы и имеют неперекрывающиеся направления наблюдения для облегчения реализации необходимых углов их оптической оси к Солнцу и Марсу.

3. калибровка и проверка характеристик камер ТСНН

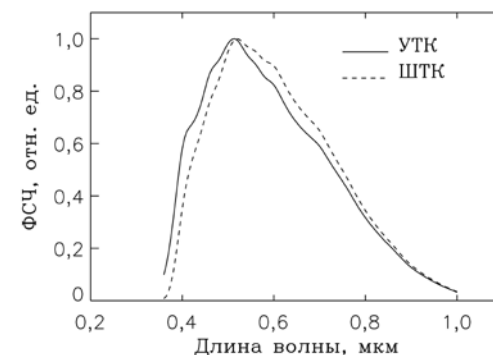
Камеры ТСНН прошли радиометрическую и геометрическую калибровку и стандартный комплекс приемно-сдаточных, конструкторско-доводочных и ресурсных испытаний.

В ходе радиометрической калибровки [Жуков и др., 2011в] были определены оптимальные режимы работы камер, обеспечивающие линейность сигнала во всем динамическом диапазоне от 0 до 1023 единиц младшего разряда (ЕМР), измерены функции спектральной чувствительности (ФСЧ) камер (рисунк 2), распределения коэффициента чувствительности (рисунк 3) и темнового тока по полю кадра, позволяющие восстанавливать по полученным изображениям поле яркости снимаемых объектов. Среднеквадратическое отклонение характери-

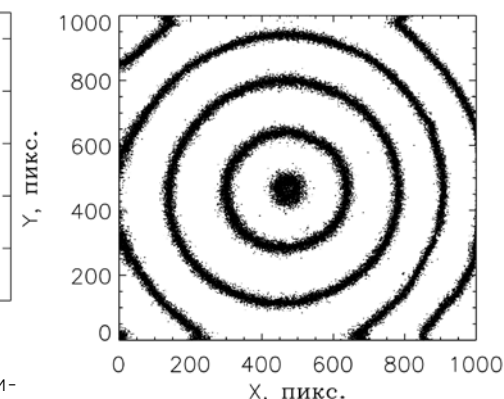
таблица 1 Основные характеристики ТСНН

параметры	ТСНН	
	УТК	ШТК
фокусное расстояние, мм	500	18
отн. отверстие	1 : 7	1 : 2
спектральные зоны, мкм	0,4...1,0	0,4...1,0
размер элемента ПЗС, мкм	7,4	7,4
кол-во активных элементов	1000x1000	1000x1000
угл. разрешение, угл. с	3,05	84,8
поле зрения, град	0,85	23,3
радиометр. разрешение, бит	10	10
объем флеш-памяти, Мбайт	16	16
масса, кг	2,8	1,6
энергопотребление, Вт	8	8
количество приборов	2	2

ки свет-сигнал отдельных пикселей от линейной зависимости, как правило, не превышали 4...5 ЕМР (рисунк 4), что сопоставимо со средним уровнем шума светового сигнала. Исключение составляют $\sim 0,001\%$ «горячих» пикселей, карта которых составлена для каждой камеры.



рисунк 2 Функции спектральной чувствительности камер ТСНН



рисунк 3 Распределение коэффициента чувствительности в плоскости изображения (X,Y) для одной из камер УТК. Приведенные уровни соответствуют значениям 450, 480, 510, 540, 565 ЕМР/[Дж/(м²·мкм·ср)]

В ходе геометрической калибровки на специальных стендах выполнена юстировка камер и измерены точные фокусные расстояния и координаты главной точки каждой камеры, а также матрицы перехода между внутренней системой координат (системы координат изображения) и приборной системой координат, привязанной к посадочному месту камеры.

Радиометрические и геометрические характеристики камер ТСНН были подтверждены по результатам натурных испытаний в ходе наземной съемки Луны и звезд [Жуков и др., 2011а]. На рисунке 5 и 6 показаны снимки Луны, полученные УТК и ШТК. Оценка яркости Луны по этим снимкам соответствует ее расчетной яркости с учетом влияния атмосферы. Благодаря применяемой в ПЗС-матрицах технологии антиблужинга, при переэкспонировании изображения более чем в

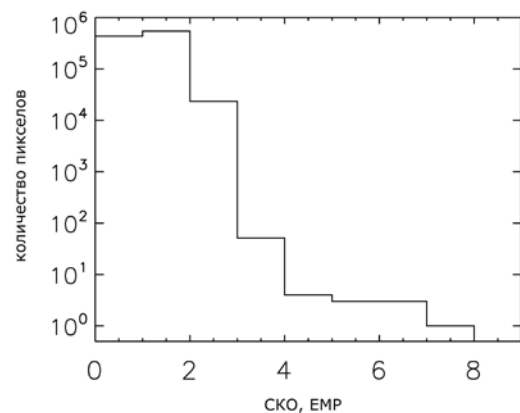


рисунок 4 Пример гистограммы среднеквадратического отклонения (СКО) характеристики свет – сигнал отдельных пикселей от линейности

150 раз отсутствует растекание заряда, что даст возможность проводить съемку Фобоса на фоне звезд.

Подтверждена возможность распознавания звезд до 11-й величины с помощью УТК и до 6-й величины с помощью ШТК. По снимкам звезд (рисунок 7) проверена функция рассеяния точки (ФРТ) камер и выполнена ее аппроксимация двумерной гауссовой функцией (рисунки 8, 9). Ширина ФРТ на уровне 2σ составила около двух пикселей для УТК и около одного пиксела для ШТК.



рисунок 5 Снимок Луны, полученный УТК ТСНН при времени экспозиции 12,75 мс

Геометрические искажения камер исследовались путем обработки полученных ими снимков звездного неба, в которых звезды были относительно равномерно распределены по всему изображению. Для этого проводилось распознавание звезд, уточнение фокусного расстояния и положения главной точки камеры, определение ориентации камеры и для каждой звезды – вычисление ее остаточного отклонения от расчетного положения («обобщенная дисторсия»). Рисунок 10 показывает максимальное и среднеквадратическое значение обобщенной дисторсии на десяти обработанных снимках ШТК. Получено, что максимальная дисторсия ШТК не превышает 0,6 размера пиксела, а среднеквадратическая

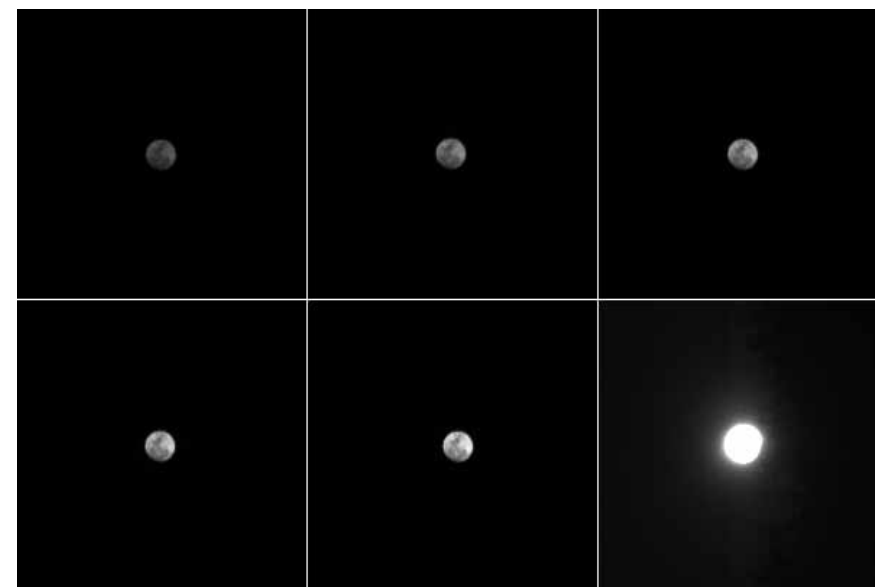


рисунок 6 Снимки Луны, полученные ШТК ТСНН при временах экспозиции 0,5; 0,75; 1; 1,25; 1,5 и 250 мс

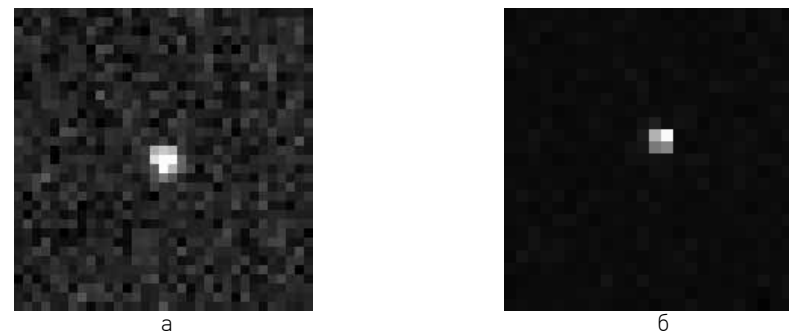


рисунок 7 Структура изображения звезды на снимке УТК (а) и ШТК (б)

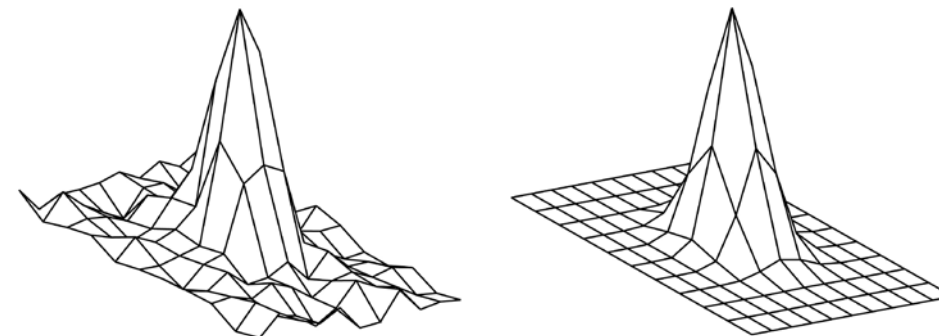


рисунок 8 Распределение яркости в полученном УТК ТСНН изображении звезды (слева) и его аппроксимация гауссовой функцией (справа)

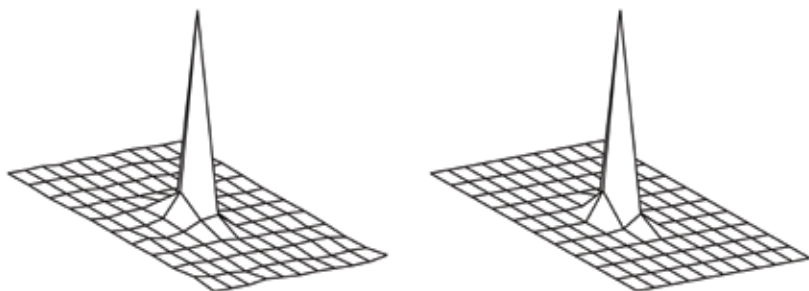


рисунок 9 Распределение яркости в полученном ШТК ТСНН изображении звезды (слева) и его аппроксимация гауссовой функцией (справа)

– 0,4 пиксела, что соответствует расчетной дисторсии объектива. Для УТК значения обобщенной дисторсии значительно меньше. Эти результаты показывают, что геометрическими искажениями изображений ТСНН при проведении навигационных съемок Фобоса можно пренебречь.

Аналогичная методика будет использована при проверке геометрических характеристик камер в полете.

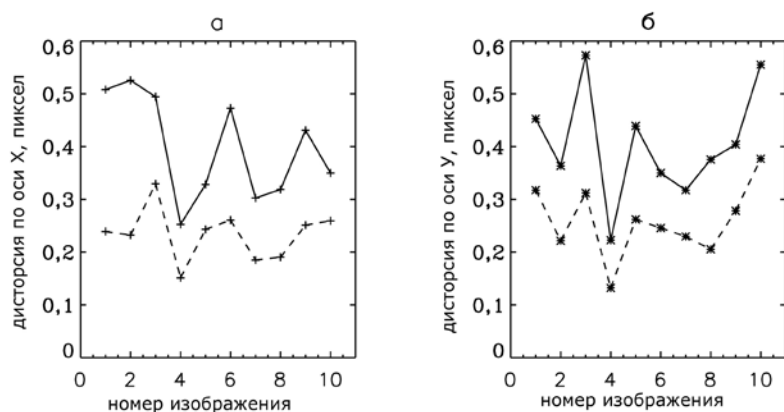


рисунок 10 Максимальная (сплошная линия) и среднеквадратическая (штриховая линия) дисторсия изображений ШТК по осям X (а) и Y (б) по результатам обработки десяти снимков звездного неба

4. режимы наблюдений

Для решения стоящих перед ТСНН задач предусмотрены три режима наблюдений: «Съемка звезд», «Последовательная съемка» и «Посадка».

режим «Съемка звезд»

В режиме «Съемка звезд» (СЗ) все камеры работают независимо. В каждой камере может быть получено до 1000 изображений с заданными параметрами (момент начала и интервал съемки, время экспозиции, коэффициент усиления и др.). На полученных изображениях выделяются и запоминаются во флеш-память камер «локализованные объекты», яркость которых значимо превышает уровень фона. При заполнении флеш-памяти объемом 16 Мбайт съемка прекращается.

Режим СЗ будет использоваться:

- для геометрической калибровки камер ТСНН по звездам;
- навигационных съемок Фобоса на дальних расстояниях на фоне звезд;
- детектирования пылевых колец Марса.

Геометрическая калибровка камер ТСНН включает проверку внутренних параметров камер (фокусное расстояние, положение главной точки, ФРТ, обобщенная дисторсия), а также взаимную привязку систем координат всех камер и звездных датчиков. Калибровка камер будет проводиться путем одновременной съемки звезд всеми камерами и звездными датчиками. Максимальная распознаваемая звездная величина и ожидаемое количество звезд в поле зрения УТК и ШТК при максимальном времени накопления 0,25 с приведены в таблице 2. Наилучшие условия для калибровки реализуются при ориентации оптических осей камер ТСНН вблизи галактического экватора. Кроме того, для калибровки УТК, имеющей малое поле зрения, необходимо выбирать участок неба с большим количеством достаточно ярких звезд – например, Плеяды.

таблица 2 максимальная распознаваемая звездная величина и ожидаемое количество звезд в поле зрения УТК и ШТК в калибровочных сеансах

параметр	УТК	ШТК
максимальная распознаваемая звездная величина	11	6
ожидаемое количество звезд в поле зрения:		
среднее по небесной сфере	12	45
вариация между галактическим полюсом и экватором	5...30	25...110

Съемка Фобоса на реальном фоне звезд позволяет наиболее точно определить направление на него в инерциальной системе координат для уточнения параметров орбиты КА и снимаемых объектов. Для одновременного наблюдения звезд в одном кадре вместе с Фобосом изображения Фобоса должны быть переэкспонированы. Возможная геометрия съемки Фобоса в этом режиме на орбите наблюдения показана на рисунке 11. При этом за 2000 с Фобос проходит через всё поле зрения ШТК (23,3°) при постоянной ориентации КА и при максимальных углах Δ между краем поля зрения камеры и Марсом.

Частицы пыли могут быть распознаны среди звезд как яркие объекты, не имеющие соответствия в звездном каталоге. Для частиц, находящихся на относительно близком расстоянии (менее 100 фокусных расстояний от камеры), по размеру пятна дефокусировки на изображении может быть оценено расстояние до частицы, а по нему и по интегральному потоку излучения от частицы пыли определен размер частицы. Величина смаза изображения частицы позволяет оценить ее скорость и таким образом отличить частицы пылевого тора Фобоса от частиц межпланетной пыли, имеющих на порядок более высокую скорость. Пример изображения пылевой частицы, полученного приборами серии БОКЗ на ИСЗ «Ямал-200», показан на рисунке 12. Частица пыли изображается как яркое дефокусированное пятно в верхней правой части изображения. Расстояние до частицы оценено в 2,8 м, а ее размер – в 150 мкм.

Принимая, что максимальная плотность частиц в пылевом торе Фобоса составляет $5 \times 10^{-6} \text{ м}^{-3}$, типичная масса частиц равна $10^{-7} \dots 10^{-6} \text{ г}$ и отражательные характеристики частиц и их плотность такие же, как у Фобоса, получим приведенные в табл.3 значения максимального расстояния, на котором эти частицы могут быть детектированы с помощью УТК и ШТК, а также среднее количество детектированных частиц на одном изображении. Как следует из этих расчетов, наиболее эффективно частицы пыли могут быть детектированы с помощью УТК. Для эксперимента по детектированию пыли особенно важно получение большого количества изображений, которые могут быть обработаны в режиме СЗ.

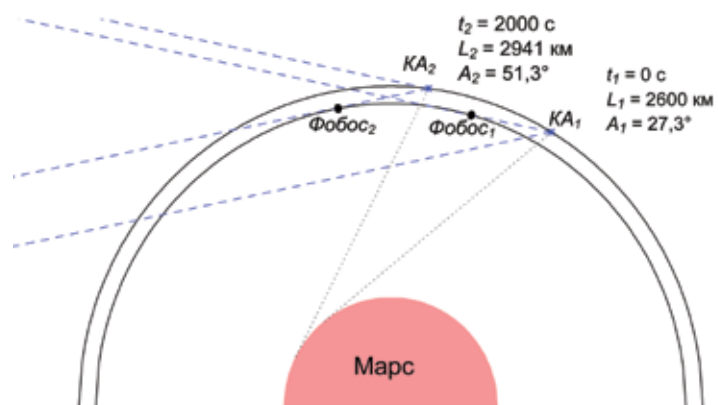


рисунок 11 Геометрия съемки Фобоса с помощью ШТК на орбите наблюдения: Фобос проходит через все поле зрения ШТК при максимальных углах поля зрения к Марсу. Здесь и далее KA_n - положение КА, $Фобос_n$ - положение Фобоса, L_n - расстояние до Фобоса, A_n - угол между полем зрения камеры и Марсом в момент времени t_n ($n = 1, 2, \dots$)



рисунок 12 Изображение пылевой частицы, полученное звездной камерой БОКЗ на ИСЗ «Ямал-200»

таблица 3 Условия детектирования пыли камерами ТСНН

параметр	УТК	ШТК
максимальное расстояние до частицы, м	600...1200	12...25
ожидаемое число частиц на одном изображении	0,2...1,8	0,002...0,01

режим «Последовательная съемка»

Режим «Последовательная съемка» (ПС) также предусматривает независимую съемку камерами ТСНН, однако, в отличие от режима СЗ, полученные изображения запоминаются целиком – предусматривается лишь их упаковка без сжатия. В результате во флеш-памяти каждой камеры может быть записано до 12 полных изображений.

Режим ПС предназначен для крупномасштабных съемок Фобоса в навигационных и научных целях, а также для выбора района посадки КА на Фобос. По-

скольку при крупномасштабной съемке изображения Фобоса не могут быть получены на фоне звезд, привязка снимков к инерциальной системе координат будет производиться с помощью звездных датчиков.

В таблице 4 приведены разрешение и поле зрения УТК и ШТК при съемке поверхности Фобоса на орбите наблюдения и квазиспутниковых орбитах (КСО). На орбите наблюдения при пролете Фобоса на расстоянии около 500 км будут получены снимки УТК с разрешением до 7,5 м, которые будут использованы как для усовершенствования модели фигуры Фобоса, так и для уточнения орбит КА и Фобоса для подготовки перехода КА на КСО. Съемки с КСО позволят выполнить картирование Фобоса и стереореконструкцию его поверхности с субметровым разрешением, что на 1...2 порядка лучше разрешения существующих карт Фобоса. Эти данные позволят получить качественно новую информацию о формах рельефа и пространственных вариациях отражательных характеристик поверхности Фобоса.

таблица 4 Пространственное разрешение и поле зрения на поверхности Фобоса, получаемое с помощью УТК и ШТК на орбите наблюдения и КСО

параметр	расстояние до поверхности Фобоса, км			
	орбита наблюдения		КСО	
	500	20 000	30	100
УТК:				
разрешение, м	7,5	300	0,45	1,5
поле зрения, км	7,5	300	0,45	1,5
ШТК:				
разрешение, м	200	8000	12	40
поле зрения, км	200	8000	12	40

Важнейшей задачей съемок ТСНН на КСО является уточнение района посадки. В месте посадки наклон поверхности не должен превышать 20° , а также должны отсутствовать выступы поверхности высотой более 25 см на базе 3 м (расстояние между опорами КА), на которые может опереться днище КА, сделав невозможным фиксацию части опор на поверхности Фобоса. В настоящее время район посадки предварительно выбран на основе имеющихся снимков Фобоса с разрешением до нескольких метров. Для уточнения района посадки будет проводиться стереосъемка поверхности Фобоса с КСО с расстояния ~30 км с разрешением около 0,5 м. Для этого программа наблюдений ТСНН предусматривает:

- конвергентную съемку района посадки под различными углами для обеспечения стереореконструкции поверхности Фобоса;
- перекрытие изображений для взаимной привязки соседних снимков;
- сочетание съемок УТК, обеспечивающих высокое пространственное разрешение, и ШТК, позволяющих привязать узкоугольные снимки УТК к модели фигуры Фобоса.

Рисунок 13 иллюстрирует возможную геометрию конвергентной съемки Фобоса, а табл.5 – соответствующие этой геометрии съемочные параметры. Съемка одного и того же участка поверхности проводится двумя сериями с переориентацией КА между сериями: KA_1 и KA_2 на рис.13 обозначают положение КА в начале и конце первой серии снимков, а KA_3 и KA_4 – в начале и конце второй серии снимков. Положение Солнца в эти моменты времени обозначено соответственно цифрами 1, 2, 3 и 4. При этом принималось, что в начале съемки фазовый угол Солнца равен 35° . Тогда в конце съемки фазовый угол Солнца возрастает до 56° , и, следовательно, интервал фазовых углов находится в требуемом диапазоне $30...60^\circ$. В этом случае закон изменения ориентации выбран таким образом, что в пределах каждой серии обеспечиваются постоянные углы наблюдения

к нормали аппроксимирующего Фобос эллипсоида ($22,5^\circ$ по обе стороны от нормали). При этом вращение КА для поддержания ориентации является неравномерным, хотя и монотонным. Параметры съемки меняются несущественно также в случае, если в течение каждой серии КА вращается с постоянной угловой скоростью, обеспечивающей наилучшее приближение углов наблюдения к указанным. Однако, если в течение серии сохраняется постоянная инерциальная ориентация, то интервал между снимками УТК сокращается до 6 с, а смаз увеличивается до 0,3 м и становится сопоставимым с пространственным разрешением.

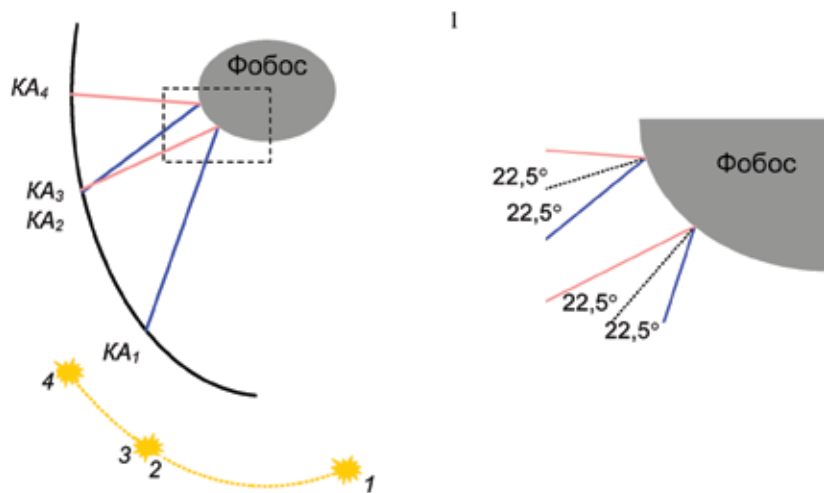


рисунок 13 Рекомендуемая геометрия съемки района посадки с финальной КСО (слева) и увеличенный фрагмент, иллюстрирующий постоянство углов наблюдения к местной нормали (справа)

таблица 5 Примерные параметры сеанса съемки на финальной КСО

параметр	серия 1	серия 2
длина участка, км	6,7	6,7
длительность съемки, мин	35	20
расстояние до поверхности, км	30...47	25...30
разрешение, м:		
УТК	0,45...0,70	0,37...0,45
ШТК	12...19	10...12
смаз изображения, м:		
УТК	0,02	0,03
ШТК	0,001	0,002
ширина трассы, км:		
УТК	0,45...0,70	0,37...0,45
ШТК	12...19	10...12
среднее перекрытие снимков УТК, %	60	60
количество снимков:		
УТК	13	19
ШТК	1	1
интервал съемки УТК, с	162	62
фазовый угол, град	35...42	42...56

Необходимо отметить, что возможность выбора района посадки еще не гарантирует ее безопасность. Если считать, что распределение кратеров на Фобосе аналогично лунному, в любом выбранном районе, размеры которого должны соответствовать размерам эллипса рассеяния точки посадки (400 x 800 м по широте и долготе), в среднем должно находиться свыше тысячи кратеров диаметром более 2...4 м, которые могут представлять опасность для посадки КА. В этой ситуации по полученным с КСО снимкам следует выбрать для посадки район требуемых размеров без больших неровностей рельефа, а выбор конкретной площадки для посадки размером ~10 м проводить по телевизионным изображениям автономно в процессе спуска.

режим «Посадка»

В режиме «Посадка», который будет использоваться при спуске КА на поверхность Фобоса, предусматривается синхронная съемка Фобоса всеми четырьмя камерами ТСНН для решения следующих задач:

- запись полных изображений во флеш-память камер для передачи на Землю после посадки (УТК, ШТК);
- формирование сжатых кадров репортажной съемки, которые будут передаваться на Землю в реальном времени в процессе посадки (ШТК);
- измерения расстояния до поверхности Фобоса (ШТК);
- измерения смещения опорного объекта на последовательных изображениях, которые с учетом изменения масштаба изображения и ориентации КА позволят оценить горизонтальную скорость КА (ШТК);
- построение карты неоднородности поверхности, которая будет использоваться для автоматического выбора места посадки (ШТК).

Проводимые с помощью ШТК измерения высоты и скорости КА могут использоваться для резервирования аналогичных измерений, выполняемых штатными средствами – лазерным высотомером ЛВ-В и доплеровским измерителем скорости и дальности ДИСД.

Цикл съемки и обработки информации в режиме «Посадка» составляет 6 с.

Разрешение и поле зрения камер ТСНН при посадке приведены в табл.6 с учетом эффекта дефокусировки. Смазом изображений из-за бокового смещения КА относительно поверхности Фобоса можно пренебречь. Для УТК ухудшение разрешения из-за дефокусировки в 2 раза происходит на высоте 5 км, а на высотах ниже 1 км разрешение УТК практически не улучшается с уменьшением высоты. Для ШТК ухудшение разрешения из-за дефокусировки более чем в 2 раза происходит на высотах ниже 20 м, а предельное разрешение составляет ~1 см.

таблица 6 Изменение разрешения и поля зрения камер ТСНН в процессе посадки

расстояние до поверхности Фобоса	ШТК (f = 18 мм)			УТК (f = 500 мм)		
	разрешение		поле зрения	разрешение		поле зрения
	исходное изображение	репортажный кадр		исходное изображение	репортажный кадр	
30 км	12 м	48 м	12 км	52 см	180 см	450 м
10 км	4,1 м	16 м	4,1 км	22 см	67 см	150 м
3 км	1,2 м	4,8 м	1,2 км	12 см	25 см	45 м
1 км	42 см	1,6 м	410 м	8,6 см	13 см	15 м
300 м	13 см	49 см	120 м	7,6 см	8,8 см	4,5 м
100 м	5,0 см	17 см	41 м	7,3 см	7,6 см	1,5 м
30 м	2,1 см	5,8 см	12 м	-	-	-
10 м	1,3 см	2,6 см	4,1 м	-	-	-
3 м	1,0 см	1,5 см	1,2 м	-	-	-
1 м	0,9 см	1,1 см	41 см	-	-	-

Кадр репортажной съемки, который получается из исходного изображения за-грублением пространственного разрешения в 4 раза и радиометрического разрешения – до 256 градаций яркости, будет передаваться из каждой камеры в БВК за 20 циклов. Всего каждой камерой за время спуска будет получено до 20 репортажных кадров.

Расстояние до поверхности Фобоса будет определяться по изображениям, полученным двумя камерами ШТК на стереобазе около 2 м. С этой целью на изображении одной камеры выбираются 10 наилучшим образом опознаваемых опорных точек, для каждой точки формируется вектор признаков из коэффициентов разложения Адамара изображения окрестности этой точки. Далее векторы признаков передаются во вторую камеру, где используются для поиска соответствия опорных точек на одновременно полученном изображении [Гришин, 2009]. Высота КА определяется по среднему стереопараллаксу опорных точек на изображениях двух камер ШТК с фильтрацией грубых ошибок. Для ускорения работы программы использована двухканальная схема стереоскопических измерений, когда установление соответствия сначала проводится по четырехкратно загрубленному изображению, а затем уточняется по исходному.

Расчетные ошибки измерений высоты, оцененные с учетом разрешения камер и ошибок их геометрической калибровки, приведены в таблице 7. Относительные ошибки измерения высоты убывают от 7 до 0,7% при уменьшении высоты от 300 до 10 м.

таблица 7 Ошибки измерения высоты и горизонтальной скорости камерами ШТК

расстояние до поверхности Фобоса	ошибка измерения высоты, м	ошибка оценки горизонтальной скорости, м/с
30 км	-	-
10 км	-	-
3 км	-	0,82
1 км	210	0,28
300 м	20	0,084
200 м	9,1	0,056
100 м	2,5	0,029
30 м	0,32	0,0097
10 м	0,066	0,0042

Информацию для оценки горизонтальных компонент скорости КА дадут измерения смещения опорной точки на последовательных изображениях, полученных одной и той же камерой ШТК с интервалом 6 с. Данные этих измерений будут обрабатываться в БВК с учетом изменения ориентации КА и высоты съемки за время между получением изображений. Алгоритмы выделения опорных точек и поиска соответствия, в целом, аналогичны используемым при стереоизмерениях высоты. Отличие состоит в том, что:

- обрабатываются изображения, полученные той же камерой ШТК;
- для определения смещения используется только одна точка, поскольку в этом случае поиск соответствия проводится не по одному [как при стереоизмерениях], а по двум направлениям, что требует значительно больше времени;
- поиск соответствия проводится сначала по шестнадцатикратно загрубленному изображению, а затем уточняется по четырехкратно загрубленному, что обеспечивает достаточную точность измерения горизонтальной скорости (таблица 7).

Начиная с высоты ~500 м, когда разрешение ШТК достигнет 20 см, будет производиться автономный выбор места посадки. С этой целью по данным ШТК будет строиться и передаваться в БВК карта неоднородности поверхности, по которой можно определить пригодность прогнозируемого места посадки, а в слу-

чае его непригодности – выбрать наиболее ровный участок заданного размера, на который может быть проведена посадка КА. Карта неоднородности строится по признаку относительной дисперсии яркости изображения с дополнительным учетом наличия теней и близости крупных неоднородностей [Жуков и Жуков, 2011]. С этой целью обработка изображений ведется в движущемся окне, размер которого соответствует требуемому размеру посадочной площадки (~10 м) и подстраивается при снижении КА. Для более точного определения оптимального места посадки анализ проводится с перекрытием окон, которое увеличивается при снижении КА. На малых высотах проводится дополнительное загрубление изображений для того, чтобы избежать влияния текстуры реголита на контраст изображений. Карта неоднородности кодируется значениями от 0 до 255 (с увеличением неоднородности значение кода увеличивается).

При посадке камеры ШТК работают параллельно по идентичной программе. При проведении стереоизмерений камеры работают по симметричной схеме: в то время как вторая камера определяет высоту с использованием опорных точек, выделенных первой камерой, первая камера определяет высоту с использованием опорных точек, выделенных второй камерой.

Наземная отработка режима «Посадка» [Жуков и др., 2011б] проводилась на стенде ТСНН, на котором камеры ШТК через коллиматорные объективы снимают изображения, выводимые на мониторы имитаторов поверхности Фобоса (ИПФ) (рисунок 14). Управление камерами и обмен информацией по мультимедийному каналу обмена (МКО), имитирующие соответствующие функции БВК космического аппарата, а также синхронизация работы камер и ИПФ осуществлялись с помощью контрольно-испытательной аппаратуры (КИА). На ИПФ подавалась последовательность модельных стереоизображений поверхности Фобоса, полученных на специальном стенде моделирования [Жуков и др., 2009]. Их разрешение и стереопараллакс подбирались так, чтобы они соответствовали заданной траектории посадки КА на Фобос. Для учета того, что при установке на КА камеры развернуты вокруг оптической оси на 180° друг относительно друга, модельные изображения на мониторах ИПФ также дополнительно разворачивались на 180°. Во время функционирования режима «Посадка» его параметры и обмениваемые по МКО данные записывались в файл посадки, который по окончании режима анализировался с помощью специальной программы визуализации.

Окно программы визуализации файла посадки показано на рисунке 15. Оно включает для двух параллельно работающих камер ШТК:

- репортажные кадры с указанием опорных точек, использованных для измерения высоты;
- цветкокодированные карты неоднородности со шкалой цветкокодировки и с указанием положения оптимальной площадки для посадки; управляющие элементы для просмотра последовательности кадров и детального анализа характеристик выделенных опорных точек;
- результаты измерения высоты и бокового смещения.

На рисунке 16 приведены результаты измерения высоты с помощью ШТК на стенде ТСНН при моделировании участка снижения от ~1 км до ~10 м. За это время ШТК выполняет 20 циклов измерений. Штриховой линией показано изменение высоты в соответствии с реальной траекторией посадки, а сплошной линией – расчетное изменение высоты в соответствии с изменением параллакса сформированной модельной последовательности стереоизображений, подаваемых на мониторы ИПФ (условно называемой «модельной траекторией»). Поскольку при моделировании задавались только целочисленные значения параллакса, на верхнем участке модельной траектории высота изменяется скачкообразно. При измерении высоты соответствие устанавливалось для 6...10 опорных точек стереопары (при максимальном количестве 10 точек), что свидетельствует о хорошей устойчивости функционирования алгоритма. Измерения высоты с помощью

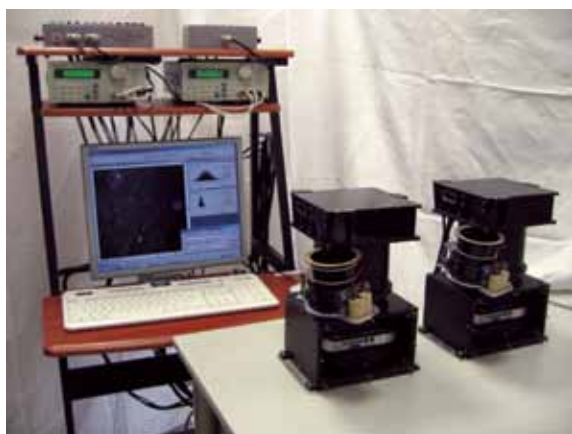


рисунок 14 Стенд ТСНН: на переднем плане две камеры ШТК, установленные на ИПФ, на заднем плане – КИА

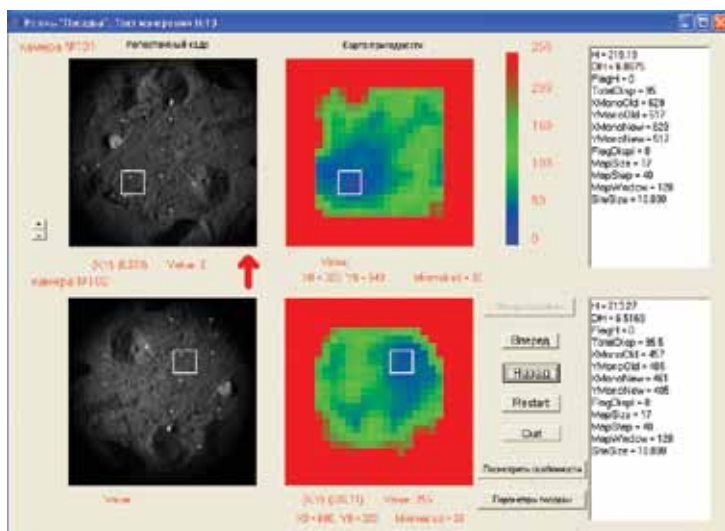


рисунок 15 Окно визуализации файла посадки

ШТК, обозначенные крестиками, хорошо ложатся на модельный график изменения высоты, который и соответствует предъявленным камере изображениям.

Показанные на рисунке 17 ошибки измерений высоты уменьшаются от ~100 м на высоте 1 км до ~10 м на высоте 300 м и до 1...2 см на высоте 10 м. Таким образом, подтверждаются приведенные в табл.7 оценки достижимой точности измерения высоты с помощью ШТК.

При оценке точности измерения боковых смещений соответствие опорных точек на последовательных изображениях было правильно установлено в 98% циклах измерений. Среднеквадратическая ошибка измерения смещения по осям X и Y составила 2,6 и 1,6 пиксела, что соответствует точности измерения положения опорных точек по четырехкратно загрубленному изображению, составляющей ± 2 пиксела.

Тестирование алгоритма построения карты неоднородности, проводившееся как на стенде ТСНН с использованием модельных изображений шероховатых поверх-

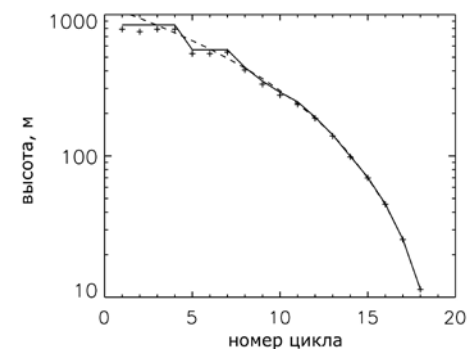


рисунок 16 Измерения высоты камерами ШТК (крестики) для реальной (штриховая линия) и «модельной» (сплошная линия) траектории спуска

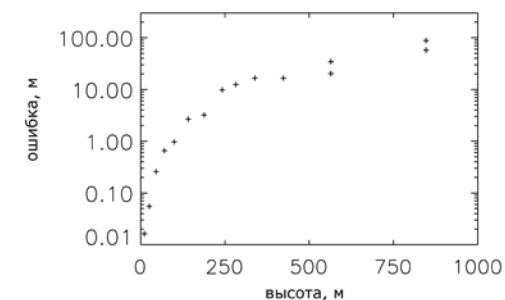


рисунок 17 Ошибка измерения высоты на стенде ТСНН камерами ШТК как функция высоты

ностей (рисунок 15), так и по реальным изображениям высокого разрешения Фобоса и Луны, показало, что карта неоднородности адекватно отображает опасные неровности поверхности видов, которые ожидаются на Фобосе (кратеры, борозды, большие камни), и позволяет выбирать наиболее однородную площадку заданных размеров, избегая близости к указанным неровностям. Для иллюстрации на рисунке 18 приведено построение карты неоднородности по полученному с КА Mars-Express изображению Фобоса, содержащему предполагаемый район посадки.

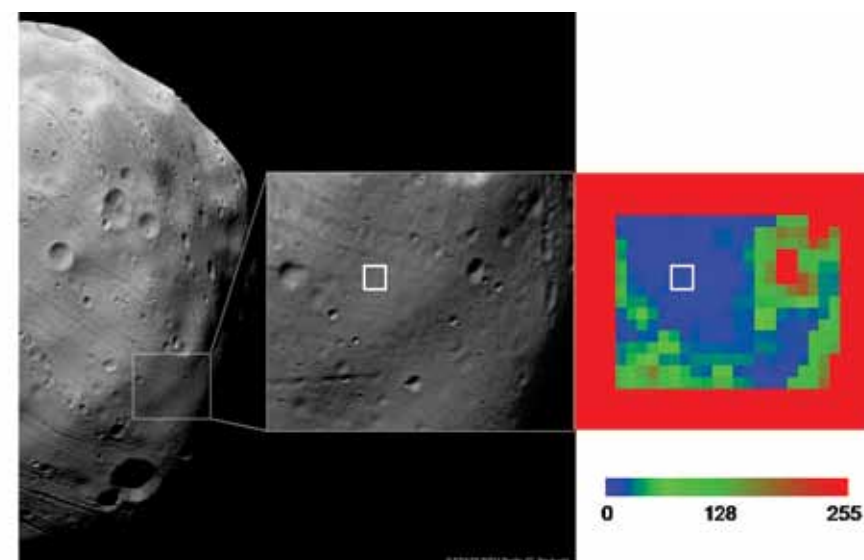


рисунок 18 Построение карты неоднородности поверхности и выбор места посадки в предполагаемом районе посадки КА «Фобос-Грунт». Исходное изображение Фобоса (слева) получено HRSC-SRC на КА Mars-Express и имеет разрешение 4,4 м (предоставлено ESA/DLR/FU Berlin, G.Neukum). Его увеличенный фрагмент (в центре) соответствует предварительно выбранному району посадки. Оптимальное место посадки отмечено белым квадратом

5. перспективы использования опыта, накопленного при подготовке и проведении эксперимента ТСНН

Аппаратурные и методические разработки, выполненные при подготовке и проведении эксперимента ТСНН, целесообразно использовать также в будущих экспериментах по космическим съемкам планет и малых тел Солнечной системы. Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение информационной поддержки посадки на Фобос может быть использовано в системах технического зрения, предназначенных для информационного обеспечения процесса посадки на Луну, планеты и малые тела Солнечной системы. Кроме того, представляется обоснованным трансферт технологий, накопленных в космической отрасли, в авиационную отрасль для обеспечения ее развития по направлению разработки беспилотных летательных аппаратов. В частности, опыт, полученный при разработке ТСНН, может быть использован при создании систем технического зрения, предназначенных для решения задач управления полетом и посадкой беспилотных летательных аппаратов в автоматическом режиме.

литература

Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопевцева Е.Б., Железнов М.М. [2006] Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с КА «Фобос-Грунт»: Препринт ИКИ РАН. Пр-2128. М.: ИКИ РАН, 2006.

Аванесов Г.А., Гордеев Р.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Коломеец Е.В., Краснопевцева Е.Б., Куделин М.И., Крупин А.А., Муравьев В.М., Форш А.А. [2010] Телевизионная система навигации и наблюдения // *Астроном.вестн.* 2010. Т. 44. № 5. С. 473-479.

Гришин В.А. [2009] Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос // *Механика, управление и информатика. Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 22-25 сентября 2008 г.* М.: ИКИ РАН, 2009. С. 279-293.

Жуков Б.С., Жуков С.Б. [2011] Алгоритм автономного выбора места посадки КА «Фобос-Грунт» по телевизионным изображениям // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2011. Т.8. №2. С. 281-288.

Жуков Б.С., Дунаев Б.С., Жуков С.Б. [2009] Моделирование детальных изображений поверхности Фобоса для отработки задач информационной поддержки посадки на Фобос. *Механика, управление и информатика. Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 22-25 сентября 2008 г.* М.: ИКИ РАН, 2009. С. 304-313.

Жуков Б.С., Жуков С.Б., Снеткова Н.И., Теплухина Т.Р. [2011а] Проверка характеристик камер телевизионной системы навигации и наблюдения по результатам натурных съемок // *Механика, управление и информатика. Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Второй Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 13-16 сентября 2010 г.* М.: ИКИ РАН, 2011. С. 308-318.

Жуков Б.С., Гордеев Р.В., Гришин В.А., Жуков С.Б., Коломеец Е.В. [2011б]. Отработка режима «Посадка» телевизионной системы навигации и наблюдения // *Механика, управление и информатика. Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Второй Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 13-16 сентября 2010 г.* М.: ИКИ РАН, 2011. С. 330-337.

Жуков С.Б., Жуков Б.С., Ваваев В.А. [2011в] Радиометрическая калибровка камер телевизионной системы навигации и наблюдения // *Механика, управление и информатика. Современные проблемы определения ориентации и навигации кос-*

мических аппаратов. Сборник трудов Второй Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 13-16 сентября 2010 г. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 319-329.

Harke B.W. [2003] *Theory of reflectance and emittance spectroscopy.* New York, Cambridge Univ. Press. 1993.

Lumme K., Bowell E [1981] *Radiative transfer in the surfaces of atmosphereless bodies.* 1 *Theory.* *Astron. J.* 1981. V.86. P.1694-7004.

Г.А. Аванесов, Р.В. Гордеев, В.А. Гришин, Б.С. Жуков, С.Б. Жуков, Е.В. Коломеец, Е.Б. Краснопевцева, М.И. Куделин, А.А. Крупин, В.М. Муравьев, А.А. Форш
Институт космических исследований РАН, Москва

СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА

Введение

Зрение является важнейшим источником информации об окружающем нас мире. Изображение дает представление о характере наблюдаемого объекта, его размещении, взаимодействии с окружением, оптических и физических свойствах поверхности, динамике. При этом информацию мы получаем без прямого контакта с самим объектом, дистанционно. Зрение необходимо при управлении перемещением, при сравнении и осуществлении выбора объекта, при наблюдении его реакции на различное воздействие. Наличие пары глаз у живых существ тоже неслучайно. Различие в изображениях одной сцены, получаемых с двух точек, разнесенных на базисное расстояние, вызванное параллаксом, позволяет оценивать различие в расстоянии до разных участков сцены. Решением подобных задач занимается фотограмметрия - технология, позволяющая определять координатные и другие геометрические свойства объектов по их изображениям.

Особенностью проекта ФОБОС-ГРУНТ является посадка аппарата на поверхность марсианского спутника – Фобоса для его изучения. Основные задачи комплекса научной аппаратуры - анализ физических и морфологических свойств грунта, выбор образцов грунта с поверхности и их исследование различными приборами (микроскопом-спектрометром, хроматографом и др.), а также загрузка образцов грунта в возвращаемый модуль и доставка их на Землю. Система технического зрения должна обеспечить обзор поверхности для выбора образцов грунта, наблюдение участков поверхности с разным приближением и определение координат в рабочей области манипулятора.

С целью выполнения этих задач космический аппарат (КА) «Фобос-Грунт» оборудован рукой – трехзвенным манипулятором. Система технического зрения КА «Фобос-Грунт» состоит из стереокамеры, закрепленной на борту КА, панорамной камеры, которая размещена на рабочей части последнего звена манипулятора, и микроскопа-спектрометра, закрепленного у основания манипулятора на борту КА.

Возможны два варианта выбора образцов грунта: дистанционный и автоматический. В связи со сложностью критерия отбора образцов, основным вариантом является дистанционный выбор требуемых образцов грунта по изображениям участка поверхности Фобоса научными и техническими специалистами на Земле, определение списка координат образцов с последующей передачей их на КА «Фобос-Грунт» для автоматического захвата и загрузки. Второй вариант – полностью автоматический выбор образцов грунта, их забор и размещение по научным приборам и в возвращаемый модуль.

1. задачи системы технического зрения

Система технического зрения КА «Фобос-Грунт» обеспечивает выполнение следующих основных научных и технических задач:

- нахождение на поверхности выделяющихся образцов грунта – частиц реголита или камней;
- определение координат интересных для анализа образцов грунта;
- съемку морфологии и фрагментов грунта в естественных условиях;
- контроль процесса забора и загрузки грунта.

Панорамная камера обеспечивает:

- съемку панорам поверхности Фобоса;
- контроль погрешности определения координат камней и фрагментов;
- дублирование стереокамеры, съемка стереоснимков рабочей зоны и панорам;
- съемку серии снимков «в движении»;
- контроль и калибровку манипулятора по специальным меткам на КА;
- технический осмотр КА;
- съемку общих видов космического аппарата;
- съемку старта возвращаемого аппарата.

Система технического зрения также используется при выполнении следующих

операций:

- загрузка образцов грунта в контейнер возвращаемого аппарата для их доставки на Землю;
- загрузка образцов грунта в приемные устройства приборов научного комплекса;
- установка на грунт мессбауэровского мини-спектрометра;
- автономный многократный забор образцов грунта с поверхности Фобоса.

2. состав системы технического зрения манипуляторного комплекса

Система технического зрения манипуляторного комплекса КА «Фобос-Грунт» состоит из следующего оборудования на борту КА:



рисунок 1 Система технического зрения манипуляторного комплекса КА «Фобос-Грунт»

- панорамная камера – телевизионная камера установлена на последнем звене манипулятора для выбора и оперативного контроля забора и загрузки грунта, съемки панорам поверхности Фобоса и общих видов космического аппарата при старте с Фобоса (рисунок 1);
- микроскоп-спектрометр, установлен также на последнем звене манипулятора для детального изучения компонентного состава частиц грунта и их спектральных характеристик отражения для пяти спектральных зон излучения (рисунок 1);
- стереокамера – две взаимно ориентированные телевизионные камеры, разнесенные на базисное расстояние, установлены на борту КА для получения стереопары изображений в цифровом виде (рисунок 2);



рисунок 2 Стереокамера



рисунки 3 Блок управления СТ3

- электронный блок управления с функциями получения, хранения, обработки и передачи информации, включая видео (рис.3).

манипулятор

Основные характеристики манипулятора:

- точность позиционирования - ± 3 мм
- скорость перемещения - 10 мм/с
- общая длина манипулятора - до 900 мм
- объём одной забираемой пробы грунта - 2,5 см³
- максимальный размер камня - 6 мм
- количество проб грунта в кассете - до 50

телекамеры

По соглашению с французским Институтом космической астрофизики (IAS, Orsay) в системе технического зрения манипуляторного комплекса используются телевизионные камеры, разработанные для европейского аппарата Rosetta (запущенного в начале 2004 г.). Эти камеры выполнены на основе ПЗС-матрицы Thomson-CSF TH 888A и имеют следующие характеристики:

- разрешение - 1056x1072
- активные пиксели - 1024x1024
- размер пиксела - 14x14 мкм
- угол зрения по диагонали - ± 35 град
- угол зрения по горизонтали - ± 30 град
- фокусное расстояние - 12,385 мм

Панорамная камера выполнена в виде телевизионной камеры, установленной на последнем звене манипулятора, что обеспечивает круговую панорамную съемку при различных высотах расположения камеры и различных углах наклона ее оси.

Стереокамера имеет следующие параметры:

- базис стереокамеры - 80,0 мм
- угол конвергенции осей - 0,0 град
- угол наклона осей - 60,0 град

Расположение и разворот стереокамеры на борту КА заданы для обеспечения стереоэффекта во всей зоне досягаемости манипулятора.

3. фотограмметрические параметры

При анализе изображений используют четыре основных типа данных, которые могут быть как входными, так и выходными при производстве фотограмметрических работ:

- *пространственные координаты*, определяют положение точек объекта в пространстве;
- *координаты на изображении*, определяют положения точек объекта на фото или цифровом снимке;
- *элементы внешнего ориентирования съёмочной системы*, определяют ее положение в пространстве и направление съёмки;
- *элементы внутреннего ориентирования*, определяют геометрические характеристики самой съёмочной системы.

К элементам внешнего ориентирования относятся трёхмерные координаты центра проекции, продольный и поперечный углы наклона снимка и угол поворота.

К элементам внутреннего ориентирования относятся, в первую очередь, фокусное расстояние объектива (но может учитываться и характер искажений, вносимых им при съёмке, — например, дисторсия объектива, деформация фотоприемника и пр.), а также двухмерные координаты главной точки снимка, определяемой проекцией оптической оси объектива на фотоприемник.

Дисторсия (искривление) - одна из аберраций оптических систем, при которой возникает характерное искажение изображения в оптических системах, нарушающее геометрическое подобие между объектом и его изображением. Она возникает в результате того, что линейное увеличение разных частей изображения различно. Дисторсия не нарушает резкости изображения. Характерный пример искажений, даваемых системой, обладающей дисторсией, - это подушкообразная (положительная дисторсия) или бочкообразная (отрицательная дисторсия) форма изображения квадрата. Дисторсия исправляется подбором линз и других элементов оптической системы при её разработке. Минимальные искажения дают симметричные оптические системы. Дисторсия определяется измерениями на снимках изображения регулярной сетки. Если она присутствует в цифровом изображении, то может быть исправлена программно. Дисторсия особенно вредна в объективах приборов, применяемых в фотограмметрии.

Для хороших фотообъективов дисторсия близка к 0,5%. В объективах для фотограмметрических работ, применяемых при аэрофотосъёмке, дисторсия равна 0,01% и менее.

Диспаратность (параллакс) d представляет собой разность взаимного расположения изображений точки на левом x_l и правом x_r снимках. При этом в нормальной стереосистеме с базой b и фокусным расстоянием f положение объекта в системе координат левой камеры определяется следующим образом:

$$Z = \frac{bf}{x_l - x_r} = \frac{bf}{d}, \quad X_l = x_l \frac{b}{d}, \quad Y_l = y_l \frac{b}{d}.$$

Точность Δ определения положения объекта и его рельефа на расстоянии z при вычислении диспаратности с точностью до пиксела оценивается следующим выражением:

$$\Delta = \frac{z^2}{bm} \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2},$$

где α - горизонтальный угол зрения телекамеры, а m - число пикселей изображения в строке.

4. геометрическая модель манипуляторного комплекса с СТ3

Геометрию манипуляторного комплекса поясняет рис.4. В качестве основной системы координат для описания взаимного расположения элементов комплекса используется система координат BASE - В, жестко связанная с КА. Рельеф поверхности Фобоса описывается в системе координат GROUND - G, которая коллинеарна базовой системе, но ее плоскость XY опущена до ожидаемого поло-

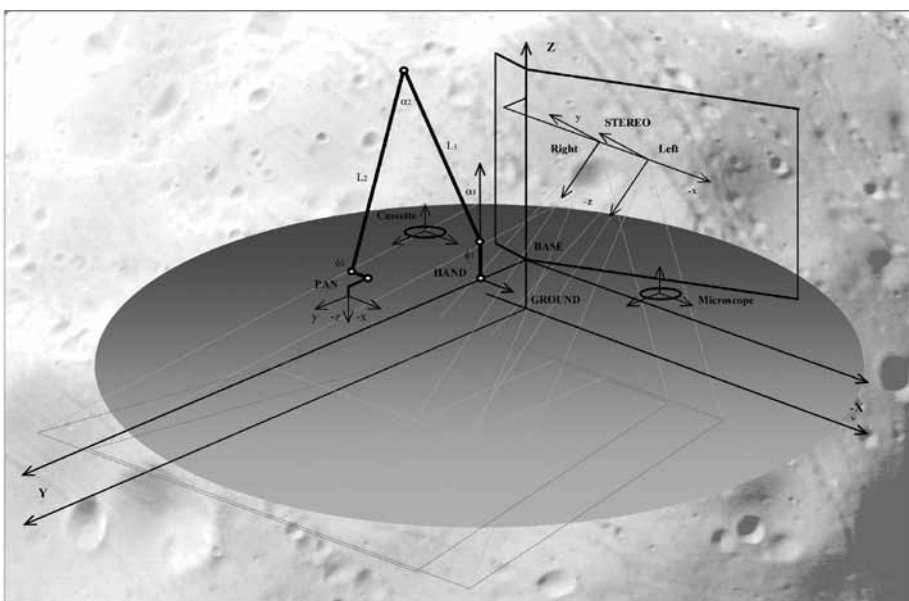


рисунок 4 | геометрия манипуляторного комплекса

жения поверхности грунта. Трехзвенный манипулятор немного отнесен от корпуса КА и приподнят над грунтом. Его положение описывается в системе координат HAND – Н. Координатная система панорамной камеры на манипуляторе – PAN.

Манипулятор имеет два основных звена длиной L_1 и L_2 , которые поворачиваются на углы α_1 и α_2 . Дополнительное звено несет на себе панорамную телекамеру, грунтозаборное устройство и спектрометр. Для выбора используемого прибора и ориентации панорамной телекамеры это звено манипулятора может поворачиваться на угол ϕ_2 . Весь манипулятор может поворачиваться в системе координат Н на угол ϕ_1 для выбора направления работы. Конструкция манипулятора обеспечивает достижение поверхности Фобоса примерно в радиусе 900 мм от его точки крепления. Телевизионные камеры имеют свои системы координат. Стереокамера – STEREO Left и STEREO Right – SL и SR соответственно. Стереобаза равна 80 мм. Угол наклона оптических осей к горизонту равен 60° . Панорамная камера PAN-P поворачивается вместе с последним звеном манипулятора таким образом, что она может формировать изображение участка рабочего сектора грунта или «смотреть» вдоль поверхности для формирования панорамных снимков. Последняя функция обусловила название этой камеры.

Для калибровки и контроля точности перемещения манипулятора в различных местах на корпусе КА наносятся специальные координатные метки.

Поле зрения каждой из камер стереокамеры будет покрывать участок поверхности Фобоса у основания КА на ширине 808 мм и на максимальном расстоянии от КА 1212 мм на ширине 1616 мм (рисунок 5). Общее поле зрения стереокамеры будет меньше по ширине на величину стереобазы, т.е. на 80 мм. Разрешение изображения / точность определения рельефа в ближней зоне изображения будет 0,789 мм / 3,45 мм, в центральной зоне 0,910 мм / 4,60 мм и в дальней зоне на расстоянии 1212 мм разрешение будет равно 1,578 мм / 13,81 мм, на расстоянии 900 мм максимальной досягаемости манипулятора – 1,285 мм / 9,16 мм. Таким образом, камень размером 5 мм в центре изображения будет иметь размер меньше 5 пикселей и точность рельефа – 4,6 мм, что исключает возможность вычисления

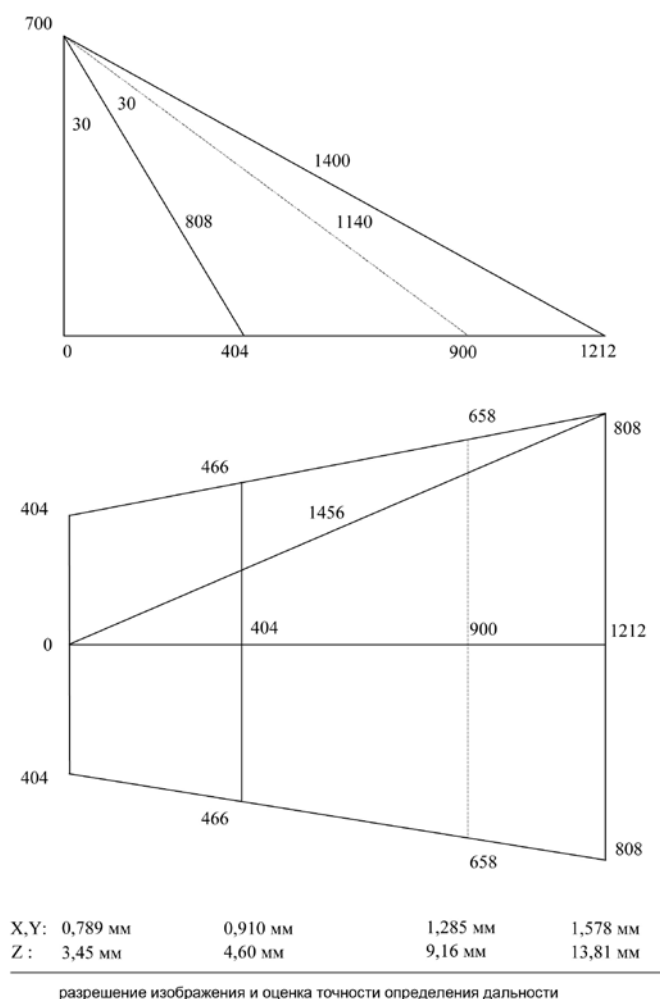


рисунок 5 | Поле зрения стереокамеры (размеры в мм)

трехмерной формы камня. Из этого следует, что выбор образца грунта возможен только по плоскому изображению на основании анализа теней с последующим определением его трехмерных координат по стереопаре изображений.

5. реконструкция рельефа по стереопаре

Реконструкция рельефа наблюдаемого участка поверхности Фобоса по стереопаре необходима для контроля перемещений манипулятора над поверхностью и может быть также использована для определения координат выбранных автоматически или визуально образцов грунта.

Для исследования методов решения поставленных задач был снят ряд изображений стереокамерой на макете поверхности. Пара изображений представлена на рисунок 6 а,б.

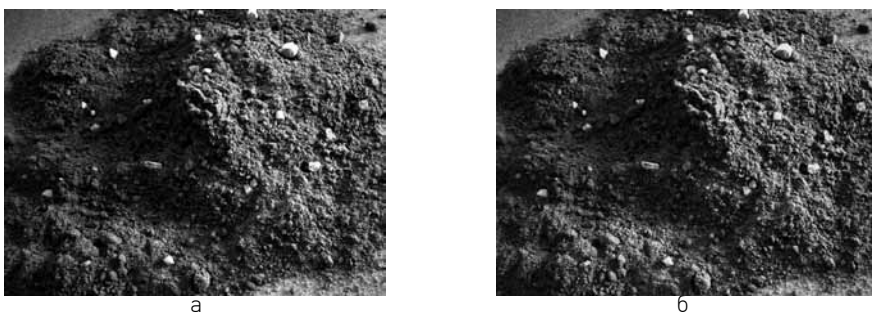


рисунок 6 Стереопара: а - правое изображение, б - левое изображение

5.1. корреляционный метод

Построение цифровой модели рельефа местности или объекта, т.е. определение пространственных координат элементов поверхности, основано на определении расположения соответствующих элементов рельефа на снимках стереопары изображений левой и правой телекамеры. Процесс поиска соответствующих элементов называется согласованием стереопары. Мы использовали корреляционный метод согласования. В соответствии с этим методом для всех точек левого изображения находится диспаратность d по максимуму корреляции ее окрестности на правом изображении:

$$d(i, j) = \arg \max_{k, l=-v, +v} \sum_{m, n=-w, +w} L(i+m, j+n) \cdot R(i+m+k, j+n+l).$$

При выполнении согласования непосредственно на исходных изображениях возникает дилемма устойчивости - точность: при использовании больших матриц корреляции получим надежный результат с низким разрешением по глубине, а при использовании корреляционных матриц малого размера локальное разрешение по глубине будет высоким, но с множеством ошибочных результатов. Поэтому на практике используется многомасштабный процесс согласования. Например, строится пирамида изображений. Процесс обработки начинается с верхнего уровня и распространяется вниз. На каждом последующем нижнем уровне используются и уточняются результаты, полученные на предыдущем верхнем уровне. Кроме этого, на уровне исходного изображения может использоваться дополнительный анализ корреляционной функции для определения диспаратности с точностью, превышающей разрешение исходного изображения. Результат описанного подхода представлен на рисунок 7а.

Полученный результат может быть использован для вычисления координат образца, найденного оператором по исходным телевизионным изображениям, для навигации манипулятора, то есть определения высоты оконечной части манипулятора над грунтом при движении с целью исключения нежелательного контакта. Этот результат также может использоваться для определения условий забора образцов грунта по локальному наклону рельефа. Манипулятор имеет ограничение на наклон поверхности в месте забора грунта.

5.2. использование теней

Однако этого результата не достаточно для автоматического выбора образцов. С целью повышения детальности восстановления рельефа был опробован метод, основанный на распределении теней. Идея состоит в том, чтобы по результатам реконструкции рельефа по стереопаре определить фотограмметрические свойства рельефа на макроуровне и использовать их для уточнения модели рельефа на основе анализа теней на микроуровне. Яркость конкретной точки изображения поверхности зависит от фотометрических свойств материала поверхности, от геометрических параметров поверхности в текущей точке (например,

наклон поверхности) и от количества и свойств источников освещения. При этом мы считаем, что параметры материала и освещения однородны в пределах наблюдаемого участка поверхности Фобоса и масштабируемы.

Вычислительный процесс имеет итерационный вид в соответствии со следующим выражением:

$$p_{t+1} = \tilde{p}_t + c \cdot (I - R(p_t, q_t)) \cdot \frac{\partial R}{\partial p}(p_t, q_t),$$

где p - производная поверхности по x ; q - производная поверхности по y ; коэффициент c сглаживает итерационный процесс вычисления; I - яркость изображения реальной поверхности в текущей точке; R - яркость изображения модели поверхности. Аналогично и одновременно определяется q .

Результат работы этого алгоритма представлен на рис.7б.

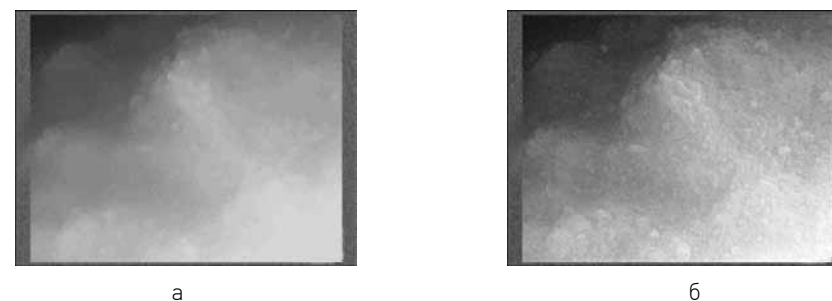


рисунок 7 Карта диспаратности: а - многомасштабный фазовый анализ корреляционной функции, б - анализ распределения теней

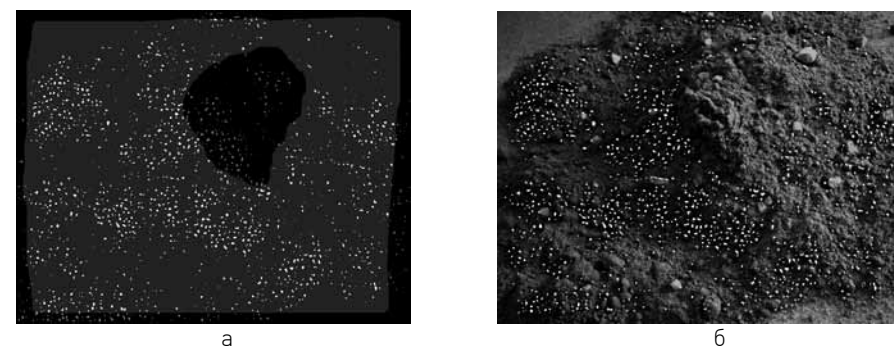


рисунок 8 а - идентификация образцов грунта, б - выбор образцов грунта с учетом ограничений на наклон поверхности

6. выбор образцов грунта

Алгоритм выбора образцов грунта основан на определении образца, т.е. отдельного камня, как нерегулярности на фоне регулярности. Выполняется градиентный анализ изображения скользящими окнами двух размеров. Отношение градиентов в окнах разных размеров сравнивается с эмпирическим порогом, и принимается решение о наличии камня в данной точке изображения. Размер меньшего окна и соотношение размеров окон определяется размером выбираемого камня и удобством его захвата. Поскольку обработка производится в плоскости изображения, а размер

4.2 СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ

камня определяется в предметной области, то величина окон должна пересчитываться в соответствии с реальным разрешением изображения в текущей точке изображения.

Описанный алгоритм выделяет образцы грунта на изображении и маркирует их яркими областями. Далее по этим областям вычисляются центры предполагаемых образцов грунта и определяются их координаты в системе координат КА в соответствии с результатами реконструкции рельефа по стереопаре. Может быть использована специальная процедура для сегментной обработки стереопары с целью определения координат каждого образца.

Выбор образцов грунта ограничивается углом наклона локальной нормали к поверхности грунта в месте расположения текущего образца (рисунок 8а). Положение выделенных образцов на исследуемом участке поверхности показано на рисунке 8б.

заключение

Система технического зрения в рассмотренном составе обеспечивает решение необходимого комплекса задач исследований на поверхности Фобоса. Она позволяет выполнять обзор поверхности, выбор и определение координат отдельных объектов для детального анализа, контроль взятия образцов. Произведена экспериментальная проверка ее функционирования на моделях грунта, рассмотрены варианты алгоритмов обработки изображений и повышения эффективности работы. Полученный практический опыт создания системы технического зрения позволяет совершенствовать ее и адаптировать под решение различных задач.

Бондаренко А.В., Докучаев И.В.
ООО "Растр Технолоджи", Москва
Кораблев О.И., Котцов В.А., Киселев А.Б.,
Сытенко И.Н., Козлов О.Е.
Институт космических исследований РАН, Москва
Бибринг Ж.П., Фурмонд Ж.Ж.
Институт космической астрофизики (Франция)

В рамках проекта ФОБОС-ГРУНТ создан межпланетный аппарат, способный совершить перелет к Марсу, посадку на его естественный спутник Фобос, взятие образца грунта и доставку его на Землю. Этот аппарат предназначен для решения широкого спектра научных и технических задач.

С помощью разнообразной научной аппаратуры, установленной на борту аппарата, ученые планируют определить происхождение спутников Марса, выяснить, каковы их физические и химические характеристики, внутреннее строение, особенности орбитального и собственного вращения. Во время экспедиции планируется провести исследование атмосферы и поверхности Марса, околопланетной среды в окрестностях Марса и Фобоса, а также исследование взаимодействия солнечного ветра с телами Солнечной системы.

Кроме того, после посадки космического аппарата (КА) на поверхности Фобоса останется долгоживущая станция с комплектом научной аппаратуры для проведения ряда научных экспериментов.

Такое многообразие научных задач, стоящих перед участниками проекта, предполагает расположение на борту межпланетного аппарата большого количества научных приборов, выполняющих различные эксперименты. Эти приборы, как правило, отличаются друг от друга не только своим функциональным назначением, но и информационными, управляющими и телеметрическими (ТМ) интерфейсами.

Таким образом, перед разработчиками встала задача интегрирования таких разнообразных по своим интерфейсным характеристикам научных приборов в единый комплекс, что позволило бы упростить отработку аппаратных ресурсов КА и сократить сроки её выполнения, ведя параллельно работы на двух функционально независимых комплексах: служебных системах и научных приборах. Решение этой задачи заключалось в создании специального прибора, играющего роль интеллектуального интерфейса между командно-управляющими, информационными, телеметрическими системами космического аппарата и научными приборами.

Необходимость объединения различных научных приборов в единый комплекс неоднократно возникала перед разработчиками бортовых систем планетных космических миссий. Эта задача решалась и при создании космических аппаратов, предназначенных для исследования Марса и Фобоса в проектах ФОБОС и МАРС-96.

В проекте МАРС-96 управление и обмен данными с трёхосной стабилизированной платформой, навигационной камерой и камерой наблюдения высокого разрешения возлагались на мультипроцессорную вычислительную систему (МВС). Система МВС состояла из четырёх гальванически развязанных полностью независимых комплектов, конструктивно объединённых в моноблок. Функциональная задача решалась двумя взаимодействовавшими между собой комплектами: процессором наведения и процессором стабилизации. Для обеспечения надежности дополнительно включался ещё один комплект - «горячий резерв», а четвёртый комплект - «холодный резерв» - находился в выключенном состоянии.

В рамках миссии ФОБОС-ГРУНТ задача объединения научных приборов решена с помощью системы информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК) (рисунок 1). СИОК представляет собой дублированный компьютер с расширенной энергонезависимой памятью и двумя резервированными информационно-управляющими интерфейсами в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B).

На информационной магистрали связи СИОК и бортового комплекса управления (БКУ) космического аппарата прибор выполняет функции оконечного устройства (ОУ), а БКУ КА – контроллера шины (КШ). По этой магистрали СИОК принимает и хранит цифровые команды и код бортового времени, полученные из бортового комплекса управления космического аппарата.

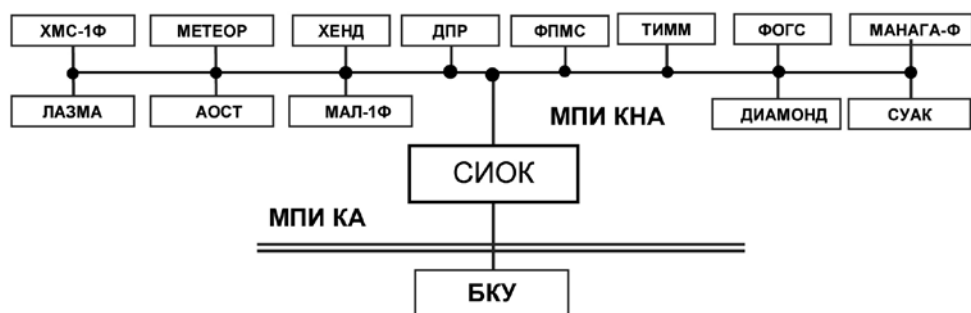


рисунок 1 Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК) в проекте ФОБОС-ГРУНТ: ХМС-1Ф – хроматограф, ЛАЗМА – лазерный времяпролетный масс-рефлектор, МЕТЕОР – детектор космической пыли, АОСТ – фурье-спектрометр, ХЕНД – нейтронный спектрометр, МАЛ-1Ф – масс-спектрометр, ДПР – длинноволновый планетный радар, ФПМС – плазменный комплекс, ТИММ – ИК-спектрометр, ФОГС – гамма-спектрометр, МАНАГА-Ф – масс-спектрометр вторичных ионов, СУАК – система управления автономным комплексом (приборы МIMOS II, УС01, ЛИБРАЦИЯ, ГРАС-Ф, СЕЙСМО-1)

На информационной магистрали связи с научными приборами СИОК выполняет функции контроллера шины, а научные приборы – оконечных устройств. По магистральному последовательному интерфейсу комплекса научной аппаратуры (МПИ КНА) СИОК передает цифровые команды управления научными приборами и код бортового времени. СИОК также выполняет функции сбора и хранения в энергонезависимой памяти информации, полученной от приборов научного комплекса КА. Эту информацию СИОК хранит до получения запроса из БКУ.

Прибор СИОК рассчитан на работу в условиях открытого космического пространства. Он устанавливается вне гермоотсека под общей ЭВТИ. На рисунке 2 приведен внешний вид штатного образца прибора СИОК.

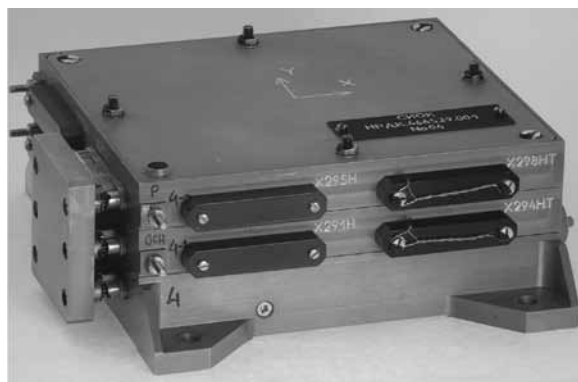


рисунок 2 Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК), штатный образец

После подачи электропитания или по специальным командам СИОК проводит контроль работоспособности своих аппаратных ресурсов. Управление приборами комплекса научной аппаратуры (КНА) СИОК осуществляет по внутренней информационной магистрали связи СИОК и научных приборов в соответствии с ГОСТ

Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B). По этой же магистрали СИОК принимает от научных приборов массивы научной и служебной информации в соответствии с циклограммой работы комплекса.

Передачу в БКУ массивов научной и служебной информации от приборов КНА СИОК осуществляет по внешней информационной магистрали связи СИОК и БКУ КА. По этой же магистрали прибор принимает от БКУ команды, адресованные научным приборам, осуществляет хранение этих команд и трансляцию абонентам. СИОК выполняет адресованные ему команды, а также формирует массивы телеметрической информации и передает их в БКУ.

Функциональная схема СИОК представлена на рисунке 3.

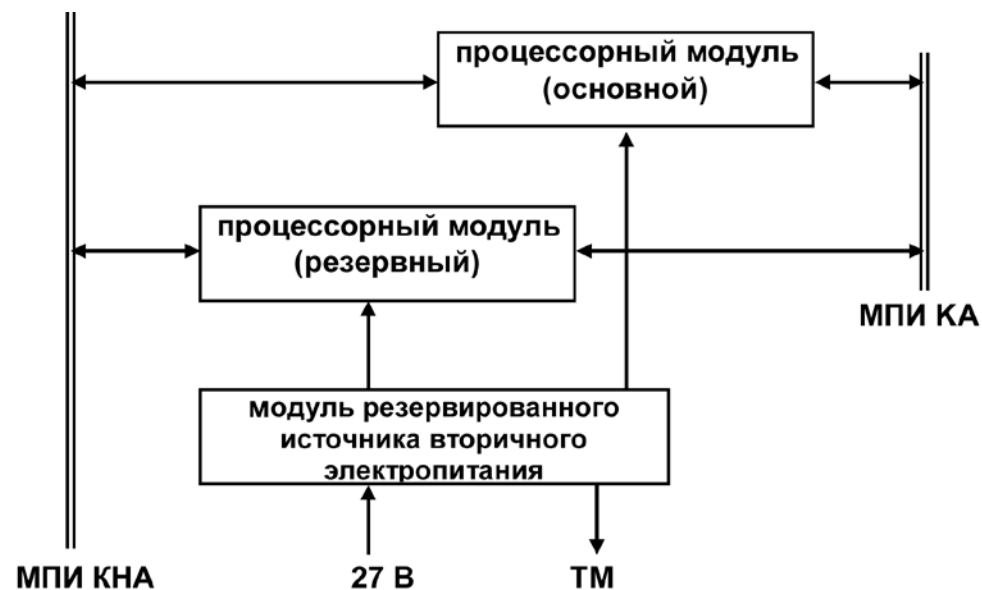


рисунок 3 Функциональная схема СИОК

Конструктивно прибор СИОК представляет собой моноблок, объединяющий три функциональных модуля:

- основной модуль процессора (ОМП);
- резервный модуль процессора (РМП)
- модуль резервированного вторичного источника питания (МВИП).

Модули процессора (ОМП и РМП) – это шестислойные печатные платы с размещенными на них электрорадиоизделиями, закрепленные в рамках. Модули процессора соединены с модулем МВИП посредством кроссплаты.

Модуль резервированного вторичного источника питания (МВИП) представляет собой печатную плату с размещенными на ней электронными компонентами, установленную в рамку-основание прибора.

Каждый модуль процессора (основной и резервный) выполняет следующие функции:

- обмен по информационной магистрали связи с БКУ в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553);
- обмен по информационной магистрали связи с научными приборами в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553);
- трансляцию команд и кода бортового времени из БКУ к научным приборам;

- запись и хранение информации в энергонезависимой памяти, а также ее передачу в БКУ;
- начальное тестирование ресурсов процессорного модуля;
- обеспечение перепрограммирования энергонезависимой памяти программ без разборки прибора СИОК через технологический интерфейс JTAG.

Укрупненная структурная схема процессорного модуля СИОК представлена на рис. 4.

В состав модуля процессора входят следующие основные элементы:

- 32-разрядный однокристалльный цифровой сигнальный процессор ADSP-21060 с оперативной памятью объемом 512 кбайт;
- контроллер интерфейса с БКУ КА ВU-61580 в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553), работающий в режиме оконечного устройства;
- контроллер интерфейса с научными приборами ВU-61580 в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553), работающий в режиме контроллера шины;
- два энергонезависимых электрически стираемых постоянных запоминающих устройства для записи программ (ЭСПЗУ-П) АТ28С010 объемом 128 кбайт каждое;
- два энергонезависимых электрически стираемых постоянных запоминающих устройства для записи данных (ЭСПЗУ-Д) WF4M32-100G2TC5 объемом 16 Мбайт каждое;
- генератор тактовой частоты 16 МГц;
- супервизор питания IS9-705RH.

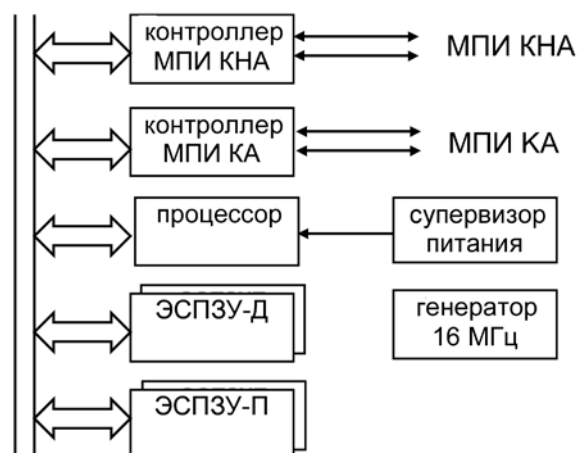


рисунок 4 Укрупненная структурная схема процессорного модуля (основного и резервного) СИОК

Цифровой сигнальный процессор реализует различные режимы и программы работы СИОК и осуществляет форматирование данных, получаемых от научных приборов, и, в случае необходимости, их сжатие перед передачей в БКУ по МПИ КА для трансляции в радиоканал.

Контроллеры интерфейсов дублированного мультиплексного канала МПИ КНА и МПИ КА обеспечивают информационный обмен со служебными системами КА и научными приборами.

Электрически стираемое постоянное запоминающее устройство для записи программ (ЭСПЗУ-П) предназначено для хранения бортового программного обеспечения СИОК, состоящего из программ форматирования данных от научных

приборов, их сжатия, инициализации и начального тестирования ресурсов процессорного модуля СИОК, организации обмена со служебными системами КА и научными приборами по МПИ КНА.

Электрически стираемое постоянное запоминающее устройство для записи данных (ЭСПЗУ-Д) хранит данные научных приборов с момента их получения до сеанса связи с Землей.

Генератор формирует тактовую частоту номиналом 16 МГц для работы модуля процессора.

Супервизор питания выдает первоначальный импульс «Сброс» при подаче электропитания на процессорный модуль для начальной инициализации работы системы и выполняет функции сторожевого таймера по формированию импульса «Сброс» в случае возможного «зависания» процессора.

Модуль резервированного вторичного источника питания (МВИП) служит для преобразования бортового напряжения ($28,5 \pm 1,35$) В во вторичное напряжение электропитания +5 В и -15 В, необходимое для работы блоков прибора.

Функционально МВИП состоит из узлов: фильтра, преобразователей (основной и резервный), плавного запуска, телеметрии.

На выходной разъем узла телеметрии выведены сигналы, передающие информацию о температуре МВИП, наличии напряжения бортовой сети и правильности стыковки разъемов.

Основная форма контроля качества вновь выпущенного прибора – испытания, представляющие собой экспериментальное определение количественных и качественных показателей свойств изделия электронной техники. Такие испытания помогают оценить правильность конструкторских и схемотехнических решений прибора.

Первый изготовленный по учтенной документации прибор подвергается предварительным испытаниям (ПРИ): конструкторско-доводочным, ресурсным и граничным.

Конструкторско-доводочные испытания (КДИ) приборов проводят в целях проверки их соответствия требованиям технического задания (ТЗ), технических условий (ТУ), нормативной, конструкторской (КД) и эксплуатационной (ЭД) документации, обнаружения отклонений от выбранной конструкции или принятой технологии, выявления скрытых дефектов материалов или элементов конструкции в условиях, максимально приближенных к условиям его реальной эксплуатации. По результатам испытаний КДИ в случае необходимости корректируется конструкторская документация.

Ресурсные испытания (РИ) проводят для подтверждения назначенного ресурса прибора, а граничные (ГИ) – для выявления конструктивных запасов функциональных характеристик.

Образец, прошедший полный комплекс предварительных испытаний, к дальнейшей эксплуатации не допускается.

Каждый поставочный образец прибора проходит приемо-сдаточные испытания (ПСИ) с целью определения соответствия продукции ТЗ, ТУ и эксплуатационной документации перед отправкой заказчику.

Испытания проводятся по соответствующим программам и методикам испытаний, разработанным на основе требований ТЗ и конструкторской документации с использованием типовых программ, стандартизованных методик и других нормативных документов.

Для прибора СИОК выпущены технические условия (ТУ), в которых определены и критерии оценки его работоспособности. В соответствии с этими критериями разработаны тесты ресурсов прибора, позволяющие оценивать его исправность во время испытаний.

Для проведения испытаний в память прибора записывалось тестовое программно-алгоритмическое обеспечение (ПО СИОК). Для симуляции реакции

приборов научного комплекса и БКУ использовалась контрольно-испытательная аппаратура КИА СИОК.

Тестовое программное обеспечение СИОК реализовывало следующие тесты аппаратных ресурсов:

1. начальное тестирование ресурсов процессорного модуля, выполняемое после подачи электропитания на прибор. В процессе теста проверяется:

- целостность программного обеспечения (значение контрольной суммы ПО), записанного в ЭСПЗУ-П;
- исправность оперативных запоминающих устройств (ОЗУ);
- исправность цифрового сигнального процессора;
- исправность контроллера интерфейса МПИ КА;
- исправность контроллера интерфейса МПИ КНА.

Результат теста (одно шестнадцатиразрядное слово) записывается в ОЗУ контроллера интерфейса МПИ КА и содержит результаты проверок целостности ПО (сравнение значения контрольной суммы ПО с заданным), ОЗУ процессора, а также номер банка ЭСПЗУ-П, использованного при загрузке, и информацию о «холодном» / «горячем» старте.

2. проверка контроллера интерфейса МПИ КА в режиме оконечного устройства (ОУ)

Обобщенный тест функционирования интерфейса прибора в режиме ОУ позволяет проверить правильное функционирование ОУ при информационных обменах, реализованных в форматах передачи данных «1» и «2» по ГОСТ Р 52070-2003. При выполнении этой проверки с контроллера шины КИА СИОК производится запись в память ОУ 32 шестнадцатиразрядных слов, их чтение с последующим сравнением массивов переданных и принятых данных, а также контроль статусной информации, формируемой контроллером шины КИА СИОК на аппаратном уровне.

3. проверка контроллера интерфейса МПИ КНА в режиме КШ

Обобщенный тест функционирования интерфейса прибора в режиме контроллера шины (КШ) позволяет проверить правильное функционирование КШ при информационных обменах, реализованных в форматах передачи данных «1» и «2» по ГОСТ Р 52070-2003. При выполнении этой проверки с КШ КИА СИОК инициируется выполнение теста с последующим контролем результатов информационного обмена и контроль статусной информации, формируемой КШ СИОК на аппаратном уровне.

4. проверка сторожевого таймера и переключения банков памяти.

Тест позволяет оценить работоспособность сторожевого таймера, а также контроль загрузки процессора из разных банков программ. Командой по шине БКУ производится останов формирования сигнала «Сброс» сторожевого таймера, вследствие чего примерно через 2 с происходит перезагрузка процессора из другого банка памяти. Результат контролируется анализом битов слова внутреннего теста.

5. проверка ЭСПЗУ научных данных (ЭСПЗУ-Д)

Проверяется работоспособность ЭСПЗУ в режимах записи, хранения и стирания данных. По командам, передаваемым по шине МПИ КА, выполняется инициализация тестов записи тестовых данных, чтения и сравнения с исходными данными, стирания и проверки стирания.

Тестирование аппаратных ресурсов СИОК и контроль результатов проводились непрерывно во время испытаний всех образцов прибора. В рамках ПСИ и других видов испытаний СИОК подвергался воздействиям – климатическим и механическим, пониженного атмосферного давления, электромагнитного излучения и помех по цепям питания; проводились измерения электромагнитного излучения самого прибора.

Испытаниям ПСИ подвергались образец для ПРИ, а также поставочные образцы, изготовленные по учтенной документации с литерой «О» и прошедшие техно-

логический прогон; испытаниям КДИ, РИ и ГИ – образец для ПРИ.

Прибор СИОК представляет собой «миникомпьютер» с заданным количеством функций. Он принимает и хранит информацию от разнообразных приборов, обеспечивает передачу управляющих команд и кода бортового времени от бортового комплекса управления к этим приборам. Такой прибор или его аналог может быть использован в любой космической миссии для объединения части бортового оборудования в единый комплекс, причем СИОК может осуществлять объединение как научной аппаратуры, так и служебных систем.

Прибор, выполняющий функции интеграции различных по интерфейсам приборов в единую систему, может найти свое применение во многих областях народного хозяйства, в том числе, не связанных с космической деятельностью.

**Г.А. Аванесов, В.Ю. Белов, Т.Ю. Дроздова, И.Ю. Катасонов,
М.И. Куделин, В.М. Муравьев, А.А. Форш**
Институт космических исследований РАН, Москва

4-24 ЭКСПЕРИМЕНТ «БИОФОБОС/АНАБИОЗ»

Проект ФОБОС-ГРУНТ предоставляет уникальную возможность впервые оценить длительное воздействие глубокого космоса на выживаемость покоящихся форм различных организмов в условиях полного отсутствия поддержания параметров жизнеобеспечения. С этой целью в научную программу проекта ФОБОС-ГРУНТ был включен эксперимент «БиоФобос/Анабиоз». Задачами данного эксперимента являются:

- исследование выживания покоящихся стадий бактерий, грибов, животных и растений в условиях межпланетного полета с целью оценки повреждающего действия факторов космической среды на криптобиотические формы организмов и дальнейшей отработки технологии длительного хранения организмов в состоянии биологического покоя;
- исследование биологических, биохимических и молекулярно-генетических изменений в организмах, перенесших длительный космический полет;
- оценка рисков, связанных с возможной трансформацией микроорганизмов, населяющих космический объект, при выносе их в условия открытого космического пространства с последующим обратным вносом внутрь космического объекта;
- сравнение выживания в условиях межпланетного полета покоящихся стадий с различным уровнем жизнеспособности, в том числе и искусственно повышенной за счет использования в процессе культивирования биологически активных веществ, с целью разработки новых биотехнологических методов получения покоящихся стадий для длительной космической транспортировки;
- сравнение выживания покоящихся стадий организмов в условиях межпланетного полета («БиоФобос/Анабиоз») и орбитального полета в контрольном эксперименте на низкой околоземной орбите на внешней стороне Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) (эксперимент «Биориск-МСН»).

Для размещения биологических объектов в «Фобос-капсулах» будет использована методика, реализованная в российской части эксперимента «Экспоуз-Р», который в настоящее время проводится на внешней стороне РС МКС.

Эксперимент проводится в рамках российской научной программы. Решением секции «Космическая биология и физиология» Совета РАН по космосу создана рабочая группа по реализации программы биологических исследований в проекте ФОБОС-ГРУНТ. В состав рабочей группы вошли представители Государственного научного центра Российской Федерации - Института медико-биологических проблем РАН (ГНЦ РФ - ИМБП РАН), Института космических исследований РАН (ИКИ РАН), Института микробиологии им. С.Н.Виноградского РАН (ИНМИ РАН), Зоологического института РАН (ЗИН РАН), Института молекулярной биологии им. В.А.Энгельгарда (ИМБ РАН), Московского государственного университета им. М.В.Ломоносова (МГУ им.М.В. Ломоносова).

введение

Способностью создавать те или иные формы покоя, обеспечивающие возможность клеток выживать в условиях, несовместимых с активной жизнедеятельностью, обладает широкий спектр организмов, от бактерий до позвоночных [Alekseev, Ravega, 2004; Alekseev, Abramson, 2006]. Проявляясь сходным образом у нередко эволюционно далеко отстоящих организмов, различные формы покоя, по-видимому, имеют в своей основе молекулярно-генетическую общность [Alekseev, Starobogatov, 1996]. Без особого преувеличения можно говорить о наличии практически у всех живых существ способности к периодическому затормаживанию жизнедеятельности, которая проявляется в зависимости от конкретных условий существования видов. В регуляции механизмов покоя, очевидно, участвуют особые сигналы и/или факторы внутренней природы (биологические часы), что позволяет ставить вопрос об управлении этими механизмами, как в рамках отдельных организмов, так и на

уровне экосистем. Перспективные возможности сигнального управления адаптационными процессами в организмах, принадлежащих к различным таксономическим группам в филогенетическом ряду от бактерий до млекопитающих и высших растений, представляют значительный интерес для космической биологии и для медико-биологического обеспечения существования человека в дальнем космосе. Этот интерес определяет несколько направлений в изучении отклика живых систем на воздействие космической среды с проведением экспериментов как внутри, так и вне космических аппаратов.

Важнейшим направлением исследований в космической биологии является обеспечение планетарного карантина. Наличие устойчивых форм жизни может стать причиной несанкционированного антропогенного распространения земных организмов на другие небесные тела и, наоборот, инфицирования Земли инопланетными формами. Известны различные способы переживания неблагоприятного воздействия организмами: диапауза и криптобиоз, имеющие разные механизмы перехода в стадию покоя и обеспечивающие разную степень выживания популяций. Диапазон устойчивости организмов в состоянии диапаузы и криптобиоза к воздействию химических и физических факторов весьма широк. Некоторые организмы, в том числе высокоорганизованные многоклеточные, способны к реверсии из состояния диапаузы и криптобиоза после длительного нахождения при температуре -200°C , нагрева до 200°C , воздействия радиации более 7000 Гр , выдерживания в 100 % этиловом спирте и других несовместимых с активной жизнью средах [Алексеев, 1990; Kinchin, 1994; Seki, Toyoshima, 1998; Alekseev et al., 2007]. Такая высокая степень устойчивости биологической материи к неблагоприятным факторам среды, обнаруженная не только у простейших одноклеточных организмов, но и у более высокоорганизованных – многоклеточных, позволяет предполагать значительную вероятность переноса живой материи через космическое пространство [Rothschild, Mancinelli, 2001].

К настоящему времени показано выживание микроорганизмов (спор *Bacillus subtilis*) в течение 6 лет на околоземной орбите [Horneck, 1993]. Позже установлено, что иммобилизация в породе способствует повышению жизнеспособности клеток вследствие защиты от УФ-излучения [Horneck, 1993; Horneck et al., 1994; Rettberg et al., 2002]. Споры той же бактерии оставались жизнеспособными в миссиях «Аполлон-16 и 17» после краткосрочной экспозиции (несколько дней) внутри КА на орбите за пределами геомагнитосферы [Rettberg et al., 2002; Reitz et al., 1995; Bucker et al., 1973; Bucker, 1974; Bucker, Horneck, 1975; Bucker et al., 1975; Facius et al., 1978; Facius et al., 1979; Heinrich, 1977]. В экспериментах «Биориск» впервые было показано, что при длительном пребывании (от 13 до 33 месяцев) в экстремальных условиях космического пространства сохраняют свою жизнеспособность не только споры микроорганизмов (бактерии и грибы), но и покоящиеся формы других организмов, стоящих в эволюционном ряду на более высоких уровнях развития (семена высших растений, личинки комара, яйца низших ракообразных) [Alekseev et al., 2007; Novikova et al., 2006; Новикова и др., 2007; Дешева и др., 2007; Баранов и др., 2009; Gusev et al., 2009; Novikova et al., 2010].

Исследование жизнеспособности и трансформации микроорганизмов, присутствующих в космическом объекте, на трассе межпланетного полета важно не только для разработки мер планетарного карантина, но и для обеспечения медико-биологической безопасности экипажа в пилотируемой космонавтике. Исследования на борту орбитального комплекса «Мир» и Российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) показали, что жизнедеятельность микроорганизмов в среде космического объекта сопровождается возникновением как медицинских, так и весьма серьезных технических (технологических) рисков, в основе которых лежит резидентное заселение декоративно-отделочных и конструкционных материалов интерьера и оборудования бактериально-грибными ассоциациями, что приводит к возникновению отказов оборудования, находяще-

гося на борту космического аппарата [Новикова, 2003; Novikova, 2004].

Исследование покоящихся форм организмов связано и с проблемой создания длительно функционирующих биологических систем жизнеобеспечения (БСЖО). Результаты исследований на борту орбитальных станций свидетельствуют, что длительное функционирование биологической составляющей систем жизнеобеспечения (СЖО) в условиях космического полета или планетарной базы имеет ряд существенных ограничений, особенно для гетеротрофного звена [Гительзон и др., 1975; Шепелев, 1975; Meleshko, Shepelev, 1996; Сычев и др., 2002; Sychev et al., 2003]. Использование покоящихся форм организмов позволит:

- осуществлять межпланетную транспортировку компонентов БСЖО в состоянии гибернации, особенно гетеротрофных, для создания систем жизнеобеспечения планетарных баз [Alekseev et al., 2006];
- создать банк покоящихся стадий автотрофных и гетеротрофных звеньев БСЖО, что позволит восстановить ее функционирование как в случае разрушения всей системы, так и при выпадении отдельных ее элементов [Alekseev et al., 2007];
- осуществлять постепенное поступление новых звеньев для коррекции возникающих дисбалансов в ограниченной по объему и структуре БСЖО, созданной вне земной биосферы [Alekseev et al., 2007].

В настоящее время в рамках российской научной программы проводятся космические исследования с покоящимися формами организмов, принадлежащими к различным таксономическим группам. В рамках экспериментов «Растения-Семена», «Биориск», «Аквариум», «Экспоуз-Р» проводятся исследования по экспозиции разной длительности покоящихся форм организмов внутри и вне РС МКС. Однако данные этих экспериментов не позволяют в полной мере оценить биологические риски в плане как решения вопросов планетарного карантина, так и подготовки медико-биологического обеспечения межпланетных полетов человека. Условия на околоземной орбите существенно отличаются от условий, в которых должен будет жить и работать экипаж, а также существовать сопутствующие ему организмы на трассе межпланетного перелета, прежде всего, по уровню и спектрам радиационного воздействия, магнитным характеристикам. В связи с этим индикация межпланетных космических трасс по показателям реакции биологических объектов широкого таксономического спектра на воздействие космоса является необходимым условием для исследований космического пространства.

Другое важнейшее направление космических исследований - поиск жизни вне Земли, поиск ответа на фундаментальный вопрос об уникальности или типичности явления биологической формы жизни во Вселенной.

В обозримой перспективе поиск жизни вне Земли будет проводиться на небесных телах с условиями, ограниченными для существования белковой жизни, а также позволяющими длительно сохранять жизнеспособность в состоянии криптобиоза. Возможной стратегией выживания в таких условиях может быть чередование краткосрочных периодов активной и долгосрочных периодов латентной форм жизни. Для выявления наличия жизни в таких экосистемах могут понадобиться принципиально иные технологии поиска, основанные на свойствах криптобиоза. Наиболее эффективным элементом алгоритма астробиологического поиска была бы возможность пробуждения покоящихся форм адекватными сигналами. Полученные в последние десятилетия данные в области исследований природных сред обитания свидетельствуют о выживании организмов в состоянии криптобиоза при замораживании во льду или древней мерзлоте в течение нескольких миллионов лет [Звягинцев и др., 1985; Gilichinsky et al., 1992; Vorobyova et al., 1997; Gilichinsky et al., 2007]. Сохранение жизни столь продолжительное время представляется вполне достаточным для, по меньшей мере, межпланетного переноса в Солнечной системе покоящихся форм жизни метеоритами, а также пылевыми или ледяными частицами комет. По имеющимся оценкам, еже-

годно земной поверхности достигает около тонны марсианской породы (в виде метеоритов), выброшенной вследствие бомбардировки планеты крупными метеоритами [Gladman, 1997]. Кроме того, около 40 000 тонн межпланетной пыли ежегодно достигает земной атмосферы [Love, Brownlee, 1993]. Подсчитано, что каждый из 10^7 достигающих Земли марсианских метеоритов преодолел межпланетное расстояние менее чем за год, а каждый миллион лет около 10 метеоритов массой более 100 г достигают Земли за два-три года [Gladman, 1997]. При этом доказано, что температура внутри таких достигающих Земли метеоритов и температура выпадающей на Землю межпланетной пыли [Gladman, 1997] не достигает значений, при которых происходит гибель микроорганизмов [Anders, 1989; Love, Brownlee, 1993]. Вследствие мягкого торможения в верхних слоях атмосферы межпланетная пыль также достигает земной поверхности без значительного разогрева [Anders, 1989]. Таким образом, может происходить межпланетный обмен населяющими породу или пыль микроорганизмами при условии сохранения ими жизнеспособности в космическом пространстве.

Проект ФОБОС-ГРУНТ предоставляет уникальную возможность впервые оценить длительное воздействие глубокого космоса на жизнеспособность организмов в условиях полного отсутствия поддержания параметров жизнеобеспечения. Таким образом, проект обеспечит постановку и решение целого спектра актуальных биологических, медико-биологических и астробиологических задач.

задачи эксперимента

Задачами биологических исследований в эксперименте «БиоФобос/Анабиоз» являются:

- исследование выживания покоящихся стадий бактерий, грибов, животных и растений в условиях межпланетного полета с целью оценки повреждающего действия факторов космической среды на эволюционно разнесенные криптобиотические стадии живых существ и дальнейшей отработки технологии длительного хранения живых организмов в состоянии биологического покоя;
- исследование биологических, биохимических и молекулярно-генетических изменений у организмов, полученных из покоящихся стадий, перенесших длительный космический полет;
- оценка рисков, связанных с возможной трансформацией микроорганизмов, населяющих космический объект, при выносе их в условия космического пространства с последующим обратным их вносом внутрь космического объекта;
- сравнение выживания в условиях межпланетного полета покоящихся стадий с различным уровнем жизнеспособности, в том числе и искусственно повышенной за счет использования в процессе культивирования биологически активных веществ, с целью разработки новых биотехнологических методов получения покоящихся стадий для длительной космической транспортировки;
- сравнение выживания покоящихся стадий различных организмов в условиях межпланетного полета («БиоФобос/Анабиоз») и в условиях орбитального полета в контрольном эксперименте на низкой околоземной орбите на внешней стороне РС МКС (эксперимент «Биориск-МЧН»).

описание эксперимента

Оборудование «Фобос-капсула» представляет собой сборку, состоящую из корпуса и крышки, изготовленных из титанового сплава, с объемом для размещения образцов: $\varnothing 11 \times 35$ мм. Масса сборки «Фобос-капсула» составляет не более 21 г. Конструкция сборки обеспечивает ее целостность на всех этапах эксплуатации. Установка сборок «Фобос-капсула» в спускаемом аппарате представлена на рисунке 1.

Для размещения биологических объектов в «Фобос-капсулах» будет использована методика, реализованная в российской части эксперимента «Экспоуз-Р»,

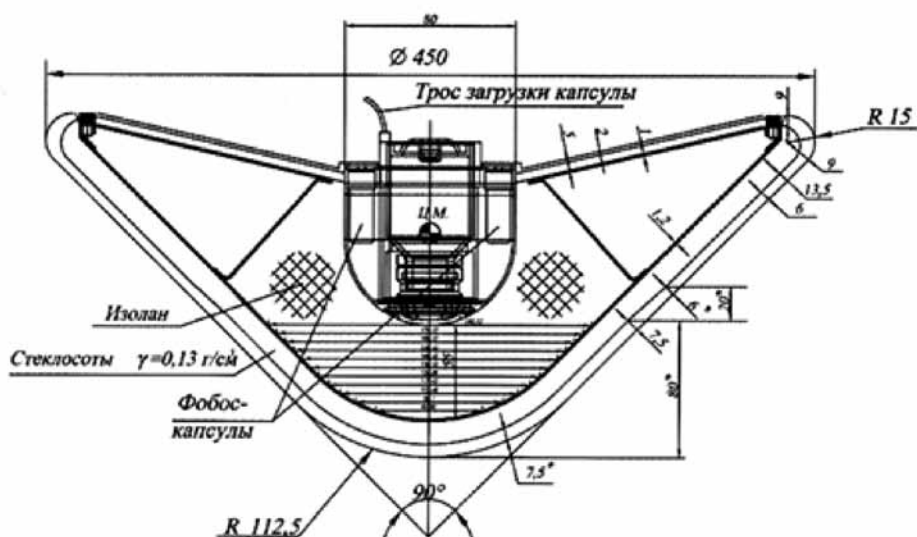


рисунок 1 Спускаемый аппарат проекта «Фобос-Грунт» с расположенными в нем «Фобос-капсулами»



рисунок 2 Пакеты (слева направо) со спорами грибов, покоящимися яйцами низших ракообразных, семенами *Arabidopsis thaliana*, криптобиотическими личинками *Polypedilum vanderplanki*

проводившегося на внешней стороне РС МКС в период с 10 марта 2009 г. по 21 января 2011 г. Каждый отдельный биологический образец помещается в герметично запаянный пакет размером 11×11 мм, изготовленный из полиэтиленовой пленки (рисунок 2). Лиофилизированные или высушенные культуры бактерий и споры бактерий располагаются на фильтрах, которые помещают в пластиковые пакеты. Пакет с биологическим образцом в зависимости от вида биологического объекта имеет массу в пределах от 0,01 до 0,1 г.

На заседании рабочей группы по реализации биологических исследований в проекте ФОБОС-ГРУНТ 22 мая 2009 г. был утвержден список биообъектов, включенных в эксперимент «БиоФобос/Анабиоз» (таблица). В период с 29 мая по 08 июня 2009 г. все биообъекты были размещены в пластиковых пакетах. 15 июня 2009 г. 122 пакета были размещены в двух «Фобос-капсулах» (по 66 пакетов в каждой).

В связи с переносом сроков реализации проекта Фобос-Грунт на 2011 г. 15.04.2010 г. представители ГНЦ РФ – ИМБП РАН извлекли пакеты с биологическими образцами из двух «Фобос-капсул» спускаемого аппарата «Фобос-Грунт»

Перечень биологических объектов, предназначенных для включения в эксперимент «БиоФобос/Анабиоз»

N	таксон	вид	штамм	организация - поставщик
1	цианобактерии	<i>Leptolyngbia</i> sp.	Dr 6606	МГУ
2	бактерии	<i>Bacillus subtilis</i>	# 20	ИМБП РАН
3		<i>Bacillus licheniformis</i>	#24	ИМБП РАН
4		<i>Bacillus pumilus</i>	# 25	ИМБП РАН
5		<i>Bacillus subtilis</i>	# 2335\105	ИМБП РАН
6		<i>Methylosinus trichosporium</i>		ИНМИ РАН
7		<i>Methylosinus sporium</i>		ИНМИ РАН
8		<i>Methylocystis echinoides</i>		ИНМИ РАН
9		<i>Methylobacter chroococcum</i>		ИНМИ РАН
10		<i>Deinococcus radiodurans</i>	RF	ИНМИ РАН
11		<i>Deinococcus radiodurans</i>	Old C	ИНМИ РАН
12		<i>Artrobacter oxydens</i>	RF	ИНМИ РАН
13		<i>Artrobacter oxydens</i>	RF+PolySach	ИНМИ РАН
14		<i>Pseudomonas aurefaciens</i>	MoCult	ИНМИ РАН
15		<i>Pseudomonas aurefaciens</i>	VegCel	ИНМИ РАН
16		<i>Pseudomonas aurefaciens</i>	RF	ИНМИ РАН
17		<i>Pseudomonas aurefaciens</i> + <i>Artrobacter oxydens</i>		ИНМИ РАН
18		<i>Methanosarcina lacustris</i> sp.	nov. ZS (= DSM13486T), VKM B-2268	МГУ
19		<i>Ferroplasma acidiphilum</i>	gen. nov., sp. nov.	МГУ
20		<i>Acinetobacter</i> sp.	K30A	МГУ
21		<i>Rhodococcus</i> sp.	K-25	МГУ
22		<i>Sphingomonas</i> sp.	K42	МГУ
23		<i>Acetobacterium tundrae</i> sp.	nov. Z-4493 (=DSM1 9173T)	МГУ
24		<i>Micrococcus luteus</i>	6/90-111	МГУ
25		<i>Aquaspirillum</i> sp.	6/90-111/C505	МГУ
26		<i>Rudobacter spheroides</i>	323	МГУ

27	грибы	<i>Ulocladium botrytis</i>	16-12	ИМБП РАН
28		<i>Cladosporium cladosporioides</i>	2-3	ИМБП РАН
29		<i>Aspergillus sydowii</i>	9-6	ИМБП РАН
30		<i>Aspergillus versicolor</i>	4-3-4	ИМБП РАН
31		<i>Penicillium aurantiogresium</i>	9-9	ИМБП РАН
32		<i>Penicillium expansum</i>	4-3-3	ИМБП РАН
33		<i>Aspergillus sydowii</i>	ВКМ	ИМБП РАН
34		<i>Penicillium aurantiogresium</i>	ВКМ	ИМБП РАН
35		<i>Aspergillus versicolor</i>	ВКМ	ИМБП РАН
36		<i>Penicillium expansum</i>	ВКМ	ИМБП РАН
37		<i>Aureobasidium pullulans</i>	Viala&Boyer КБП-3847	МГУ
38		<i>Streptomyces sp.</i>	315	МГУ
39		<i>Ulocladium botrytis</i>	Preuss M-54 ВКМ F-4032D	МГУ
40		животные	<i>Artemia salina</i>	-
41	<i>Streptocephalus torvicornis</i>		-	ЗИН РАН
42	<i>Eucypris sp.</i>		-	ЗИН РАН
43	<i>Daphnia magna</i>		-	ЗИН РАН
44	<i>Hemidiaptomus ingens</i>		-	ЗИН РАН
45	<i>Polypedilum vanderplankii</i>		-	ЗИН РАН
46	растения	<i>Pediastrum duplex*</i>	-	ЗИН РАН
47		<i>Arabidopsis thaliana</i>	-	ИМБ РАН
48		<i>Zingiberia beibersteiniana</i>	-	ИМБ РАН
49		<i>Mesembryanthemum crystallinum</i>	-	ИМБ РАН
50		<i>Nicandra physaloides</i>	-	ИМБП РАН

* *Pediastrum duplex* - одноклеточная водоросль соопустует *Daphnia magna* и не требует размещения в отдельном пластиковом пакете.

в присутствии представителей ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина». Повторная заправка «Фобос-капсул» пакетами с биологическими образцами, включенными в эксперимент «БиоФобос/Анабиоз», осуществлена 11 февраля 2011 г. В каждой из «Фобос-капсул» размещены все 49 биообъектов (см. таблицу). В «Фобос-капсуле» № 1 дополнительно размещено 11 пакетов с семенами растений и личинками *Polypedilum vanderplankii*.

Извлеченные 15.04.2010 г. из «Фобос-капсул» пакеты с биологическими образцами, а также вновь подготовленные пакеты с биологическими образцами, 15.03.2011 г. размещены в оборудовании эксперимента «Биориск-МСН», который является орбитальным контролем к эксперименту «БиоФобос/Анабиоз».

Оборудование «Биориск-МСН» 27.04.2011 г. на борту грузового корабля «Про-

гресс» доставлено на борт Российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС). Вынос оборудования «Биориск-МСН» на внешнюю сторону РС МКС осуществлен 04 августа 2011 г.

закключение

Эксперимент проводится в рамках российской научной программы. Для его осуществления решением секции «Космическая биология и физиология» Совета РАН по космосу создана рабочая группа по реализации программы биологических исследований в проекте ФОБОС-ГРУНТ. В состав рабочей группы вошли представители Государственного научного центра Российской Федерации - Института медико-биологических проблем РАН (ГНЦ РФ - ИМБП РАН), Института космических исследований РАН (ИКИ РАН), Института микробиологии им. С.Н.Виноградского РАН (ИНМИ РАН), Зоологического института РАН (ЗИН РАН), Института молекулярной биологии им. В.А.Энгельгарда (ИМБ РАН), Московского государственного университета им. М.В.Ломоносова (МГУ им.М.В.Ломоносова). Основной задачей рабочей группы являлось проведение работ:

- по согласованию вопросов, связанных с включением эксперимента «БиоФобос/Анабиоз» в состав исследований, проводимых комплексом научной аппаратуры проекта ФОБОС-ГРУНТ;
 - размещению биологических объектов в спускаемом аппарате проекта ФОБОС-ГРУНТ;
 - определению перечня биологических объектов для включения в эксперимент «БиоФобос/Анабиоз»;
 - организации и координации работ при реализации эксперимента «БиоФобос/Анабиоз» и при проведении орбитального контрольного эксперимента в рамках программы «Биориск-МСН» на внешней стороне РС МКС.
- Реализация эксперимента «БиоФобос/Анабиоз» в проекте ФОБОС-ГРУНТ позволит получить уникальные результаты, которые:
- внесут новый вклад в фундаментальные знания о пределах жизнеспособности биологических систем различного уровня организации и, соответственно, возможности распространения биологической формы жизни во Вселенной, будут получены новые данные для понимания происхождения жизни;
 - явятся основой для оптимизации мероприятий по обеспечению планетарного карантина, медико-биологической безопасности человека в межпланетных полетах, безопасности межпланетных миссий при возвращении на Землю;
 - послужат основой для разработки новых биотехнологий.

литература

Алексеев В.Р.(1990) Диапауза ракообразных. Эколого-физиологические аспекты. М.: Наука, 1990. 145 с.

Баранов В.М., Новикова Н.Д., Поликарпов Н.А. и др.(2009) Эксперимент «Биориск»: 13-месячная экспозиция покоящихся форм организмов на внешней стороне Российского сегмента международной космической станции (предварительные результаты) //ДАН. 2009. т. 426. № 5. С. 1-4.

Гительзон И.И., Ковров Б.Г., Лисовский Г.М. и др. (1975) Экспериментальные экологические системы, включающие человека / В кн.: «Проблемы космической биологии». М.: Наука, 1975. Т. 28. 312 с.

Дешева Е.А., Новикова Н.Д., Поликарпов Н.А. и др. (2007) Основные итоги космического эксперимента «Биориск» и его перспективы // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Т. 4. № 49. С. 64-70.

Звягинцев Д.Г., Гиличинский Д.А., Благодатский С.А. и др. (1985) Длительность сохранения микроорганизмов в постоянно мерзлых осадочных породах и погретых почвах // Микробиология. 1985. Т. 54. № 1. С. 155-161.

Новикова Н.Д. Концепция обеспечения микробиологической безопасности пилотируемой марсианской экспедиции // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2003. Т. 37. № 5. С. 56-59.

Новикова Н.Д., Поликарпов Н.А., Дешевая Е.А. и др. (2007) Результаты исследований в эксперименте по длительному экспонированию микроорганизмов в условиях открытого космоса // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2007. Т. 41. № 2. С. 14-20.

Сычев В.Н., Левинских М.А., Гурьева Т.С. и др. (2002) Исследования замкнутых экологических систем жизнеобеспечения. Орбитальная станция «Мир» / *Космическая биология и медицина*. 2002. Т. 2. С. 306-365.

Шепелев Е.Я. (1975) Биологические системы жизнеобеспечения / В кн. «Основы космической биологии и медицины». Совместное советско-американское издание. М.: Наука, 1975. т. 3. с. 277-307.

Alekseev V.R., Starobogatov Y.I. (1996) Types of diapause in Crustacea: definitions, distributions, evolution // *Hydrobiologia*. 1996. V. 320. P. 15-26.

Alekseev V., Ravera O. (2004) Introduction to workshop on diapause in aquatic invertebrates // *Journal of Limnology*. 2004. V. 63. P. 1-5.

Alekseev V., Abramson N. (2005) Mechanisms and peculiarities of diapause in vertebrates and invertebrates / *Abstr. of Zool. Conference in Japan 6-12 October 2005*. P. 37.

Alekseev V.R., Sychev V.N., Lajus D.L. et al. (2006) Perspectives of biotechnologies based on dormancy phenomenon for space researches / *The 36th COSPAR Scientific Assembly, Beijing, China, 16-23 July 2006*. ISSN 1815-2619. 2006.

Alekseev V.R., Sychev V.N., Novikova N.D. (2007) Studying the phenomenon of dormancy: Why It Is Important for Space Exploration / *Diapause in aquatic invertebrates: theory and human use*. / Ed. V. Alekseev, B. DeStasio & J. Gilbert. ISBN 978-14020-5679-6, Springer Verlag Publishers. 2007. P. 207-214.

Anders E. (1989) Pre-biotic organic matter from comets and asteroids // *Nature*. 1989. V. 342. P. 255-257.

Bucker H., Horneck G., Allkofer O.C. et al. (1973) The Biostack experiment on Apollo 16 // *Life Sci. Space Res.* 1973. V. 11. P. 295-305.

Bucker H. (1974) The Biostack Experiments I and II aboard Apollo 16 and 17 // *Life Sci. Space Res.* 1974. V. 12. P. 43-50.

Bucker H., Horneck G. (1975) The biological effectiveness of HZE-particles of cosmic radiation studied in the Apollo 16 and 17 Biostack experiments // *Acta Astronaut.* 1975a. Mar-Apr. N 2(3-4). P. 247-264.

Bucker H., Facius R., Hildebrand D., Horneck G. (1975) Results of the Bacillus subtilis unit of the Biostack II experiment: physical characteristics and biological effects of individual cosmic HZE particles // *Life Sci. Space Res.* 1975. V. 13. P. 161-166.

Facius R., Bucker H., Hildebrand D. et al. (1978) Radiobiological results from the Bacillus subtilis Biostack experiments within the Apollo and the ASTP space flights // *Life Sci. Space Res.* 1978. V. 16. P. 151-156.

Facius R., Bucker H., Horneck G. et al. (1979) Dosimetric and biological results from the Bacillus subtilis Biostack experiment with the Apollo-Soyuz Test Project // *Life Sci. Space Res.* 1979. V. 17. P. 123-128.

Gilichinsky D.A., Vorobyova E.A., Erokhina L.G. et al. (1992) Long-term preservation of microbial ecosystems in permafrost // *Adv. Space Res.* 1992. V. 12. N 4. P. 255-263.

Gilichinsky D.A., Wilson G.S., Friedmann E.I. et al. (2007) Microbial Populations in Antarctic Permafrost: Biodiversity, State, Age, and Implication for Astrobiology // *Astrobiology*, Mary Ann Liebert, Inc. 2007. V. 7. N 2. P. 275-311.

Gladman B. (1997) Destination Earth: Martian meteorite delivery. // *Icarus*. 1997. V. 130. P. 228-246.

Gusev O., Kikawada T., Cornette R., Sychev V., Levinskikh M., Novikova N., Malutina L., Okuda T. Molecular and morphological lessons from "Sleeping chironomid"

Polypedilum anderplanki: how to survive 18 months unprotected in outer space. / *The 23rd Annual Meeting of the Japanese Society for Biological Sciences in Space*, October, 2009, Tsukuba, Japan.

Heinrich W. (1977) Calculation of the radiobiological effects of heavy ions on eggs of Artemia salina flown in the Biostack experiments // *Life Sci. Space Res.* 1977. V. 15. P. 157-63.

Horneck G. (1993) Responses of Bacillus subtilis spores to space environment: results from experiments in space // *Orig. Life Evol. Biosph.* 1993. V. 23. N 1. P. 37-52.

Horneck G., Bucker H., Reitz G. (1994) Long-term survival of bacterial spores in space // *Adv. Space Res.* 1994. V. 14. N 10. P. 41-45.

Kinchin I.M. (1994) *The biology of tardigrades*. Portland, London, 1994.

Love S.G., Brownlee D.E. A Direct Measurement of the Terrestrial Mass Accretion Rate of Cosmic Dust. // *Science*. 1993. V. 262. P. 550-553.

Meleshko G.I., Shepelev Ye.Ya. (1996) *Biological Life Support Systems / Problems of Space Biology*, General Editor O.G. Gazenko. Koshice, 1996.

Novikova N.D. (2004) Review of the Knowledge of Microbial Contamination of the Russian Manned Spacecraft // *Microbial Ecology*. 2004. V. 47. P. 127-132

Novikova N., Deshevaya E., Polykarpov N. et al. (2006) Extermophilic microorganisms: issue of interplanetary transfer on external spacecraft surfaces / *Abst. 36th COSPAR Scientific Assembly, Beijing, 16-23 July, 2006*.

Novikova N., Gusev O., Polikarpov N. et al. (2010) Survival of dormant organisms after long-term exposure to the space environment // *Acta astronautica*. ISSN 0094-5765. 2010.

Reitz G., Horneck G., Facius R., Schafer M. (1995) Results of space experiments // *Radiat. Environ. Biophys.* 1995. V. 34. N 3. P. 139-44.

Rettberg P., Eschweiler U., Strauch K. et al. (2002) Survival of microorganisms in space protected by meteorite material: results of the experiment 'EXOBILOGIE' of the PERSEUS mission // *Adv. Space Res.* 2002. V. 30. N 6. P. 1539-1545.

Rothschild L.J., Mancinelli R.L. (2001) Life in extreme environments // *Nature*. 2001. V. 409. P. 1092-1101.

Seki K., Toyoshima M. (1998) Preserving tardigrades under pressure // *Nature*. 1998. V. 395. P. 853-854.

Sychev V.N., Levinskikh M.A., Shepelev Ye.Ya. (2003) The biological component of the life support system for a Martian expedition // *Adv. in Space Res.* 2003. V. 31. N 7. P. 1693-1698.

Vorobyova E., Soina V., Gorlenko M. et al. (1997) The deep cold biosphere: facts and hypothesis // *FEMS Microbiology Rev.* 1997. V. 20. N 3/4. P. 277-290.

Weiss B.P., Kirschvink J.L., Baudenbacher F.J. et al. (2000) A low temperature transfer of ALH84001 from Mars to Earth // *Science*. 2000. V.290. P.791-795.

**О.И.Орлов, Е.А.Дешевая, М.А.Левинских, Н.Д.Новикова,
С.В.Поддубко, Н.А.Поликарпов, В.Н.Сычев**

Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

В.Р.Алексеев

Зоологический институт РАН, Санкт-Петербург

Е.А.Воробьева

**Факультет почвоведения Московского государственного
университета им. М.В.Ломоносова, Москва**

В.Ф.Гальченко

*Институт микробиологии им. С.Н.Виноградского РАН,
Москва*
А.В.Захаров
Институт космических исследований РАН, Москва
О.В.Муравенко
*Институт молекулярной биологии им. В.А.Энгельгарда,
Москва*

4-25] ЭКСПЕРИМЕНТ «БИОФОБОС/ЛАЙФ»

Эксперимент «БиоФобос/Лайф» (англ. LIFE - Living Interplanetary Flight Experiment), который Планетное общество США совместно с российскими партнерами предполагает провести в рамках проекта ФОБОС-ГРУНТ, послужит проверкой одного из аспектов гипотезы транспермии, а именно: возможности перемещения живых объектов (жизни) между планетами внутри каменной породы (метеорита), выбитой метеоритным ударом с поверхности одной из планет и достигшей поверхности другой планеты. В эксперименте избранные земные организмы совершат полет в имитированном метеорите. Путешествие экспериментального биомодуля «БиоФобос/Лайф» в течение 34 месяцев будет первой длительной проверкой жизнеспособности организмов на межпланетной космической трассе, в условиях высокой радиации, вне защиты земной магнитосферы. Запатентованный биомодуль «БиоФобос/Лайф» представляет собой избыточно герметизированный цилиндр с титановым покрытием, массой 88 г, который содержит 31 индивидуальный контейнер с образцами. Среди образцов 10 различных видов организмов, представителей всех трех доменов земной биоты, и один образец почвы, содержащий природное сообщество микроорганизмов. Все отобранные организмы имеют подробно изученные характеристики, в большинстве случаев их геномы секвенированы. Значительная часть избранных организмов представляет собой земных экстремофилов, многие из них уже были испытаны на низкой околоземной орбите. После возвращения из космоса их жизнеспособность и характеристики будут сопоставлены с данными контрольных аналогов, сохраняемых в лабораторных условиях.

обоснование эксперимента

Возможность того, что транспермия (межпланетный перенос микроорганизмов) может играть роль в происхождении жизни на Земле, зависит от способности микроорганизмов выжить в космическом «путешествии». Представляется маловероятным, чтобы микроорганизмы могли успешно преодолеть планетную гравитацию, проникнуть через атмосферу и выжить в условиях радиации и вакуума. Однако ежегодно около тонны марсианской породы, выбитой из планеты в результате сильных метеоритных бомбардировок, достигает Земли в виде метеоритов [Gladman, 1997]. В настоящее время более 30 известных метеоритов идентифицированы как имеющие марсианское происхождение [Meyer, 2002; Nyquist et al., 2001], и они представляют лишь малую собранную часть перенесенной с Марса породы. Хотя большая часть межпланетного материала, достигающего Земли, провела в космосе несколько миллионов лет, подсчитано, что, по крайней мере, один из 10^7 марсианских метеоритов совершает межпланетное путешествие менее чем за год [Gladman, 1997], и что за миллион лет приблизительно десять метеоритов массой более 100 г попадают с Марса на Землю всего за два-три года [Gladman, 1997].

Известно, что во многих случаях камни-метеориты с поверхности такой планеты как Марс могут достигать соседней планеты, не прогреваясь внутри ни в момент выброса, ни при прохождении через атмосферу до температур столь высоких, чтобы убить прокариотические или эукариотические организмы [Weiss et al., 2000]. С другой стороны, пылевые частицы могут мягко тормозиться в верхних слоях атмосферы планеты, подобной Земле, выпадая, таким образом, на поверхность планеты без значительного разогрева внутреннего содержимого в пылевых конгломератах [Anders, 1989]. Однако не известно, достаточна ли жизнеспособность активных форм микроорганизмов, покоящихся форм или спор в течение собственно фазы межпланетного переноса, чтобы обеспечить транспермию.

Ранее экспонирование микроорганизмов в космосе вплоть до шести лет было изучено различными авторами [Horneck et al., 1974; Horneck, 1993; Rettberg et al., 2002; Jonsson et al., 2000] на низкой околоземной орбите, где воздействие радиации относительно мало, и за пределами земной магнитосферы, в условиях межпланетной радиационной среды, но в течение непродолжительного вре-

мени (несколько дней) [Bucker et al., 1973, 1975; Bucker, Horneck, 1975; Bucker, 1974; Facius et al., 1978; Facius et al., 1979; Graul et al., 1975; Horneck et al., 1974; Reitz et al., 1975; Rettberg et al., 2002]. Упомянутые исследования продемонстрировали возможность выживания в космосе различных организмов: спорообразующих бактерий, грибов, лишайников, а также семян растений и животных. Эксперимент «БиоФобос/Лайф» позволит исследовать возможность выживания живых организмов в межпланетной космической среде в течение 34 месяцев, т.е. времени, достаточном для проверки гипотезы транспермии.

описание эксперимента

Эксперимент «БиоФобос/Лайф» предусматривает экспонирование десяти видов организмов, представителей трех биологических доменов, и естественного образца почвы, содержащего природное сообщество микроорганизмов, в глубоком космосе на орбите Марса с обратной доставкой на Землю в возвращаемой капсуле миссии ФОБОС-ГРУНТ. Организмы в высушенном покое помещены внутри запатентованного биомодуля, представляющего собой цилиндрический контейнер (рисунок 1) массой 88 г, закрепленный внутри возвращаемой капсулы. Эксперимент симулирует транспортирование живых организмов сквозь глубокий космос внутри метеорита, где они защищены от воздействия вакуума, находясь в условиях микрогравитации, имеют некоторую защиту от радиации, которой, однако, недостаточно, чтобы предотвратить воздействие на организмы радиации высоких энергий, существенной в глубоком космосе.



рисунок 1 Герметичный биомодуль

Все образцы, независимо от того, какая группа отвечает за их исследование (подробно ниже), были доставлены в Американскую коллекцию типовых культур микроорганизмов в штате Вирджиния, США, где в атмосфере аргона они были запечатаны в индивидуальные бьюксы и внесены в биомодуль. Аргон использовали как инертный газ, который не будет взаимодействовать с организмами.

По возвращении из космоса образцы будут распространены среди исследовательских групп, которые проведут сравнительный анализ фенотипических, генотипических, цитоморфологических и других характеристик исследуемых организмов до и после космического эксперимента. Будет изучена жизнеспособность организмов, то есть их способность к размножению, физиологическая активность, исследованы возможные изменения существенных признаков. Одновременно с опытным биомодулем были заполнены и запечатаны три земных контрольных биомодуля. Один из них будет открыт, и образцы будут проанализированы в момент запуска, чтобы определить последствия процедуры загрузки в

контейнеры и дальнейшего хранения; другой будет использован для сравнения с полетными образцами после их возвращения из космоса. Третий, контрольный, биомодуль сохраняется в качестве резервной копии.

описание биомодуля

требования

В рамках миссии биомодуль имеет следующие ограничения: масса менее 100 г; полная пассивность; способность выдержать удар, эквивалентный 4000 г, без утраты структурной целостности. Научные требования также предусматривали: способность вместить небольшие биологические образцы отдельных штаммов и видов организмов; возможность размещения относительно большого образца почвы; обеспечение возможности эффективного манипулирования отдельными контейнерами с образцами, их заполнение, а также выемку образцов; возможность герметизации образцов в атмосфере аргона; избыточную герметизацию биомодуля.

детальное строение

Чтобы удовлетворить этим условиям, был создан контейнер (рисунок 2), обеспечивающий высокую прочность при низкой массе, с использованием принципа многоступенчатой герметизации, чтобы обеспечить структурную целостность даже при ускорении до 4000 g (где 1 g – ускорение силы тяжести на земной поверхности).

Запатентованный дизайн биомодуля [Fraze, Friedman, 2010] включает следующие детали. Основная внешняя оболочка биомодуля изготовлена из титана, одновременно прочного и легкого металла. В оболочке имеются «карманы», что снижает массу, но не уменьшает прочности. Внутренний носитель – полимерный материал дельрин с целым рядом привлекательных качеств (в частности, простотой обработки), успешно используемый в космических миссиях. В биомодуле имеется 30 небольших цилиндрических пробирок из дельрина (каждая 3 мм в диаметре), в которых помещены образцы микроорганизмов, а сверху и внизу каждого цилиндра – идентифицирующие этикетки.

Конструкцией предусматривается несколько механизмов герметизации. Во-первых, крышки на цилиндрах герметизированы при повышенной температуре с

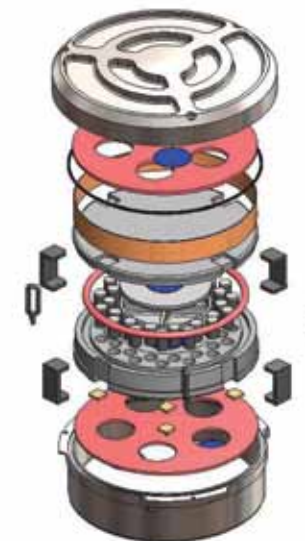


рисунок 2 Биомодуль в разобранном виде, демонстрируются все компоненты конструкции



рисунок 3 Термическая герметизация цилиндрического контейнера в боксе, заполненном аргоном



рисунок 4 Нижняя часть носителя из дельрина (в центре), с маркированными цилиндрическими контейнерами с образцами, и центральным контейнером с почвой; силиконовое уплотнительное кольцо; верх носителя (слева); титановая крышка (сверху); титановое основание (справа).

помощью специального устройства (рисунок 3). Кроме того, верхняя часть носителя из дельрина создает дополнительное давление на заполненные контейнеры и таким образом препятствует открытию крышек во время полета.

Силиконовое O-кольцо, зажатое между двумя половинками носителя, внешнее по отношению к контейнерам с образцами, обеспечивает вторичную герметизацию (рисунок 4).

Носитель из дельрина снабжен четырьмя титановыми клипсами, которые герметично скрепляют две его части. Клипсы предохраняет лента Kapton. Носитель защищен снаружи полимерными прокладками для смягчения ударных воздействий при старте и посадке.

Герметизированный и защищенный носитель размещен в титановом корпусе. В углубление между верхней и нижней частями корпуса помещен провод из металлического индия, который служит дополнительным средством герметизации. Крышка корпуса закручена. Дополнительно три поворотных запирающих упора предотвращают его открывание.

детекторы температуры и радиации

Помимо элементов конструкции, герметиков, прокладок и биообразцов в биомодуле имеются пассивные датчики температуры и радиации. В качестве детекторов радиационного излучения использовано 8 термолюминесцентных датчиков (ТЛД) (по 4 датчика двух типов), работающих в различных энергетических диапазонах. Датчики предназначены для измерения поглощенной дозы ионизирующего излучения, и по окончании миссии их показания будут проанализированы в лаборатории для оценки дозы, полученной организмами. Эти же типы ТЛД в настоящее время используются в эксперименте «Матрешка», а также в радиационно-дозиметрическом проекте DOSIS / DOBIES в эксперименте EXPOSE на борту международной космической станции (МКС).

Датчики температуры (рисунок 5) предназначены для определения максимальной температуры. В каждом биомодуле имеется восемь круглых датчиков-наклеек (шесть внутри и два снаружи). Каждый датчик имеет пять температурных «точек». При превышении определенной температуры точки изменяют цвет. Хотя информация ограничена, это, по крайней мере, позволит определить, были ли в течение эксперимента внутри биомодуля высокие пики температуры, и помочь в интерпретации результатов по жизнеспособности биологических образцов. Термонаклейки рассчитаны на два температурных диапазона, общий диапазон 41...82°C (хотя



рисунок 5 Биомодуль в разобранном виде. Слева направо: титановое дно корпуса с двумя датчиками температуры, противоударная прокладка, нижняя часть носителя с термодатчиками и детекторами радиационного излучения (маленькие белые квадраты под защитной лентой Kapton), противоударная прокладка и титановая крышка корпуса

предполагается, что температура не достигнет верхнего предела этого диапазона). Кроме того, в числе испытуемых биообразцов есть термофильный микроорганизм (*P. furiosus*), который послужит естественным датчиком температуры: если он выживет, а все другие организмы погибнут, это послужит убедительным доказательством теплового нагрева существенно выше ожидаемого предела.

тестирование

Множественные испытания были проведены на инженерных моделях биомодуля, идентичных полетному биомодулю. К их числу относятся вибрационные испытания, проведенные в Калифорнийском политехническом государственном университете Сан Луис Обиспо (США), и ударные испытания, проведенные в Stellar Explorations, Inc.(США). Для обоих тестов каждая из 30 цилиндрических пробирок, предназначенных для организмов, и цилиндр для почвенного образца были наполнены флуоресцирующей жидкостью. Реальные полетные образцы сухие, но при испытаниях использовали жидкость как тест для выявления любых утечек. Испытуемый биомодуль был герметизирован идентично полетному биомодулю.

Вибрационные испытания биомодуля и всех его компонентов продемонстрировали отсутствие утечек, несмотря на то, что модуль подвергался различным режимам вибрации, помимо тех, которые будут иметь место при запуске. При ударных испытаниях была использована воздушная пушка для запуска биомодулей при высоких скоростях. Условия испытаний были скорректированы так, чтобы имитировать и превысить параметры, предусмотренные проектом, что эквивалентно примерно 4000 g. В результате серии воздействий, осуществленных в соответствии с условиями, ожидаемыми для полетного биомодуля, не произошло каких-либо утечек в герметизации как биоконтейнеров, так и модуля в целом.

организмы

Организмы, отобранные для эксперимента «БиоФобос/Лайф», и их источники перечислены в таблице. Они отвечают следующим критериям, сформулированным объединенной научной группой:

- отобранные организмы - представители всех трех известных доменов жизни (бактерии, археи и эукариоты);
- они не являются патогенными для человека или животных;
- большинство организмов испытано на низкой околоземной орбите;
- все организмы хорошо характеризованы, в том числе, для многих секвенированы геномы;
- большинство организмов - экстремофилы или чрезвычайно устойчивы;
- в биомодуле все организмы находятся в сухом, неактивном, покоящемся состоянии (рисунок 6);

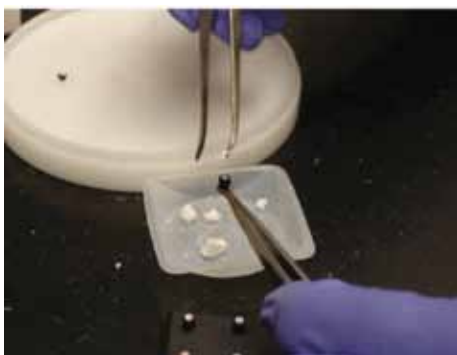


рисунок 6 Внесение лиофилизированной культуры в пробирку-контейнер

- за исключением образца почвы, все виды организмов повторяются в трех экземплярах, т.е. по 3 пробирки-образца каждого организма, в общей сложности 30 пробирок;
- все пробирки-повторности содержат штаммы одного организма, кроме пробирки, содержащей тихоходки (каждая из трех пробирок содержит один из трех видов тихоходок);
- в составе образцов один образец почвы, содержащий естественную биологическую систему - природное сообщество микроорганизмов; устойчивость природных сообществ микроорганизмов, объединенных функциональными связями и активно взаимодействующих со средой, может существенно превышать устойчивость культур [Vorobyova et al., 1996, 1997].

Организмы в эксперименте «БиоФобос/Лайф»

образец, организм	номер в ATCC*	домен	форма (состояние)	исследовательская группа
Bacillus safensis f036b	ATCC®-BAA-1126™	Bacteria	лиофилизированная	ATCC, Dr. Tim Lilburn et al., USA
Bacillus subtilis 168	ATCC® 23857™	Bacteria	лиофилизированная (ATCC) и возд.-сухая (DLR)	ATCC (1 tube), Dr. Tim Lilburn et al., USA, and DLR, Dr. Petra Rettberg et al., Germany (2 tubes)
Bacillus subtilis MW01		Bacteria	воздушно-сухая	DLR, Dr. Petra Rettberg et al., Germany
Deinococcus radiodurans	ATCC® BAA-816™	Bacteria	высушена замораживанием	ATCC, Dr. Tim Lilburn et al., USA
Saccharomyces cerevisiae Strain W303.	ATCC® 200060™	Eukaryota (Yeast)	высушена замораживанием	ATCC, Dr. Tim Lilburn et al., USA
Milnesium tardigradum		Eukaryota Animals (тихоходки)	воздушно-сухая	Kristianstad University, Dr. Ingemar Jonsson, Sweden

Richtersius coronifer		Eukaryota (Animals)	воздушно-сухая	Kristianstad University, Dr. Ingemar Jonsson, Sweden
Haloarcula marismortui	ATCC® 43049™	Archaea	высушена (возд.) из солевого раствора	ATCC, Dr. Tim Lilburn et al., USA
Pyrococcus furiosus	ATCC® 43587™ (DSM-3638)	Archaea	высушена замораживанием	ATCC, Dr. Tim Lilburn et al., USA
Methanothermobacter wolfeii	ATCC® 43096™	Archaea	воздушно-сухая	ATCC, Dr. Tim Lilburn et al., USA
Почва пустыни (Negev Desert Plateau, Israel) Soil community: Arthrobacter, Bacillus, Kocuria, Methanomicrobia, Crenarchaeota, Methanosarcina, etc.			воздушно-сухая	Moscow State University, IKI, Dr. Elena Vorobyova et al., Russia.

* ATCC – Американская коллекция типовых культур

эксперимент «Шаттл-LIFE»

Эксперимент, связанный с экспериментом «БиоФобос/Лайф», был осуществлен в рамках программы космической шаттл-миссии STS-134 в мае 2011 г. Пять организмов из числа образцов эксперимента «БиоФобос/Лайф»: *Bacillus subtilis* MW01, *Deinococcus radiodurans*, *Pyrococcus furiosus*, *Haloarcula marismortui* и *Tardigrade* - были отправлены в полет в маленьких пробирках-цилиндрах, идентичных пробиркам эксперимента «БиоФобос/Лайф» в составе коммерческой полезной нагрузки CREST-1. В эксперименте «Шаттл-LIFE» испытывались операционные процедуры по программе «БиоФобос/Лайф» и обеспечивались получение научной информации об устойчивости организмов на низкой околоземной орбите, которая может быть впоследствии сопоставлена с данными эксперимента «БиоФобос-Лайф». В настоящее время проводится послеполетный анализ результатов шаттл-миссии.

заключение

Эксперименты «БиоФобос/Лайф» в проекте ФОБОС-ГРУНТ впервые позволят оценить выживаемость земных организмов в космосе за пределами магнитосферы Земли в течение достаточно продолжительного времени. Осуществив тест на выживание земных организмов, транспортируемых в глубоком космосе на межпланетной трассе внутри имитированного метеорита, этот эксперимент впервые представит доказательства для понимания перспективности гипотезы транспермии, что внесет существенный вклад в научный анализ гипотез происхождения жизни. Более подробную информацию об экспериментах LIFE (включая «БиоФобос/Лайф») можно найти по адресу: <http://planetary.org/programs/projects/life/> Этот проект стал возможным благодаря поддержке членов Планетного общества США, а также ученых и организаций, осуществляющих проект ФОБОС-ГРУНТ.

литература

- Anders E. (1989) Pre-biotic organic matter from comets and asteroids// Nature. 1989. V. 342. P. 255-257.
- Bucker H., Facius R., Hildebrand D., Horneck G. (1975) Results of the Bacillus subtilis unit of the Biostack II experiment: physical characteristics and biological effects of individual cosmic HZE particles// Life Sci. Space Res. 1975. V. 13. P. 161-166.
- Bucker H., Horneck G., Allkofer O.C., Bartholoma K.P., Beaujean R., Cuer P., Enge W., Facius R., Francois H., Graul E.H., Henig G., Heinrich W., Kaiser R., Kuhn H., Massue J.P., Planel H., Portal G., Reinholz E., Ruther W., Scheuermann W., Schmitt R., Schopper E., Schott J.U., Soleilhavoup J.P., Wollenhaupt H. (1973) The Biostack experiment on Apollo 16// Life Sci. Space Res. 1973. V. 11. P. 295-305.
- Bucker H., Horneck G. (1975) The biological effectiveness of HZE-particles of cosmic radiation studied in the Apollo 16 and 17 Biostack experiments// Acta Astronaut. 1975. Mar-Apr. V. 2(3-4). P. 247-264.
- Bucker H. (1974) The Biostack Experiments I and II aboard Apollo 16 and 17// Life Sci. Space Res. 1974. V.12. P. 43-50.
- Facius R., Bucker H., Hildebrand D., Horneck G., Holtz G., Reitz G., Schafer M., Toth B. (1978) Radiobiological results from the Bacillus subtilis Biostack experiments within the Apollo and the ASTP space flights// Life Sci. Space Res. 1978. V. 16. P. 151-156.
- Facius R., Bucker H., Horneck G., Reitz G., Schafer M. (1979) Dosimetric and biological results from the Bacillus subtilis Biostack experiment with the Apollo-Soyuz Test Project// Life Sci. Space Res. 1979. V.17. P. 123-128.
- Gladman. B. (1997) Destination Earth: Martian meteorite delivery// Icarus. 1997. V. 130. P. 228-246.
- Graul E.H., Ruther W., Heinrich W., Allkofer O.C., Kaiser R., Pfohl R., Schopper E., Henig G., Schott J.U., Bucker H. (1975) Radiobiological results of the Biostack experiment on board Apollo 16 and 17// Life Sci. Space Res. 1975. V. 13. P. 153-9.
- Horneck G., Bucker H., Reitz G. (1994) Long-term survival of bacterial spores in space //Adv. Space Res. 1994 Oct. N. 14(10). P. 41-5.
- Horneck G., Facius R., Enge W., Beaujean R., Bartholoma K.P. (1974) Microbial studies in the Biostack experiment of the Apollo 16 mission: germination and outgrowth of single Bacillus subtilis spores hit by cosmic HZE particles// Life Sci. Space Res. 1974.V.12.P. 75-83.
- Horneck G. (1993) Responses of Bacillus subtilis spores to space environment: results from experiments in space // Orig. Life Evol. Biosph. Feb. 1993. V. 23(1). P. 37-52.
- Meyer C. (2002) Mars Meteorite Compendium, 2002, NASA, Houston.
- Nyquist L. E., Bogard D. D., Shih C. Y., Greshake A., Stofler D., Eugster O. (2001) Ages and geologic histories of Martian meteorites//Space Science Reviews. 2001. V. 96. P.105-164.
- Reitz G., Horneck G., Facius R., Schafer M. (1995) Results of space experiments // Radiat. Environ. Biophys. Aug. 1995. V. 34(3). P. 139-144. (review of entire Biostack program)
- Rettberg P., Eschweiler U., Strauch K., Reitz G., Horneck G., Wanke H., Brack A., Barbier B. (2002) Survival of microorganisms in space protected by meteorite material: results of the experiment 'EXOBIOLOGIE' of the PERSEUS mission// Adv. Space Res. 2002. V. 30(6). P. 1539-1545.
- Weiss B. P., Kirschvink J. L., Baudenbacher F. J., Vali H., Peters N. T., Macdonald F. A., Wikswo J. P. (2000) A low temperature transfer of ALH84001 from Mars to Earth // Science. 2000.V. 290. P. 791-795.
- Jonsson K. I., Rabbow E., Schill R.O., Harms-Ringdahl M., Rettberg P. (2008) Tardigrades Survive Exposure to Space in Low Earth Orbit// Current Biology. 2008. V.18 (17). P. R729-R731.
- Fraze R., Friedman L. (2010) Living Interplanetary Flight Experimental Capsule

//U.S. Patent 2010. No. 7,753,207.

Vorobyova E.A., Soina V.S., Mulukin A.L. (1996) Microorganisms and Enzyme Activity in Permafrost after Removal of Long-term cold Stress// Adv. Space Res. 1996. V. 18. N.12. P.103-108.

Vorobyova E.A., Soina V.S., Gorlenko M.V., Minkovskaya N. et.al. (1997) The deep cold biosphere: facts and hypothesis// FEMS Microbiol. Rev. 1997. V.20. P. 277-290.

Б. Г. Беттс, Л. Фридман
Планетное общество, США
Д. Уормфлэш
Государственный университет Портланда, США
Р. Фрэйз, Т. Свитек
Инкорп. по звездным исследованиям, США
Е. Воробьева
Московский государственный университет
им. М.В. Ломоносова, Россия
Т. Лилбёрн, А. Смит
Американская коллекция типовых культур, США
П. Реттбург, Е. Рэббоу, Р. Мёллер, М. Вассманн, Т. Бергер
Немецкий Аэрокосмический Центр, Германия
К.И. Йонсон
Университет Кристианштад, Швеция
Т. Цифтцёглю
Независимый исследователь, Турция
Г. Фокс
Университет Хьюстона, США
Д. Куршвинк
Калтех, США
Д. МакКэй
Объединенный научный Центр НАСА, США
Е. Воробьева, А. Захаров, В. Линкин
Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

4-26 ПРИНЦИПЫ ОРГАНИЗАЦИИ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА

Научный наземный комплекс является одной из ключевых составляющих проекта ФОБОС-ГРУНТ и обеспечивает информационное сопровождение всего круга вопросов, связанных с управлением комплексом бортовой научной аппаратуры в ходе реализации миссии. При этом решаются такие задачи как обработка, визуализация и архивация научной телеметрической информации, организация доступа к результатам обработки, интерфейс с другими информационными системами, задействованными в проекте, а также ряд других не менее важных задач.

Очевидно, что эффективность работы научного наземного комплекса в значительной степени определяет научную отдачу проекта в целом. Следовательно, он должен быть построен на основе современных технических решений и трендов в области информационных технологий, а также опыта разработки и эксплуатации аналогичных систем. Одной из важных архитектурных особенностей такой информационной системы должна быть также тесная интеграция с другими комплексами, задействованными в проекте, и международными научными базами данных, предоставляющими информацию об аналогичных исследованиях, проведенных ранее. В настоящей работе рассматриваются базовые принципы организации научного наземного комплекса проекта ФОБОС-ГРУНТ, обсуждаются различные технические аспекты разработки, а также вопросы его эксплуатации и возможности потенциального развития.

введение

Классическая информационная модель космического проекта [Packet Telemetry, 1987] описывает его как систему, состоящую из следующих компонент (рисунок 1а):

- бортовых научных приборов;
- бортовой телеметрической системы (или систем);
- бортового радиокomплекса;
- наземного радиокomплекса;
- наземных средств обработки данных;
- наземных оконечных пользователей.

В терминах, используемых при описании бизнес-процессов, можно представить данную модель как «цепочку создания ценностей», которая начинается с измерений параметров некоторых физических феноменов и завершается интерпретацией полученных результатов (рисунок 1б).

Поэтому при достаточной степени абстракции можно рассматривать научный наземный комплекс (ННК) как информационную систему, предназначенную для получения и систематизации знаний - результатов реализации проекта ФОБОС-ГРУНТ.

Очевидно, что такие факторы как успешный запуск, корректное функционирование бортовых систем, время жизни космического аппарата (КА), а также подобные им, являются определяющими для решения целевых задач миссии. Однако тот факт, что результатом является интерпретация данных измерений, предопределяет особую роль ННК, являющегося одним из ключевых для успешной реализации проекта ФОБОС-ГРУНТ.

Довольно часто под основной задачей ННК понимают выдачу телеметрической информации в лаборатории и научные коллективы, участвующие в проекте. Как будет показано ниже, задачи информационной поддержки в научном космическом проекте должны пониматься значительно шире, и для их реализации нужна комплексная вычислительная и телекоммуникационная среда, построенная на основе современных технологий и средств.

В дополнение к организации максимально прозрачного интерфейса между комплексом бортовой научной аппаратуры (КНА) и научными группами, осуществляющими анализ результатов измерений, необходимо реализовать архивацию этих результатов, формирование циклограмм управления и целый комплекс других задач, обеспечивающих эффективную работу КНА проекта.

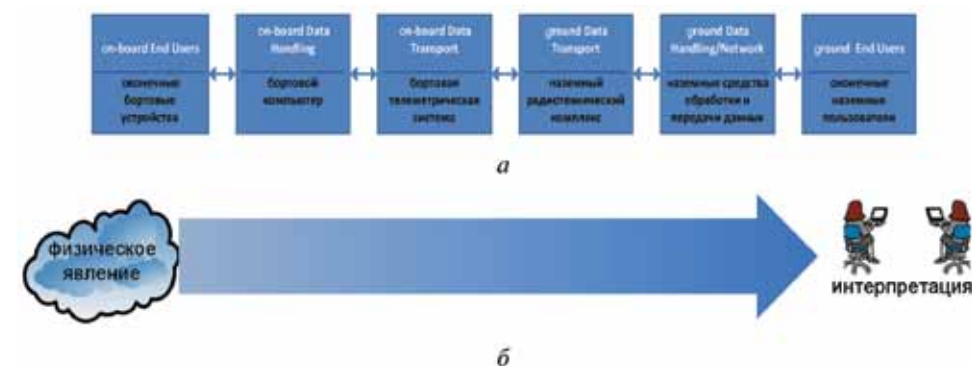


рисунок 1 Базовая информационная модель научного космического проекта

Следует отметить, что ННК не является единственной информационной системой миссии ФОБОС-ГРУНТ. В проекте задействованы баллистические центры, наземные радиокomплексы, Центр управления полетом (ЦУП) космического аппарата и т.п. Организация совместной работы различных комплексов в виде единой информационной среды, особенно учитывая их географическую распределенность, а также необходимость поддержки оперативного и автоматизированного информационного обмена является сложной комплексной задачей. Обеспечить надежное, экономически целесообразное решение представляется возможным с широким применением стандартных технических средств. Однако ряд комплексов, задействованных в наземной поддержке проекта, уникальны.

В первую очередь это относится к антенным системам и наземным радиотехническим комплексам (НРТК). В проекте используются несколько таких систем. В первую очередь следует отметить Центры дальней космической связи «Уссурийск» на базе антенны диаметром 70 м (рисунок 2) и «Медвежьё Озера» на базе антенны диаметром 68 м (рисунок 3). В рамках соглашения о сотрудничестве между Роскосмосом и Европейским космическим агентством (ESA) в проекте ФОБОС-ГРУНТ предполагается задействовать наземные средства ESA на базе



рисунок 2 Центр дальней космической связи «Уссурийск»



рисунок 3 Центр дальней космической связи «Медвежья Озера»

антенных комплексов диаметром 35 м. Проводились также работы по подготовке наземных средств Центра дальней космической связи в г. Евпатория (Украина) на базе антенной системы диаметром 70 м.

Учитывая высокую ценность научной телеметрической информации, система передачи данных, объединяющая пункты приема телеметрической информации, ЦУП и ННК, в дополнение к стандартным современным телекоммуникационным средствам использует локальные оперативные хранилища данных в ключевых узлах системы.

В совокупном комплексе всех наземных средств, задействованных в проекте, можно выделить два центра компетенции: один из них определяет долгосрочную и оперативную задачу экспедиции, а другой отвечает за жизнеспособность космического аппарата (рисунок 4). Создание среды, обеспечивающей взаимно дополняющее совместное использование различных сервисов, предоставляемых

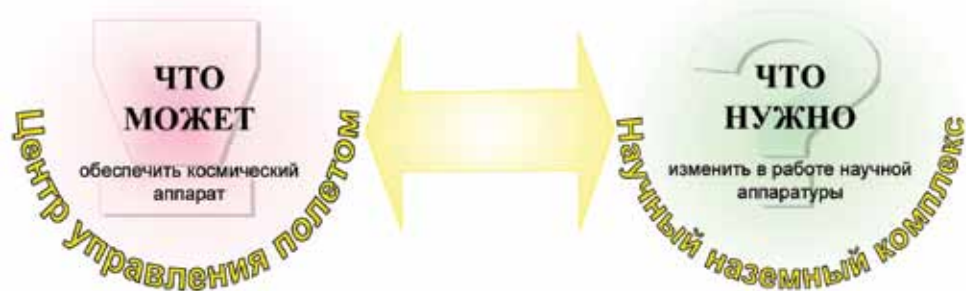


рисунок 4 Центры компетенции наземного сегмента

этим информационными системами, также является одной из актуальных задач для успешной реализации проекта [Thompson et al., 2006].

1. основные функции

Функциональная структура ННК представлена на рисунке 5.

Как видно на рисунке 5, ННК состоит из трех взаимосвязанных функциональных подсистем: планирования и управления КНА, обработки научной телеметрической информации и сетевого взаимодействия.



рисунок 5 Функциональная структура ННК

Подсистема планирования и управления включает набор программных средств, обеспечивающих реализацию задач оперативного управления, среднесрочного и долгосрочного планирования проведения экспериментов. Эти задачи решаются на основе научной программы, с учетом текущих технических параметров КНА и КА в целом, а также запросов ведущих представителей по научным приборам и системам.

При формировании циклограммы управления КНА учитываются данные баллистических и навигационных расчетов, анализ результатов обработки телеметрической информации и такие технические ограничения как требования по энергопотреблению, соблюдению теплового режима и т.п.

Поскольку запросы представителей различных приборов могут содержать взаимно противоречивые (с технической точки зрения) требования, то программное обеспечение подсистемы управления должно автоматически выявлять их, равно как и запрещенные комбинации телекоманд, приводящие к нарушению функционирования КНА.

подсистема обработки научной телеметрической информации (НТМИ) обеспечивает выполнение баллистических и навигационных расчетов, обработку телеметрической информации, визуализацию полученных результатов, а также архивацию научной и вспомогательной технологической информации проекта.

Обработка телеметрической информации организована на основе многоуровневой иерархической модели. Результаты всех уровней обработки размещаются во внутренней базе данных проекта. Такой подход позволяет обеспечить структурированный доступ к информации, требуемой для проведения всех видов анализа данных: от экспресс-визуализации, необходимой для оперативного управления КНА, до задач интерпретации результатов измерений.

Внутренняя база данных проекта вместе с системой архивации обеспечивают унифицированный механизм доступа к информации, полученной на всех стадиях жизненного цикла проекта, а также после его завершения, с целью более глубокой обработки и интерпретации результатов.

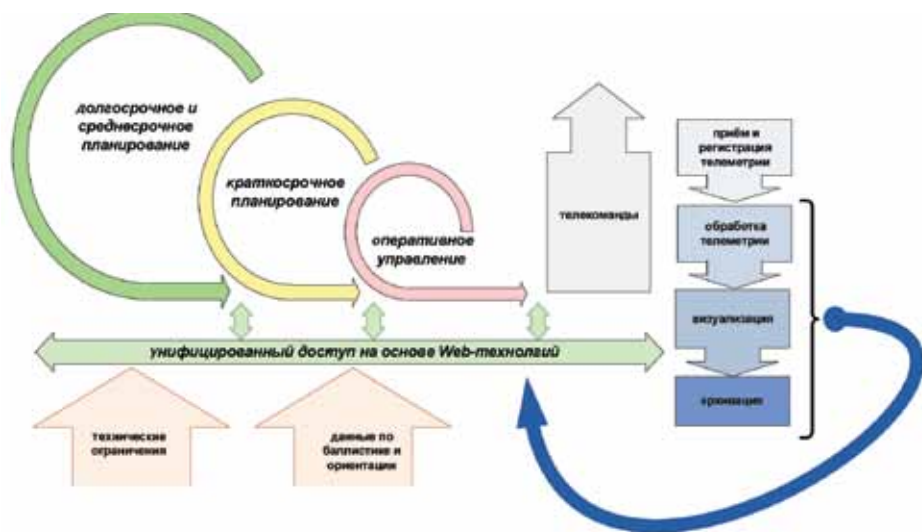
Подсистема сетевого взаимодействия поддерживает развитую систему комму-

никаций внутри и вне ННК. Наличие такой подсистемы обуславливается участием в работе ННК большого числа специалистов (научное и техническое руководство проекта, представители научных приборов и экспериментов, группы баллистических расчетов и обработки информации и т.д.).

Следует отметить, что с целью удовлетворения требованиям информационной безопасности доступ к внутренней базе данных проекта регламентируется соответствующими средствами для различных групп пользователей. Однако часть информации о ходе реализации проекта предполагается разместить в открытом доступе.

основные рабочие циклы ННК

По ходу проведения научных космических экспериментов ННК должен обеспечивать средства для формирования последовательностей управляющих воздействий на бортовые комплексы научной аппаратуры.



рисунки 6 Основные рабочие циклы ННК

Процесс подготовки таких последовательностей осуществляется в несколько стадий рабочих циклов (рисунки 6): долгосрочного, среднесрочного, краткосрочного планирования и оперативного управления.

На этапе долгосрочного и среднесрочного планирования, в основном, на основе апостериорных данных осуществляется подготовка, а затем уточнение базовой схемы проведения научных экспериментов.

На основе текущей информации и этих схем на этапе краткосрочного планирования подготавливается конкретная программа телекоманд, которая реализуется на стадии оперативного управления.

Очевидно, при этом необходимо иметь результаты обработки научной телеметрической информации, учитывать технические ограничения космического аппарата в целом, а также параметры его положения и ориентации.

Следует отметить, данный процесс является итерационным, так как те или иные требования по изменению режимов работы бортовых приборов могут быть взаимно противоречивы, не соответствовать текущим ограничениям по энергетике космического аппарата и т.п. Поэтому интерфейс со всеми сервисами, описанными выше, должен быть интуитивно понятным, обеспечивать максимальный комфорт при проведении рутинных операций.

обработка научной телеметрической информации

Как отмечалось выше, обработка научной телеметрической информации является одной из базовых функций ННК. Эти результаты используются для решения двух взаимодополняющих задач: оперативного управления комплексами бортовой научной аппаратуры, а также систематизации знаний, полученных в результате проекта.

Обработка научной телеметрической информации осуществляется в несколько этапов или стадий, в соответствии с иерархической моделью (рисунки 7):

- на нулевой стадии осуществляется прием и форматирование телеметрического потока, в результате работы средств этой стадии формируется файл, содержащий полный телеметрический поток данного сеанса передачи телеметрической информации;
- на следующей стадии осуществляется декоммутация полного телеметрического потока на отдельные наборы данных, содержащих телеметрическую информацию по различным приборам;
- на этапе экспресс-обработки формируются файлы для оперативного анализа (q-looks); эта информация может использоваться как для оперативного научного управления, так и как общий каталог для доступа к результатам обработки последующих стадий;
- на этапе лабораторной обработки телеметрические данные преобразуются в физические единицы;
- на последнем этапе формируется сводная база данных результатов измерений.

При этом следует отметить, что все этапы за исключением лабораторной обработки должны быть максимально автоматизированы. В тех случаях (и для тех приборов), когда автоматизация возможна и на этапе лабораторной обработки, подсистема обработки ННК позволяет интегрировать эти процедуры в общий, потоковый цикл обработки.

Рассматривая представленную иерархическую модель, не стоит забывать, что долгосрочный архив данных проекта должен содержать результаты, полученные на всех этапах обработки (с целью их возможной повторной обработки в случае создания новых алгоритмов, изменения априорных данных и т.п.). Ряд технологических задач, например таких как точная привязка времени, техническое сопровождение системы и другие, в некоторых случаях не могут быть выполнены автоматически и требуют участия специалистов.

архив данных

Основной результат любой научной космической миссии – данные измерений научной аппаратуры, т.е. набор знаний, полученных в ходе реализации проекта. Поэтому задача создания эффективного самодостаточного архива должна рассматриваться на самых ранних стадиях подготовки проекта.

Разработка форматов и структур данных, используемых для хранения результатов обработки, а также необходимой сопутствующей информации является отдельной сложной задачей. Как правило, в разработке таких стандартов участвуют представители различных космических организаций. Поэтому, вместо разработки «собственного» формата, в качестве базового используется стандарт PDS [Planetary Data System, 2011], на сегодняшний день являющийся форматом де-факто для хранения данных всех научных планетарных миссий последних лет.

С одной стороны, это позволяет использовать весь накопленный опыт при создании аналогичных архивов, с другой – обеспечит совместимость форматов с архивами других научных космических проектов с целью потенциального обмена информацией и совместной обработки.

средства доступа к баллистической информации

Интерпретация результатов обработки, формирование программы измерений и

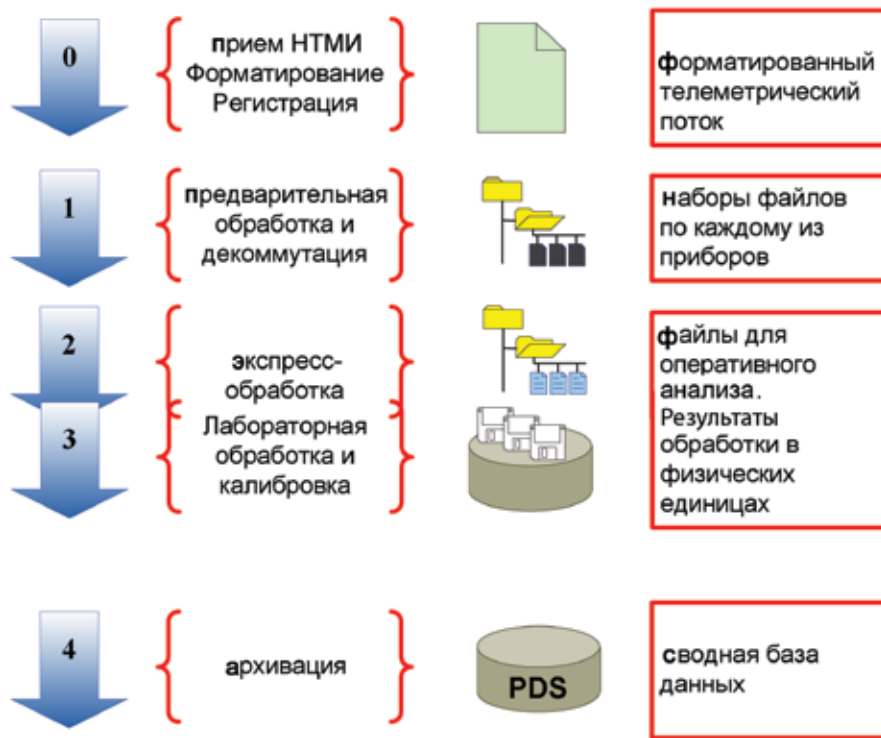


рисунок 7 Фазы обработки научной телеметрической информации

подготовка телекоманд невозможна без получения соответствующей баллистической информации о местоположении и ориентации космического аппарата и спускаемого модуля (рисунок 8).

Обеспечить выполнение всех этих задач возможно при наличии достаточно мощного и надежного математического обеспечения. При этом надежность и широта возможного применения может быть достигнута только при условии использования многократно тестированного и проверенного на реальных задачах комплекса математических программ.

Состав научных задач, определяющий набор операций при планировании миссии, как правило, заметно шире задач, возлагаемых на служебные системы. Кроме того, некоторые из них могут возникнуть уже в процессе реализации проекта. Это требует от применяемого комплекса математического обеспечения достаточно высокого уровня универсальности и возможности быстрой адаптации к требованиям возникающих научных задач. Иными словами, необходим значительный уровень гибкости комплекса программ. В качестве такого комплекса используется (и широко применяется во всем мире) система SPICE.

Для удобства работы пользователей, в рамках работ по подготовке ННК проекта ФОБОС-ГРУНТ был разработан оригинальный программный комплекс, обеспечивающий интерактивный интерфейс с системой SPICE и наглядное отображение необходимой баллистической информации.

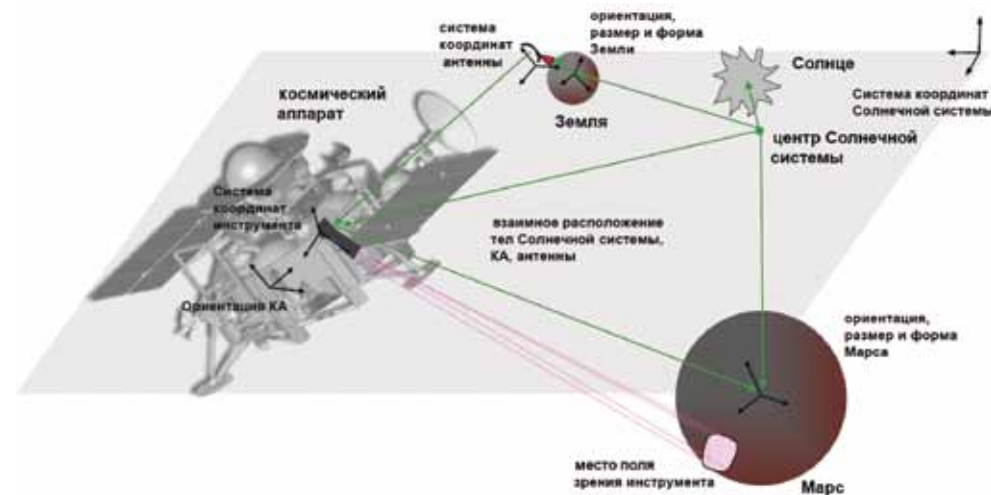


рисунок 8 Основные задачи баллистического анализа

2. Организация доступа к ресурсам системы

Научно-организационное и информационное сопровождение реализации научных космических проектов является сложной комплексной проблемой, требующей создания распределенной системы, обеспечивающей решение следующих основных задач: информирования, коммуникаций, совместной работы с данными, управления полученными знаниями.

Отсутствие такой системы приводит к увеличению информационного хаоса и, как следствие, повышению стоимости работ по сопровождению научных космических проектов и ухудшению их характеристик (рисунок 9).

С целью решения описанных выше проблем доступ к ресурсам системы (включая весь информационный обмен) организован на основе распределенной платформы с централизованным (федерированным) управлением.



рисунок 9 Пример реализации коллективной работы в отсутствие соответствующей системы



рисунок 10 Методы доступа к ресурсам системы

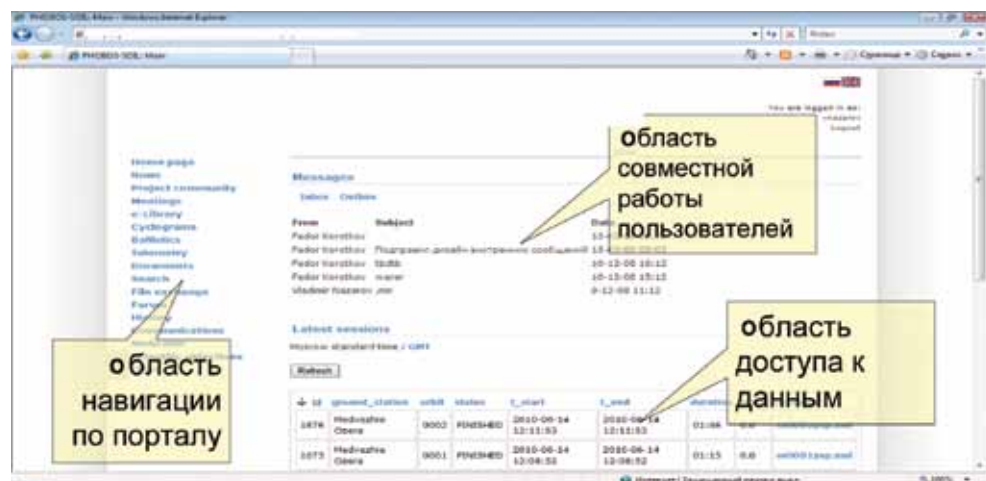


рисунок 11 Web-портал проекта

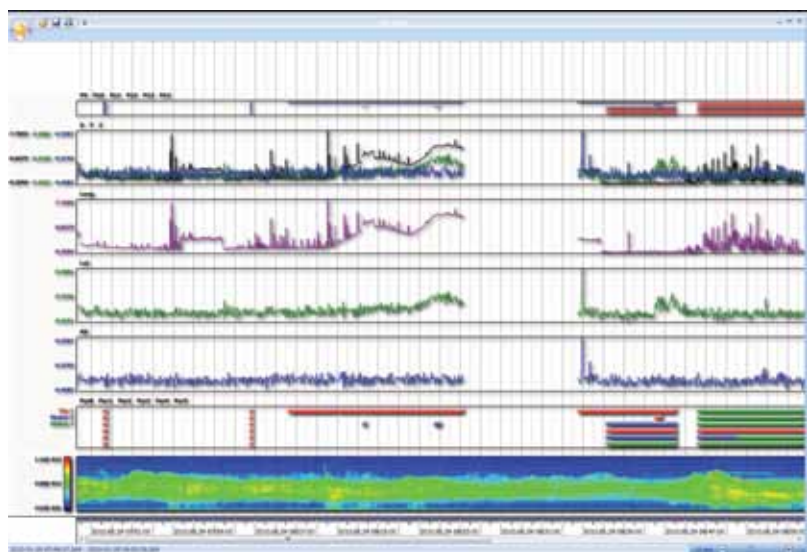


рисунок 12 Пример доступа на уровне приложения

Доступ к ресурсам системы может осуществляться тремя способами (рисунок 10):

- на уровне стандартных сетевых утилит (например, таких как FTP);
- с помощью стандартных web-browsers (например, Internet Explorer);
- посредством специализированных приложений.

Следует отметить, что указанные методы приведены в порядке увеличения возможностей доступа к ресурсам системы.

При создании ННК проекта ФОБОС-ГРУНТ использовался подход, обеспечивающий единую информационную среду для всех пользователей системы. При таком подходе доступ к результатам обработки баллистической информации, циклограммам управления бортовой научной аппаратурой, а также информационный обмен между участниками проекта осуществляется с помощью единого web-портала проекта (рисунок 11).

Альтернативным механизмом, позволяющим осуществить доступ к результатам обработки баллистической и другой сопутствующей информации, является набор унифицированных приложений (рисунок 12).

заключение

Современное развитие информационных систем космических проектов показывает выраженную тенденцию перехода от набора различных комплексов, представленных в виде разнородной сети, к единой наземной информационной инфраструктуре [Nazirov et. al., 2010].

Такой подход, основанный на общепринятых международных стандартах, например, таких как CCSDS, позволяет повысить эффективность использования средств систем и снизить затраты на их подготовку и эксплуатацию. Использование унифицированных протоколов обмена позволит наращивать функциональные характеристики и параметры производительности поэтапно, без серьезной переделки существующей базы.

При этом необходимо не только опираться на перспективные достижения в вычислительной и телекоммуникационной отраслях, но и учитывать богатый имеющийся отечественный опыт создания и эксплуатации наземных информационных систем для научных космических проектов.

литература

Packet Telemetry (1987) CCSDS 102.0-B-2. Blue Book. Consultative Committee for Space Data Systems. January 1987.

Planetary Data System (2011) <http://pds.nasa.gov/>, 2011.

Nazirov R., Eismont N., Nazarov V. (2007) Some aspects of ground segment for prospective science space missions // Proc. of the 7th International Symposium, «Reducing the Costs of Spacecraft Ground Systems and Operations (RCSGSO)», 11-15 June 2007, Moscow.

Thompson R., Peccia N., Hall S., Page O. (2006) GDSS: A Service Oriented Architecture for Mission Operations // Proc. of SpaceOps, 2006.

Nazirov R., Nazarov V. et. al. (2010) Best practice patterns in design of the information systems for Russian scientific space missions//AIAA-2010-2073. SpaceOps 2010 Conference.

В.Н.Назаров, Р.Р.Назирова, А.В.Захаров, А.А.Ледков
 Институт космических исследований РАН, Москва
А.В.Круглов, В.М.Снегирев
 Российские космические системы, Москва
А.С.Чеботарев, В.П.Грачев
 ОКБ МЭИ, Москва
Ю.В.Казакевич, А.Е.Ширшаков
 НПО им. С.А. Лавочкина, Химки, Московская область



9 785905 646034