

НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА РОСКОСМОСА



ИНСТИТУТ  
КОСМИЧЕСКИХ  
ИССЛЕДОВАНИЙ  
РАН

# ФОБОС • ГРУНТ

ПРОЕКТ  
КОСМИЧЕСКОЙ  
ЭКСПЕДИЦИИ

# 1

ББК 39.62  
УДК 629.785 Фобос Грунт

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 В.В. Ефанов  
А.В. Захаров

редакторы М.С. Винниченко  
В.С. Корниленко

художник В.М. Давыдов

макет-верстка Е.О. Кораблева

техническая поддержка Е.А. Антоненко  
О.В. Закутняя

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  
Иститут космических исследований РАН, 2011

## СОДЕРЖАНИЕ

<b>ПРЕДИСЛОВИЕ</b> .....	7
<b>часть 1. ЗАДАЧИ ЭКСПЕДИЦИИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ФОБОСА</b>	
<b>1-1</b> спутники Марса: задачи исследований.....	9
<b>1-2</b> научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса.....	18
<b>1-3</b> космический проект ФОБОС-ГРУНТ: новый этап русской планетной программы.....	30
<b>1-4</b> космические платформы аппарата «Фобос-Грунт» - основа будущих межпланетных и лунных станций.....	35
<b>часть 2. ПРОГРАММНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ-МАРС-ФОБОС-ЗЕМЛЯ</b>	
<b>2-1</b> концепция экспедиции.....	40
<b>2-2</b> состав космического аппарата.....	47
<b>2-3</b> схема полёта космического аппарата.....	58
<b>2-4</b> решение навигационной задачи при полёте по квазиспутниковой орбите с использованием снимков Фобоса.....	74
<b>2-5</b> обеспечение планетарной защиты в экспедиции.....	81
<b>2-6</b> обеспечение надежности космического аппарата.....	95
<b>2-7</b> организация управления космическим аппаратом.....	101
<b>2-8</b> прочностные и кинематические испытания космического аппарата.....	111
<b>2-9</b> механизм моделирования условий невесомости при наземных испытаниях космического аппарата.....	116
<b>2-10</b> выбор места посадки космического аппарата на поверхность Фобоса.....	120
<b>часть 3. СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ФОБОС-ГРУНТ</b>	
<b>3-1</b> средства выведения космического аппарата.....	131
<b>3-2</b> конструкция космического аппарата.....	137
<b>3-3</b> спускаемый аппарат .....	142
<b>3-4</b> двигательные установки для доставки космического аппарата на поверхность Фобоса.....	156
<b>3-5</b> приборы обеспечения посадки на поверхность Фобоса.....	168
<b>3-6</b> система ориентации и стабилизации космического аппарата.....	174
<b>3-7</b> грунтозаборный комплекс.....	184
<b>3-8</b> манипуляторный комплекс космического аппарата.....	192
<b>3-9</b> антенно-фидерная система космического аппарата.....	199
<b>3-10</b> система обеспечения теплового режима космического аппарата.....	206
<b>3-11</b> пиромеханические и детонационные системы и устройства.....	226

## **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.

Космический аппарат 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, отделит капсулу с реголитом, которая приземлится на поверхность нашей планеты. Космический аппарат, 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

### 1.1 СПУТНИКИ МАРСА: ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

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 перелета 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  
В.В. Хартов*

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

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» (рисунок 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.



**рисунок 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». Вторым аппаратом, идентичным 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 рисунок 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-



**рисунок 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 (рисунок 3).



**рисунок 3а** Фобос

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



**рисунок 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/см<sup>3</sup>).

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 обычных 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, каковы 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

- Авдуевский 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. N 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., Gromatikov 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.

Dubinin 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.

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.

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., Dubinin 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, 9<sup>th</sup> 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,  $^{182}\text{Hf}/^{182}\text{W}$ ,  $^{53}\text{Mn}/^{53}\text{Cr}$ ,  $^{129}\text{I}/^{129}\text{Xe}$ ,  $^{244}\text{Pu}/^{136}\text{Xe}$
-  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?  $\delta^{13}\text{C}$ ,  $\delta\text{D}$ ,  $^{18}\text{O}-^{17}\text{O}-^{16}\text{O}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$
-  Внутренняя структура Фобоса
-  Сейсмозондирование
-  — только при доставке грунта
-  — без доставки грунта
-  Морфология поверхностного слоя Фобоса
-  Видеозображение, буровая колонка

**рисунок 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 рисунок 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 (рисунок 2). Это — сравнительно небольшое тело неправильной формы размером 26x22x18 км (таблица). 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/см<sup>3</sup>

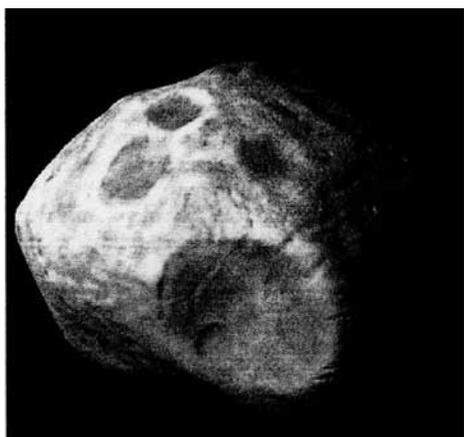


рисунок 2 Фобос



рисунок 3 Кратер Стикни на Фобосе

(это — плотность рыхлого песка). Плотность Луны, например, составляет 3,3 г/см<sup>3</sup>. Ускорение силы тяжести на поверхности Фобоса составляет всего  $(3...6) \cdot 10^{-3}$  м/с<sup>2</sup>.

Поверхность Фобоса неровная. Она испещрена кратерами от столкновения с метеоритами. Самый крупный элемент рельефа — кратер Стикни (рисунок 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 термозмиссионным 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 <sup>19</sup> г
2. размер	26 x 22 x 18км
3. плотность	1,9 г/см <sup>3</sup>
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

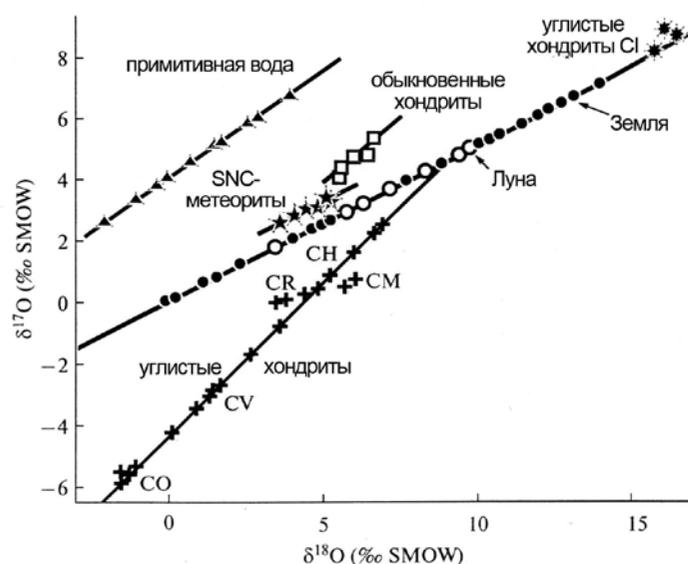


рисунок 4 Соотношение  $\delta^{18}\text{O}$ ... $\delta^{17}\text{O}$  для разных космических объектов

распределение в них редкоземельных элементов (REE). В пользу того, что это был именно Марс, говорит близость изотопных составов газов  $^{40}\text{Ar}/^{36}\text{Ar}$ ,  $^{15}\text{N}/^{14}\text{N}$ ,  $^{129}\text{Xe}/^{132}\text{Xe}$ , 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  $^{16}\text{O}$ - $^{17}\text{O}$ - $^{18}\text{O}$  (рисунок 4).

В разных участках Солнечной системы на допланетной стадии сложились несколько отличающиеся соотношения трех изотопов кислорода  $^{16}\text{O}$ ,  $^{17}\text{O}$  и  $^{18}\text{O}$ . 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  $^{16}\text{O}$ - $^{17}\text{O}$ - $^{18}\text{O}$  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 полновесное 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

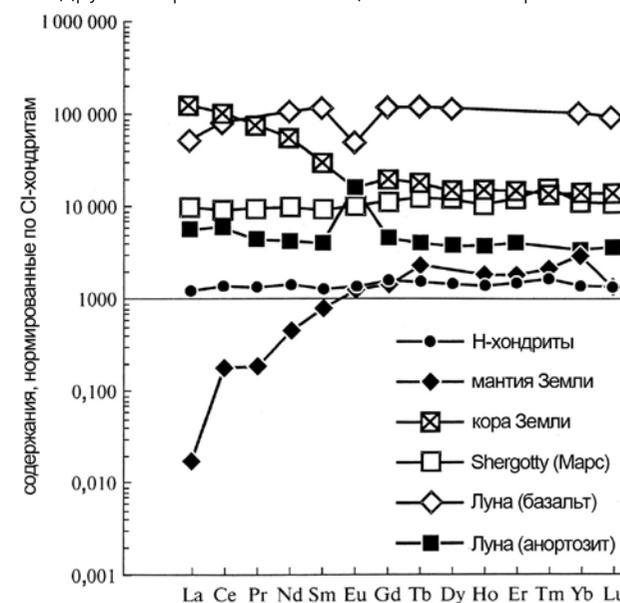


рисунок 5 Распределение редкоземельных элементов (REE) в коре и мантии Луны, Земли в сопоставлении с распределением REE в метеоритах

характеризоваться фракционированным составом редкоземельных элементов, в то время как примитивное вещество Фобоса должно иметь нефракционированную, близкую к хондритовой, характеристику REE (рисунок 5).

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, появится также уникальная возможность реконструкции геологической истории Марса.

Некоторые радиоактивные элементы имеют короткий период полураспада, измеряемый миллионами лет, например  $^{26}\text{Al}$ ,  $^{146}\text{Sm}$ ,  $^{182}\text{Hf}$ . 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  $^{26}\text{Mg}$ ,  $^{142}\text{Nd}$ ,  $^{182}\text{W}$ . 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 (рисунок 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 (рисунок 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,

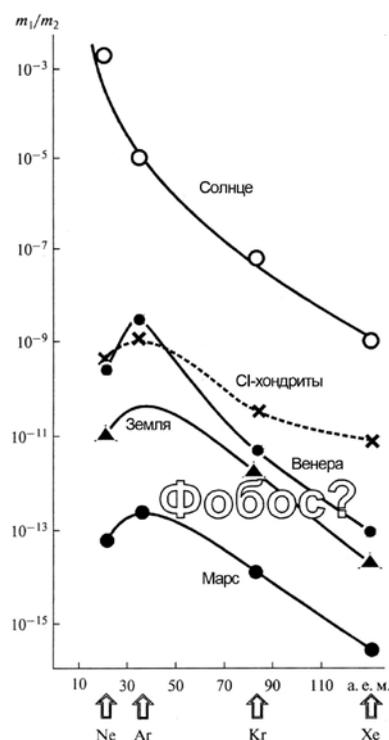


рисунок 6. Сравнительное распределение благородных газов в объектах Солнечной системы

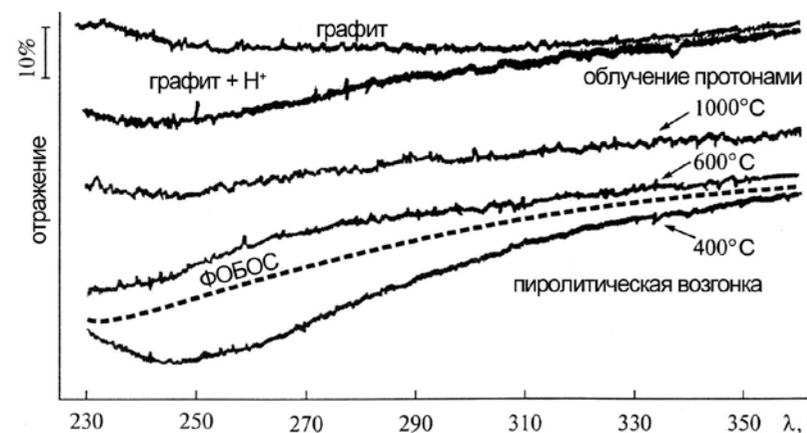


рисунок 7 Сравнение спектра отражения Фобоса со спектрами отражения: пластинок чистого графита, тех же пластинок графита, облученных пучком протонов высокой энергии, и пластинок графита, покрытых продуктами пиролитической возгонки асфальтенов при 1000°C, 600°C и 400°C (Барсуков и др., 1989)

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 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 неудачными. 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<sup>40</sup>. 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 ТЕРМОФ0Б**

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 позволяют 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 колонки 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  $\sim 0,0\%$  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 Сатеса -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 ( $0,0_n\%$  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  $0,0_n\%$ . 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 ( $^{238,235}\text{U}$ ,  $^{206,207}\text{Pb}$ ,  $^{87}\text{Rb}$ - $^{87}\text{Sr}$ ,  $^{40}\text{K}$ - $^{40}\text{Ar}$ ,  $^{147}\text{Sm}$ - $^{143}\text{Nd}$ ,  $^{176}\text{Lu}$ - $^{176}\text{Hf}$ ,  $^{187}\text{Re}$ - $^{187}\text{Os}$ ,  $^{190}\text{Pt}$ - $^{186}\text{Os}$ ) 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 мультиколлекторный твердофазный масс-спектрометр TRITON. Для Lu-Hf-анализа необходим мультиколлекторный ICP-MS-спектрометр Neptune. Для  $^{40}\text{Ar}$ - $^{39}\text{Ar}$ -датирования требуется специальный газовый масс-спектрометр ARGUS с соответствующей системой выделения газа и подготовки его к анализу.

Исследование изотопных систем с короткоживущими материнскими нуклидами ( $^{26}\text{Al}$ - $^{26}\text{Mg}$ ,  $^{182}\text{Hf}$ - $^{182}\text{W}$ ,  $^{53}\text{Mn}$ - $^{53}\text{Cr}$ ,  $^{129}\text{I}$ - $^{129}\text{Xe}$ ,  $^{244}\text{Pu}$ - $^{136}\text{Xe}$  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 высокопроизводительного 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., Домогаева 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.f 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*

## **КА 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 патентами РФ. На рисунке 1 представлен этот КА на стенде для испытаний.



**рисунок 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 (рисунок 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) – рисунок 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.

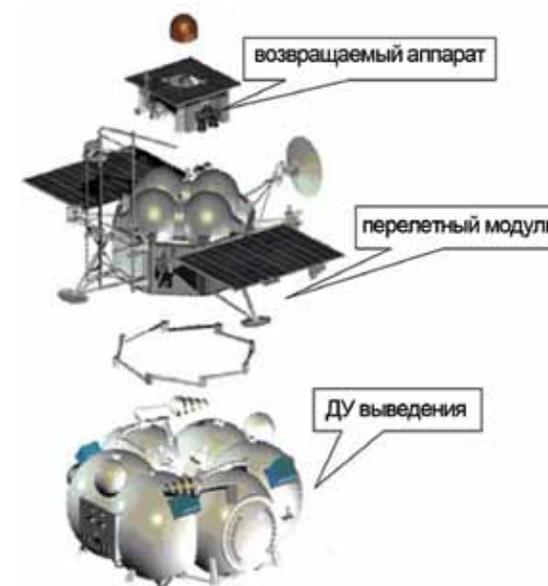


рисунок 2 Основные служебные модули космического аппарата «Фобос-Грунт»

#### «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.



**рисунок 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 имеющихся служебных модулей «Фобос-Грунт», что обеспечит выполнение програм-

мы в достаточно 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 «НИИАИ «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 рисунке 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.

стартовый комплекс

Медвежьи Озера

Усурийск

ЦУП

Sebreros

New Norcia

перелет Земля-Марс

Спутник ВЛТ

Посадка и забор грунта

Спуск ВЛТ

Земля

коррекция

отделение СЗ

перелет Земля-Марс

Спутник ВЛТ

Посадка и забор грунта

Спуск ВЛТ

Земля

отделение СА

запуск

вход, спуск и посадка СА

выделение КА на траекторию перелета к Марсу

сближение с Фобосом

торможение и выход на орбиту наблюдения Фобоса

отделение МДУ и КА УН-1

развертывание КА УН-1

выделение КА на промежуточную орбиту ИСЗ

схема экспедиции

космический аппарат

головной обтекатель

перехрестный отсек

космическая головная часть

спускаемый аппарат

космический аппарат

двигательная установка

перелетный модуль

перелетный модуль

китайский микроспутник УН-1

маршевая двигательная установка

рисунок 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 перигея ~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 апогее, КА увеличивает перигентр орбиты до высоты, несколько превышающей высоту орбиты Фобоса.

Третий импульс в перигентре 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 или несколько приборов: телевизионные камеры для получения изображений предполагаемой зоны посадки, лазерный высоотомер-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 км 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.

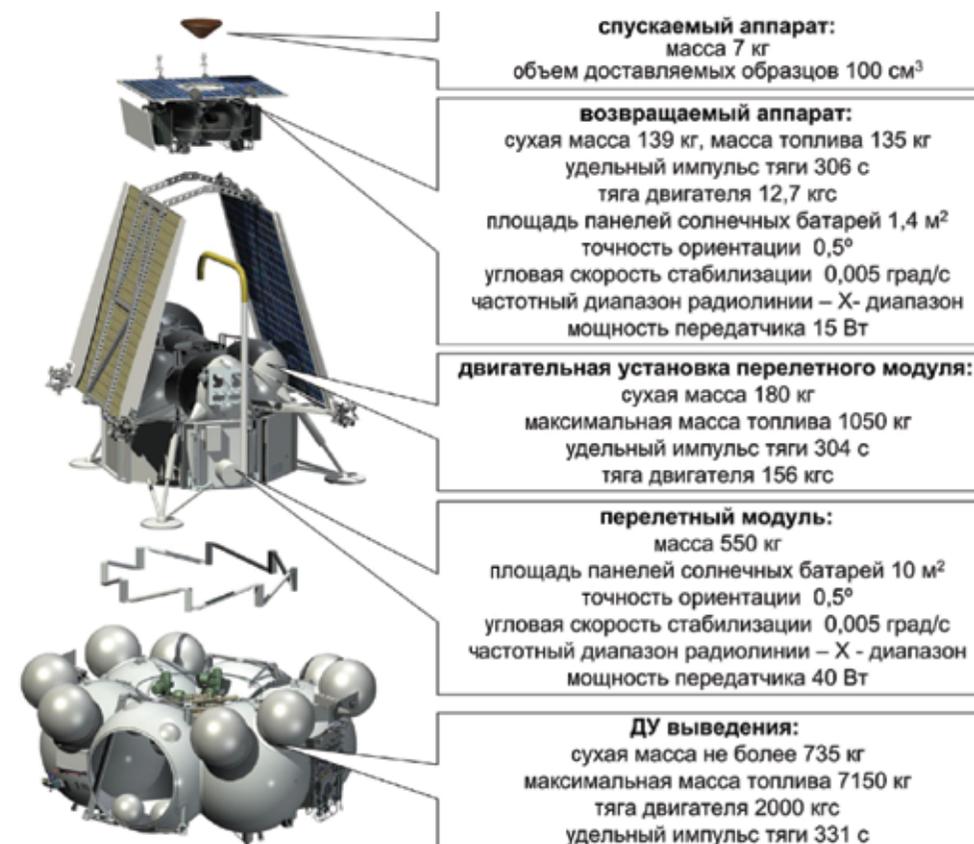
Для реализации научно-технических задач проекта космический аппарат спроектирован по модульному принципу, при этом параметры модулей превосходят существующие российские и зарубежные аналоги (рисунок 2).

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.



**рисунок 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

## 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 таблице 1.

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

На рисунке 2 показано размещение КА «Фобос-Грунт» на ракете-носителе; на рисунке 3 – схема членения КА; на рисунке 4 – общий вид КА «Фобос-Грунт» в транспортном положении, на рисунке 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 рисунке 6.

Основные характеристики перелетного модуля представлены в таблице 2.

Общий вид перелетного модуля показан на рисунке 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 <sup>2</sup> : – 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



рисунок 1 Структурная схема АКК "Фобос-Грунт"

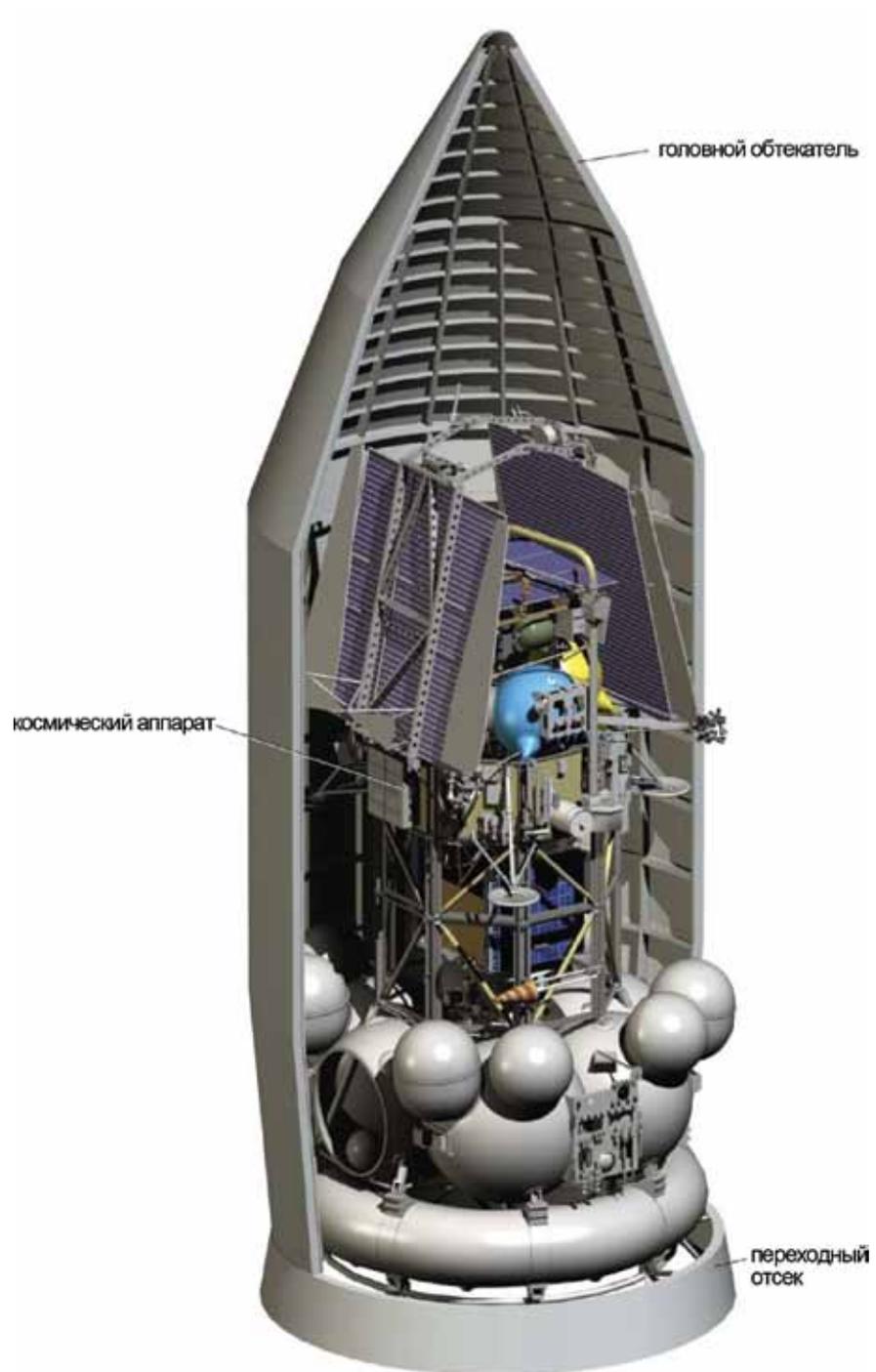


рисунок 2 Размещение КА "Фобос-Грунт" на РН

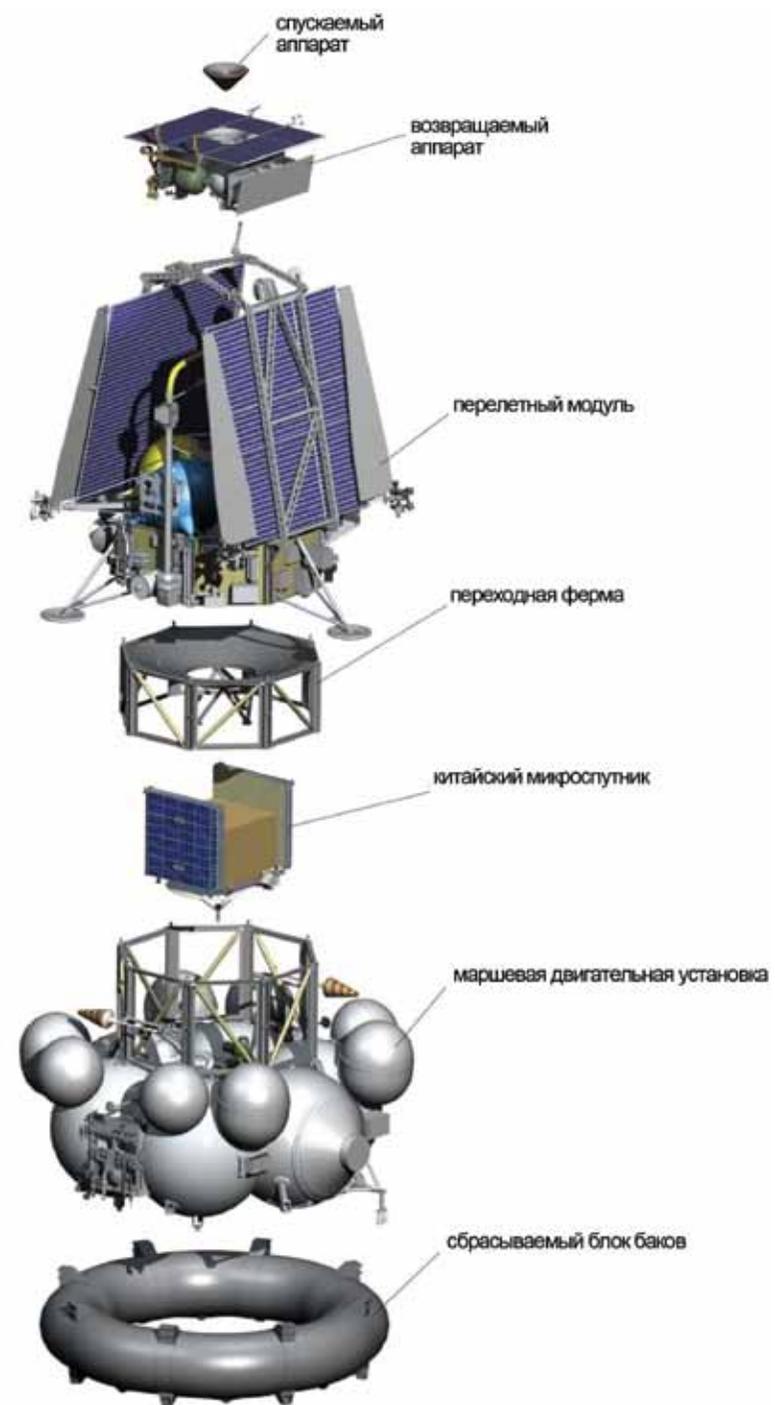


рисунок 3 Схема членения КА "Фобос-Грунт"

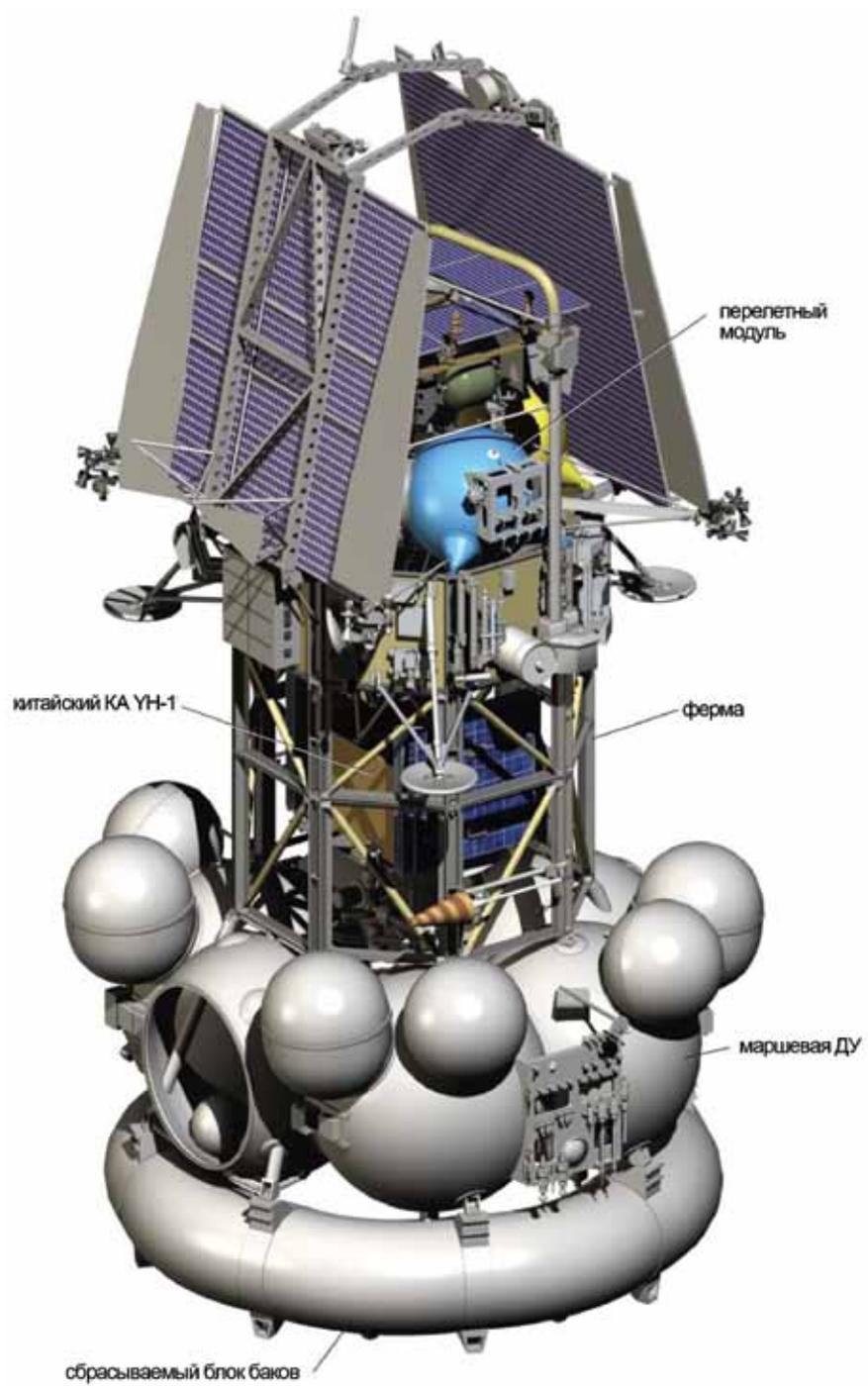


рисунок 4 КА "Фобос-Грунт" в транспортном положении



рисунок 5 КА "Фобос-Грунт" в рабочем положении

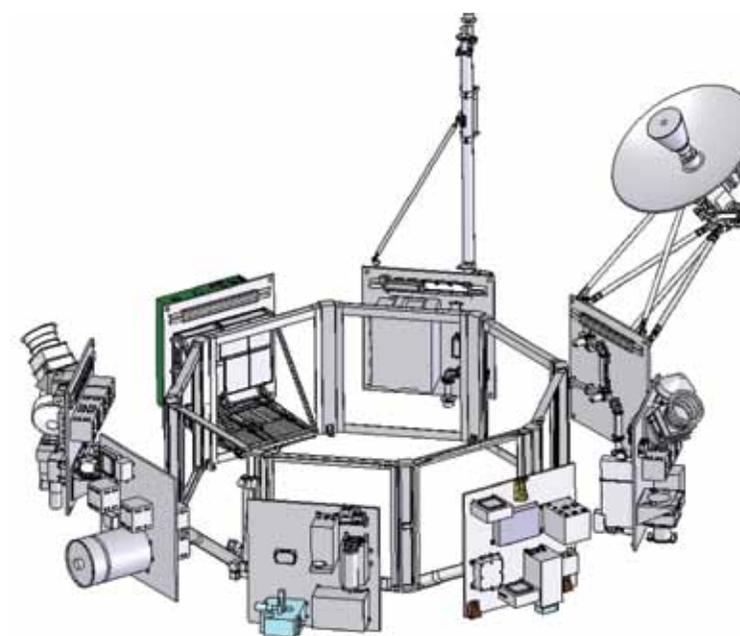
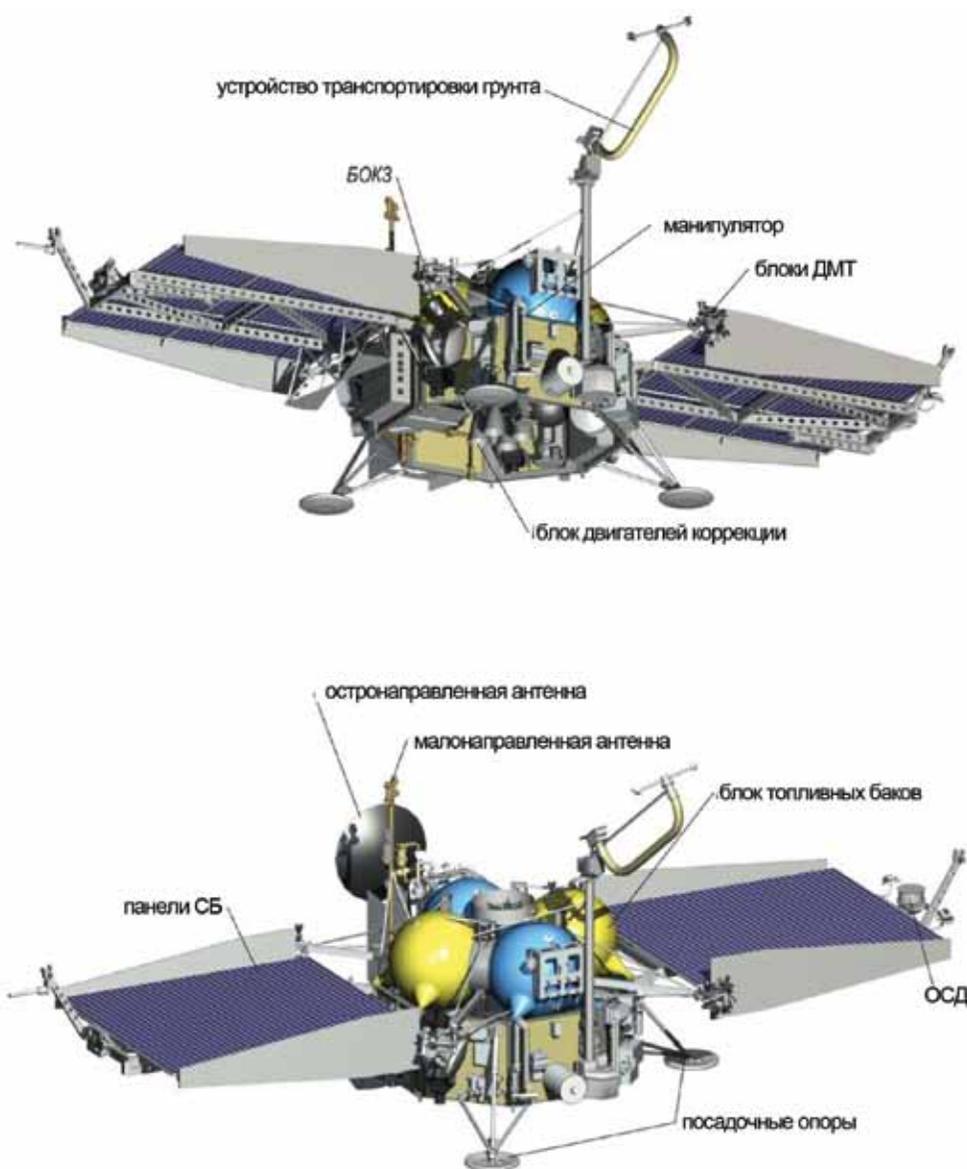


рисунок 6 Схема членения перелетного модуля КА "Фобос-Грунт"



**рисунок 7** Общий вид перелетного модуля  
СБ – солнечные батареи; ОСД – оптический солнечный датчик;  
БОКЗ – блок определения координат звезд; ДМТ – двигатели малой тяги

#### 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 выполнен 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 таблице 3.

Общий вид возвращаемого аппарата показан на рисунок 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

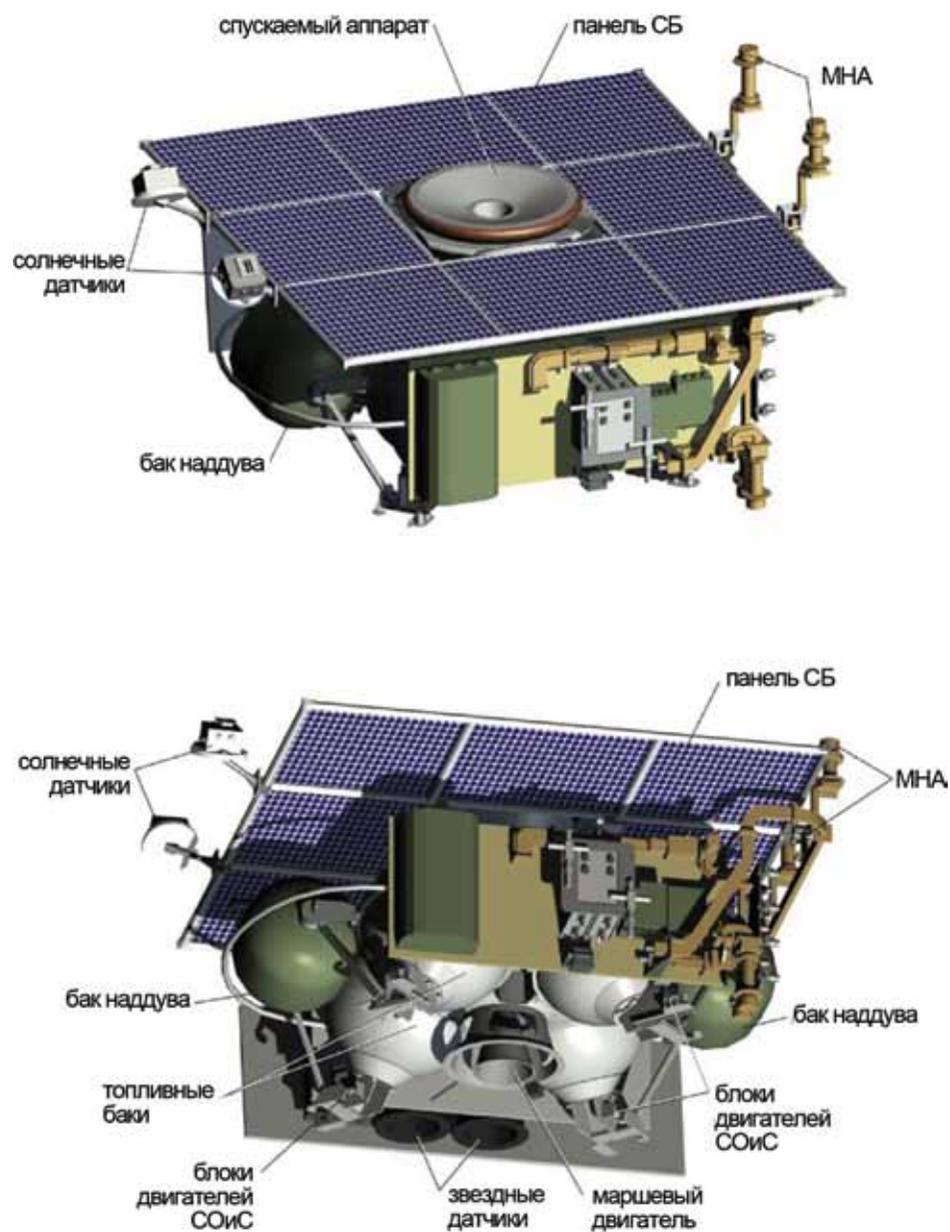
#### спускаемый аппарат

Спускаемый аппарат (рисунок 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.

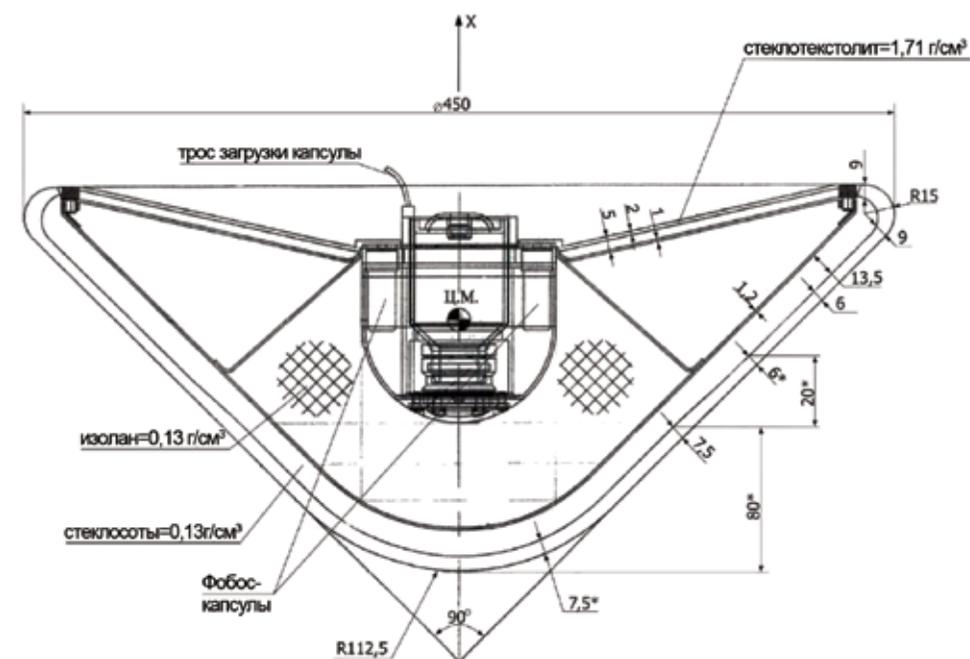
Торможение спускаемого аппарата в атмосфере Земли осуществляется только за счёт аэродинамического сопротивления без использования парашютной системы.

Масса спускаемого аппарата при входе в атмосферу Земли составляет 7,5 кг. Объем образцов грунта Фобоса, доставляемых на Землю, – 100 см<sup>3</sup>.



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

**рисунок 8** Общий вид возвращаемого аппарата



**рисунок 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. Алексахин  
 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 УН-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-2СБ40» и МДУ КА. Предварительно выбран период 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-2СБ40» 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  $\sim 16$  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 рисунке 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.

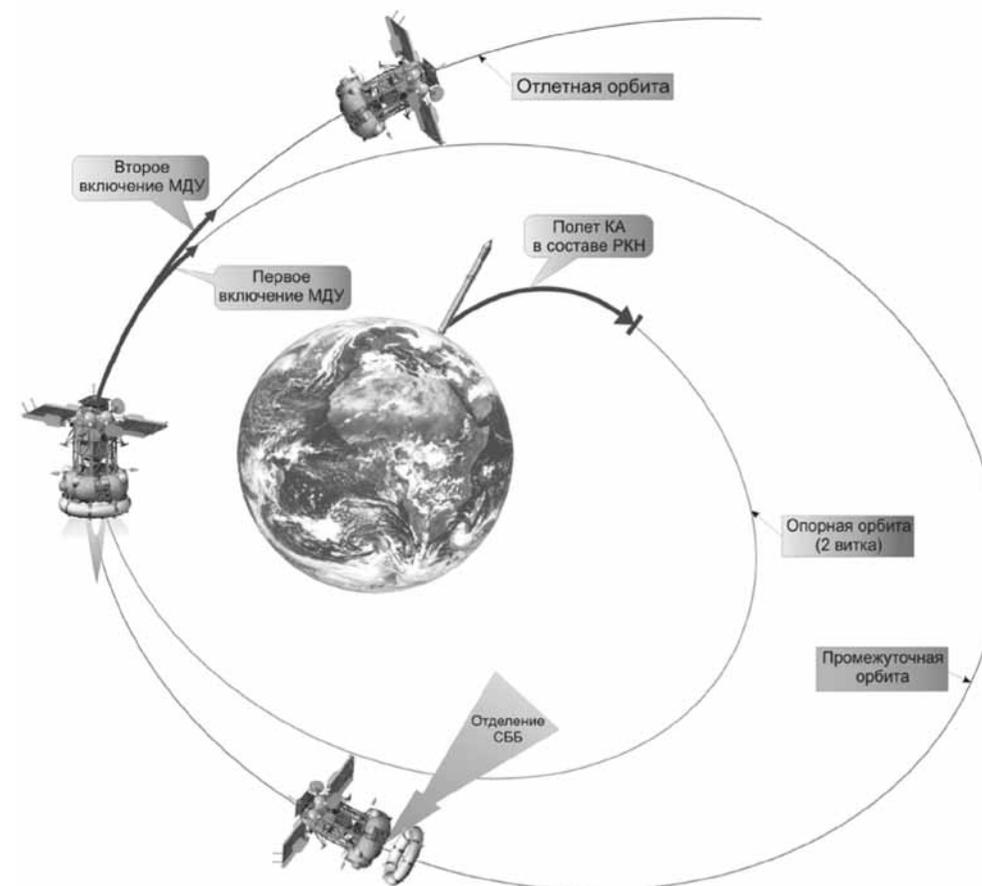


рисунок 1 Схема выведения КА на отлетную траекторию

### перелет Земля – Марс

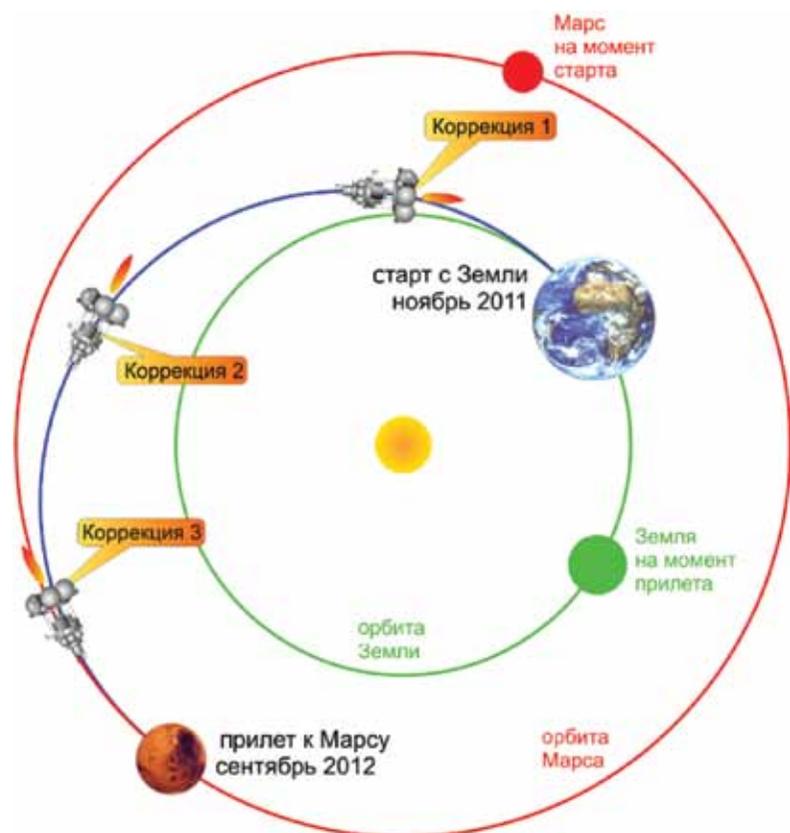
Перелет Земля – Марс начинается с момента выхода КА на отлетную от Земли траекторию и завершается подлетом к Марсу на минимальное расстояние (Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В., 1973). Длительность перелета составляет 302 – 310 дней. Пример гелиоцентрической траектории перелета Земля – Марс при старте в 2011 г. в проекции на плоскость эклиптики представлен на рисунке 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)  $\pm 20$  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.



рисунки 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  $\pm 500$  км. Этому соответствует погрешность в высоте перицентра  $\pm 400$  км.

Подлет к Марсу происходит по пролетной гиперболической траектории с высотой перицентра  $(800 \pm 400)$  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 таблице 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	$\leq 130$ 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 таблице 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  $\pm 100$  км (3с).

**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. (таблица 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  $\pm 6$  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.

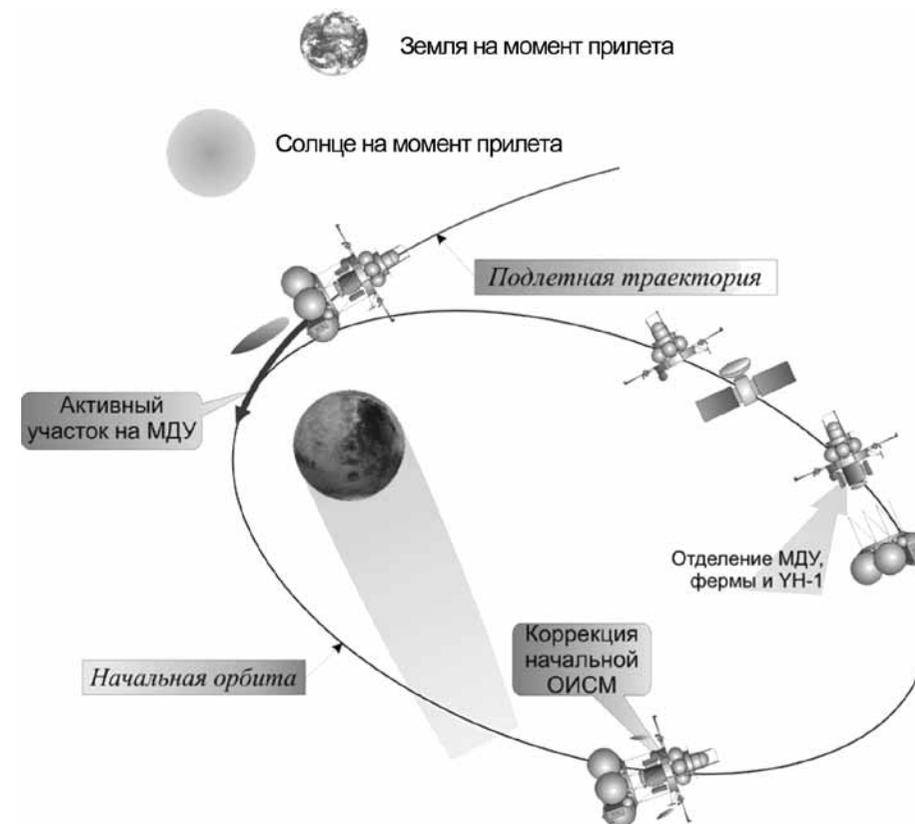
После выхода на начальную орбиту ИСМ МДУ может быть отделена от КА, что создаст условия для последующего отделения спутника УН-1. Спутник предполагается отделить в удобное для этой операции время после проведения одной-двух малых коррекций начальной орбиты ИСМ (через 10 – 15 сут. после выхода на орбиту), 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 КС все последующие маневры проводятся с помощью двигательной установки (ДУ) перелетного модуля.

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

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

**рисунки 3** Схема начального этапа полета по орбите ИСМ

На начальной орбите при прилете к Марсу в конце августа 2012 г. (таблица 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 перицентра, км	4194	
радиус апоцентра, км	79349	
период обращения, ч	72	
наклонение, град	21,79	35,98
долгота восходящего узла, град	35,50	27,03
аргумент перицентра, 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 СОЗ, град	35	31

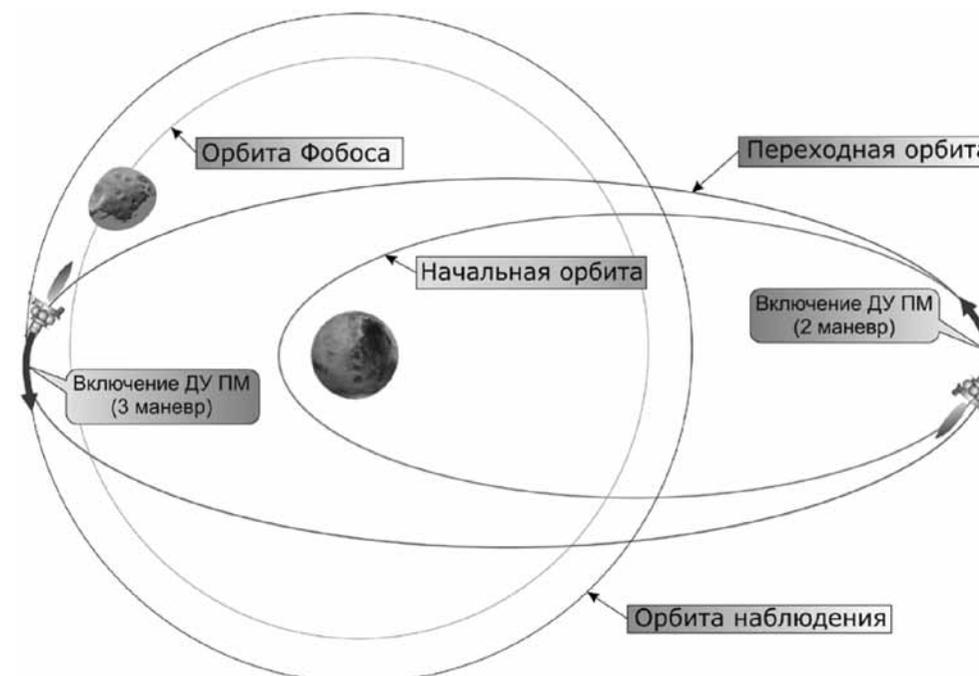
Схема выхода на орбиту наблюдения показана на рисунке 4.

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 перицентра 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 перицентре 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  $\pm 60$  км по высоте,  $\pm 1,8^\circ$  по наклонению и  $\pm 4$  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 перицентра и апоцентра, а при необходимости – и наклонение. Затем начинаются автономные навигационные наблюдения Фобоса, поскольку априорная точность знания его эфемерид ( $3\sigma$  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.



**рисунк 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  $200^\circ$ . 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  $\pm 3$  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 полученной 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)  $5^\circ$  ю.ш. и  $235^\circ$  з.д.;
- 2)  $5^\circ$  с.ш. и  $230^\circ$  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  $0^\circ$  широты и  $0^\circ$  долготы, отсчет долгот ведется на запад.

Посадку на Фобос желательно осуществлять при следующих условиях:

- на Фобосе отсутствуют тени и радиозаходы от Марса;
- угол  $\text{СОЗ}$  больше  $3^\circ$ .

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 бортово-

го 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  $\pm 1$  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 таблице 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	$\pm 1$ 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	$\pm 2$ 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 остроуправляемую (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  $\sim 1$  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  $\sim 16$  с производится доразгон в том же направлении до скорости  $\sim 10$  м/с.

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

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

6. В течение  $\sim 32$  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  $\sim 3$ 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  $\sim 20$  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 таблице 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:

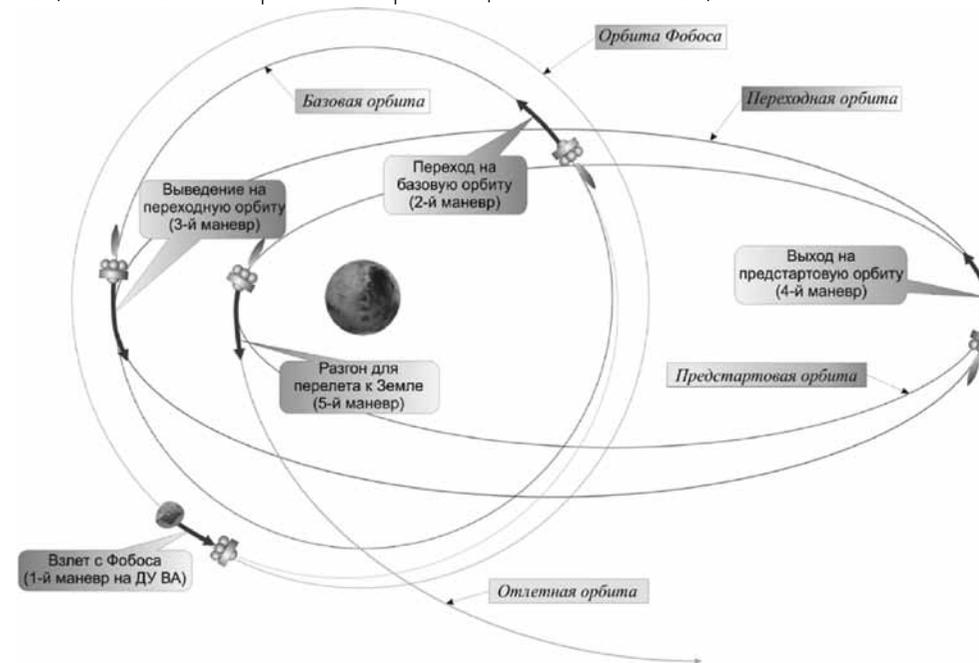
- разгон с помощью ДУ ВА на переходную трехсуточную орбиту с радиусом перицентра, равным радиусу базовой орбиты, линией апсид, лежащей в плоскости орбиты Фобоса, и наклоном к этой плоскости примерно  $1^\circ$ ;
- пассивный полет по переходной орбите (не менее ~5 витков или ~15 сут) с проведением траекторных 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 рисунке 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  $\pm 0,7^\circ$ .



**рисунк 5** Схема вылета с Фобоса 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  $3^\circ$ . Это усложняет работу КА, и поэтому старт с Фобоса желательнее осуществлять до 30 марта, а посадку на него - до 27 марта. Если принять, что достаточно надежная связь с КА возможна при угле  $CO_3$  более  $5^\circ$ , 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.

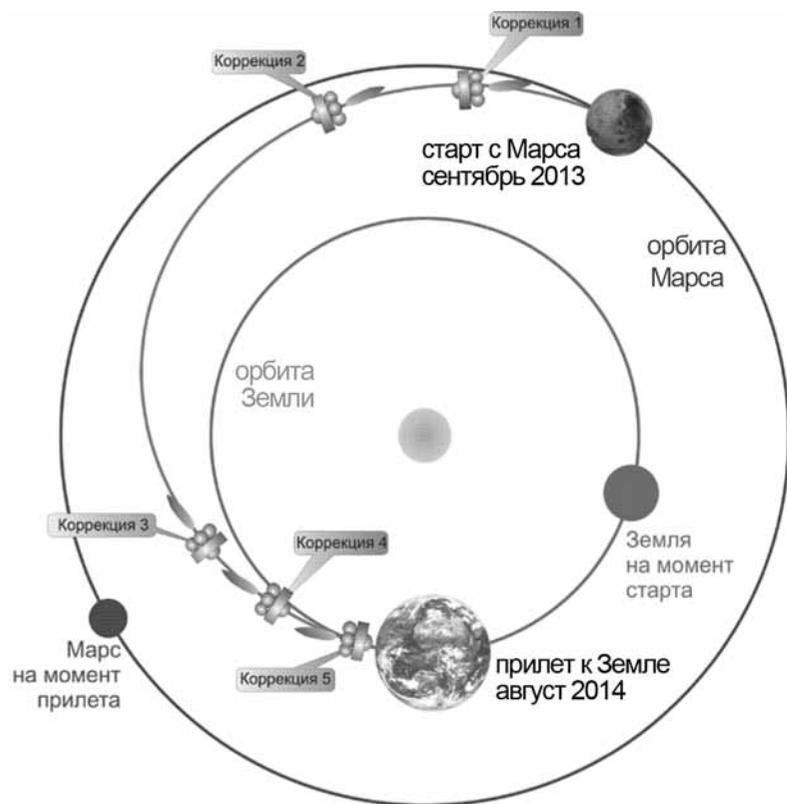
Предельные ( $3\sigma$ ) ошибки исполнения маневров перехода на траекторию полета

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  $\pm 30$  км.

Предполагается реализовать следующую схему проведения коррекций воз-



рисунки 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 рисунке 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.

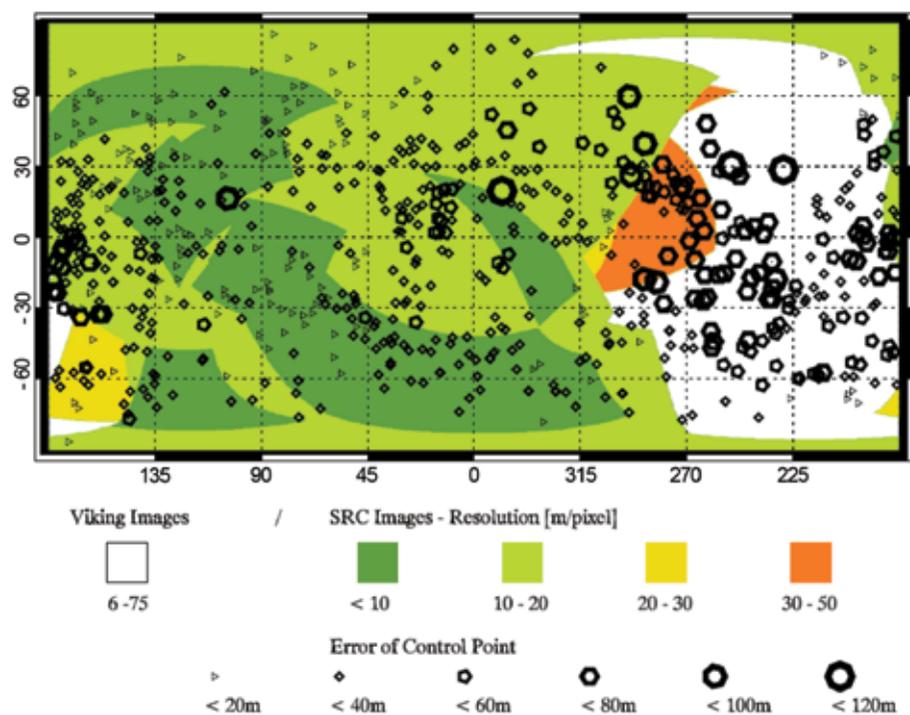
### КАТАЛОГ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК НА ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА

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 рисунке 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»).



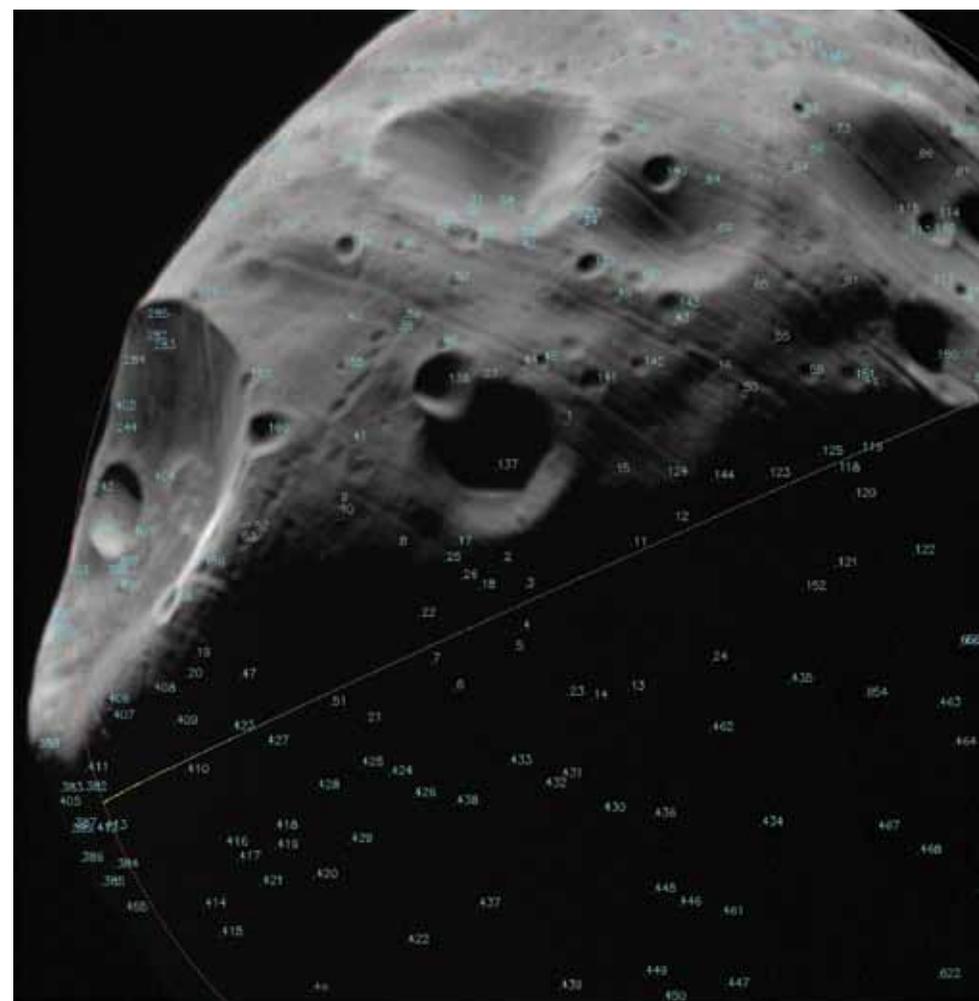
**рисунки 1** Распределение контрольных точек на поверхности Фобоса, точности их координат и разрешение снимков

На рисунках 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.



**рисунки 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  $t_{i+1}$ ;  $M_{BOK32cam}$  – 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



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

системы координат к приборной системе БОКЗ на момент  $t_{exp}$ . Теперь матрица перехода от фобосографической 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 фобосографической системе отсчета на момент  $t_{exp}$ :

$$\vec{R}_{ph} = M_{in2ph} \vec{R}_{in}.$$

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

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

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

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

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

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

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  $\vec{n}^0$  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  $Lon_1 - DI$ , а для вектора  $r_2$  – координаты  $Lat_1 + DI$  и  $Lon_1$ .

Тогда внешнюю нормаль к поверхности Фобоса можно приближенно записать как:

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

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

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

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

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

### 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 искомый 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  $\alpha_{\delta}$  – пространственный угол поворота, отвечающий кватерниону  $q_{\delta}$ . Следовательно, если кватернион  $q_{\delta}$  имеет компоненты  $(p_0, p_1, p_2, p_3)$ , то для компонент  $(r_0, r_1, r_2, r_3)$  кватерниона  $q_{\delta}$  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  $q_{\text{exp}}$  сформирован. Соответствующая ему матрица  $M_{\text{exp}}$  и есть матрица перехода от инерциальной системы координат к приборной системе БОКЗ на момент середины экспонирования  $t_{\text{exp}}$ .

### 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.

Wählisch 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], таблица 1. Основной целью всех мероприятий является защита планет от земного микробиологического загрязнения, а также защита Земли от возможного биологического загрязнения, исходящего от взвешенных 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-биологической контаминации (загрязнения).	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"> <li>• предотвращение столкновения с Землей или Луной;</li> <li>• стерилизация возвращенного оборудования;</li> <li>• изоляция в контейнере любых образцов</li> </ul>

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 круга 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; Пармонов и др., 2010], что представляет ценность для предполагаемых будущих контактных исследований Марса.

В соответствии с решением, подписанным в 2002 г., научно-методическое обеспечение программ 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 орбитальную 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 высокоапологейную 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 воздействию 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:

≤ 0,01 для первых 20 лет существования аппарата;

≤ 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 бионагрузка 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 таблице 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 рисунке 1.



**рисунк 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 рисунке 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

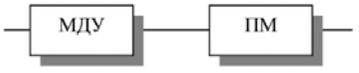
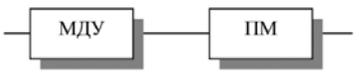
$$P_{\text{ПМ}} = P_{\text{БКУ}} \times P_{\text{БРК}} \times P_{\text{АБ}} \times P_{\text{ДУ}} \times P_{\text{КАС}} \quad (4)$$

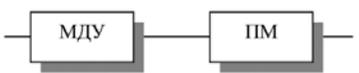
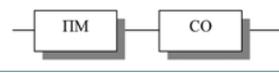
где  $P_{\text{БКУ}}$  – ВБР бортового комплекса управления ПМ;  $P_{\text{БРК}}$  – ВБР бортового радиокомплекса ПМ;  $P_{\text{АБ}}$  – ВБР аккумуляторной батареи системы электроснабжения (СЭС) ПМ;  $P_{\text{ДУ}}$  – ВБР двигательной установки;  $P_{\text{КАС}}$  – ВБР комплекса автоматики и стабилизации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

В сводной таблице 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
<b>1. выведение на опорную орбиту (ОО), длительность 2,5 ч</b>	
<b>СЧ</b>	
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
<b>БС за время выведения на ОО</b>	
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
<b>2. выведение на промежуточную орбиту, ПО (510 с)</b>	
<b>БС</b>	
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
<b>3. разгон на межпланетную траекторию (3,5 ч + 967 с)</b>	
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

<b>4. выполнение 1-й коррекции</b>	
	
<b>БС до 1-ой коррекции (10 суток)</b>	
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
<b>БС во время 1-й коррекции (17 с)</b>	
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
$P_{1к} = 0,999 \times 0,99884$	0,99784
<b>5. выполнение 2-й коррекции</b>	
	
<b>БС от момента завершения 1-й коррекции до 2-й коррекции (55 суток)</b>	
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
$P_{пм}$	0,99813
<b>БС во время 2-й коррекции (2 с)</b>	
БКУ	≈1
АФС	0,9(8)8

БРК	≈1
СОТР	≈1
БФ	≈1
КАС	≈1
АБ	≈1
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
$P_{2к} = 0,999 \times 0,99813$	0,99713
<b>6. выполнение 3-й коррекции</b>	
	
<b>БС от момента завершения 2-й коррекции до 3-й коррекции (240 суток)</b>	
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
$P_{пм}$	0,99497
<b>БС во время 3-й коррекции (10 с)</b>	
БКУ	≈1
АФС	0,9(8)8
БРК	≈1
СОТР	≈1
БФ	≈1
АБ	≈1
КАС	≈1
МДУ	0,999
$P_{3к} = 0,999 \times 0,99497$	0,99397
<b>7. выход на начальную орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ)</b>	
	
<b>БС от завершения 3-й коррекции до отделения МДУ (15 суток)</b>	
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
<b>8. ВБР КА от старта с Земли до выхода на ОИСМ (310 сут.)</b>	
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 цифры «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 рисунке 2.

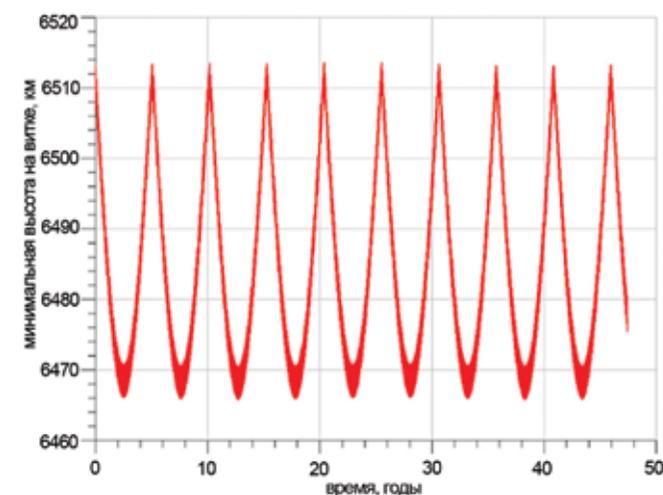


рисунок 2 Изменение высоты орбиты наблюдения за 50 лет

#### вероятность входа КА в атмосферу с подлетной траектории

Вероятность входа КА в атмосферу Марса с подлетной траектории  $P_1$  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  $q_{\text{MT}}$  — вероятность отказа КА на этапе между выведением на траекторию перелета к Марсу и проведением коррекции, т.е. вероятность дальнейшего чисто пассивного полета;  $p_{\text{AO}}$  — вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса (с учетом атмосферы) при отсутствии коррекций;  $q_{\text{K1}}$  — вероятность отказа КА на этапе между проведениями первой и второй коррекции, т.е. вероятность дальнейшего чисто пассивного полета;  $p_{\text{A1}}$  — вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса при проведении только первой коррекции;  $q_{\text{K2}}$  — вероятность отказа КА на этапе между проведениями второй и третьей коррекции;  $p_{\text{A2}}$  — вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса (с учетом атмосферы) при проведении первой и второй коррекции;  $q_{\text{K3}}$  — вероятность отказа КА на этапе после проведения третьей коррекции и маневром выхода на начальную орбиту ИСМ;  $p_{\text{A3}}$  — 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 (таблица 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 ( $3\sigma$ ) в  $\pm 400$  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  $h_{\pi 0} = 400$  км представлен на рисунке 3.

Было определено пороговое значение высоты перицентра, при которой происходит снижение минимальной высоты до 100 км. Такое событие наступает при  $h_{\pi 0} = 430$  км.

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

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

где  $q_{ОИСМ} = 1 - p_{ОИСМ}$  – вероятность потери КА после выхода на начальную орбиту ИСМ;  $p_{ОИСМ}$  – вероятность безотказной работы КА;  $p_{ОИСМ}(h_0 < h_0^*)$  – 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:

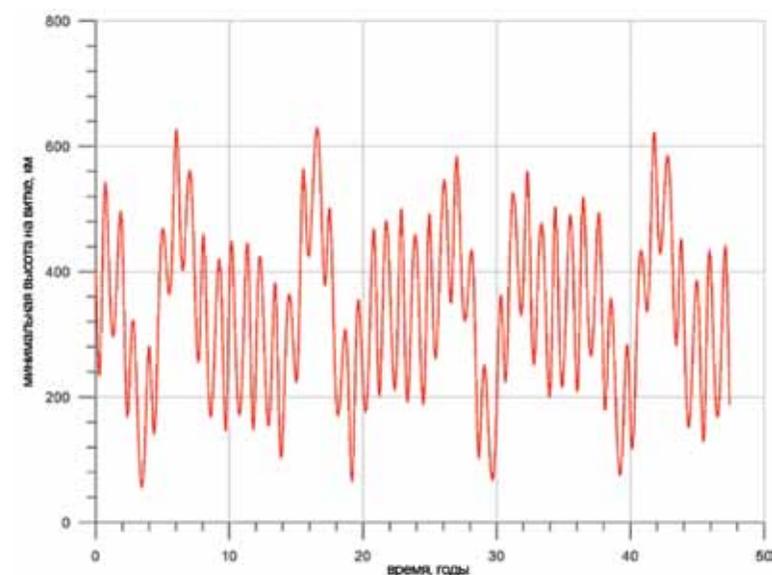


рисунок 3 Изменение минимальной высоты орбиты с высотой перицентра 400 км

- 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 таблице 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
<b>вероятность того, что КА не попадет в атмосферу Марса</b>	<b>99,86</b>	<b>99,79</b>

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** **99,79 > 95%,**  
**(соответственно для последних 30 лет** **≥ 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] (таблица 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 с 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 (CO<sub>2</sub>, 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**

## 2-6 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 таблице 1.

На счету США девятнадцать экспедиций, из которых шесть неуспешных. Статистика экспедиций представлена в таблице 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 неуспешных 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 неуспешных 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 критичных 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;
- изделия 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, износостойкости 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 индустриального 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 YH-1, связь с которым также обеспечивается средствами наземных станций, подготовленных для КА «Фобос-Грунт». Управление YH-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 C-диапазоне практически сразу после отделения КА от РН, и прибор 38Г6, 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 передаётся 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 пе-

редатчик 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 остроуправленной антенны (ОНА);
- отработка режимов взаимодействия Земля - борт между БРК ВА и БРК ПМ и наземными станциями, в том числе командной радиолнии 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 ре-

зультаты траекторных измерений, рассчитать, заложить на борт и исполнить первый импульс коррекции траектории.

На трассе перелета целесообразно также хорошо отработать взаимодействие радиокomплексов 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.

Радиокomплекс 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 теплового 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 отделить 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 двигателей-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 Медвежий 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 управления 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 (ЛВВ). «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 навигационных 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 радиолинии.

### **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 расчехление 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 обеспечить 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 радиокомплекса 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 рабо-

чем режиме.

Выполнение программы полета ВА будет состоять из типовых операций, включающих 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 килоньютон и V-440T – 65 килоньютон), 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 отдельных элементах конструкции, либо путем введения в контур управления (наряду с

задающими датчиками, согласно программе) дополнительных датчиков отдела стендовых измерений (рисунок 1).



**рисунок 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) (рисунок 2).



**рисунок 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 (рисунок 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



**рисунок 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-



**рисунок 4** Испытание на случай отделения возвращаемого аппарата от перелетного модуля

шивания на значительном пути (рисунок 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 задаваемому закону.

Важная особенность ММУН - малая инерционность - достигается его построением по безмоментной кинематической схеме (рисунок 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  $H/h$ .

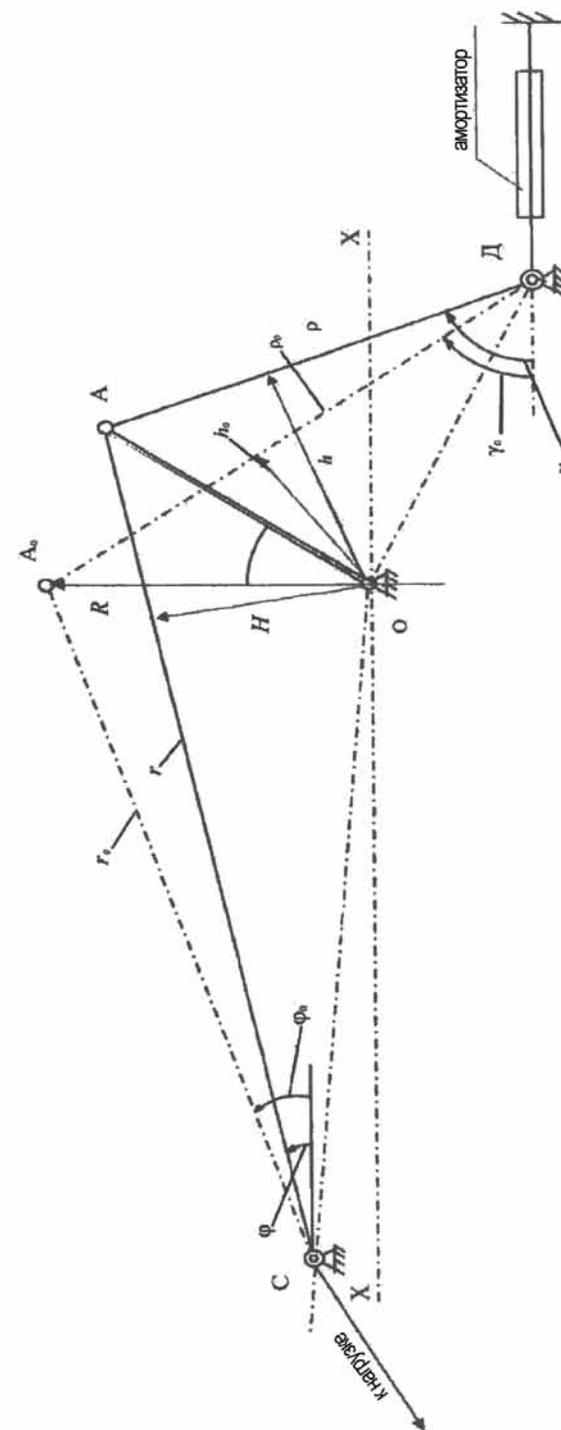


рисунок 1 Кинематическая схема ММУН

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 целью моделирования условий невесомости здесь является необходимость превышения начальным усилием амортизатора веса изделия. Так, при типовом значении угла наклона входной гибкой связи  $45^\circ$  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  $P, \rho_0, \phi_0, \rho_0, \gamma_0$  (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  $\phi_0$  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 50х50°. Фобос – тело неправильной формы размером 18 х 22 х 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°) 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 (рисунок 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 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.



**рисунок 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 возмож-

ного 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** (рисунок 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 (рисунок 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 (рисунок 2).



**рисунок 2** Фрагмент снимка 55103 МОС (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.

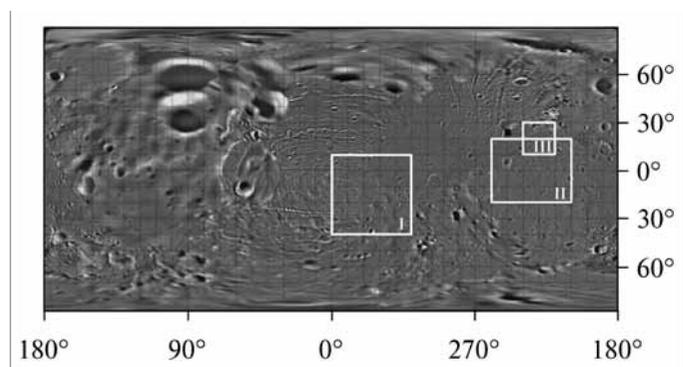
**Камни** опасны для КА «Фобос-Грунт» как препятствие не только для посадки, но и для отбора образцов грунта, поэтому важно попытаться дать прогноз их распределения по поверхности Фобоса. Выше сказано, что на снимках Фобоса видны каменные глыбы поперечником от 3...5 до 20...30 м. Таких камней на Фобосе 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, рисунок 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 переносить на Фобос. Поверхность Эроса очень молодая (менее 200 млн лет) [Chapman 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, занижена. 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.



**рисунок 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;

сильнобороздчатая и кратерированная поверхность.

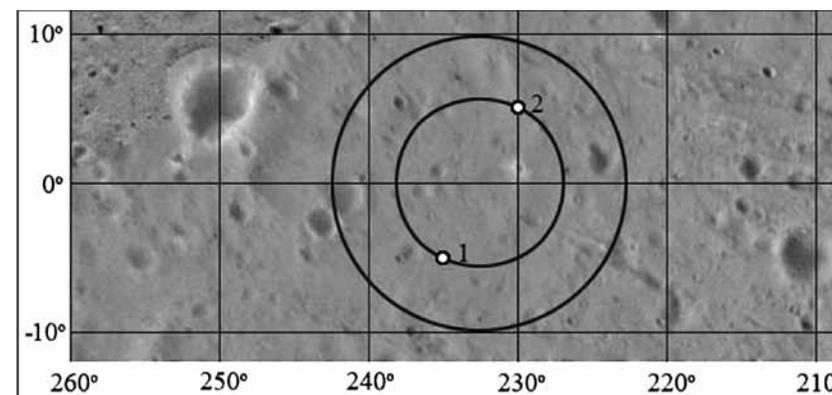
В пределах первого круга прицеливания доминирующей категорией поверхности (до 80% площади круга) является сглаженная, пологоволнистая равнина, умеренно кратерированная и осложненная редкими бороздами. В пределах второго круга примерно 70% площади представлены категориями поверхности 1 и 2, то есть наиболее 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. (рисунок 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. (рисунок 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.

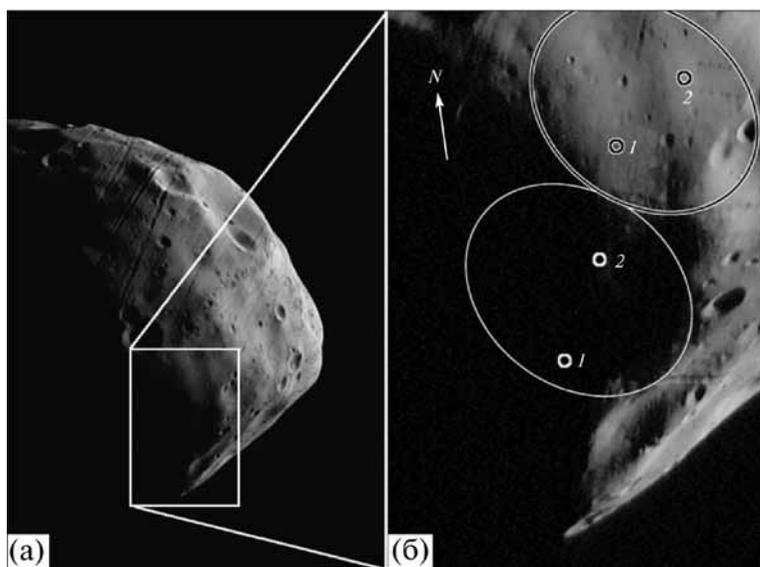


**рисунок 4** Потенциальные точки прицеливания во втором районе посадки. Фрагмент карты Фобоса, составленной Р. Thomas по снимкам КА Viking Orbiter

При анализе планируемых мест посадки вызвало 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 (рисунок 5). Разрешение

этих снимков - до 4 м/элемент изображения, а высота Солнца над горизонтом - не более  $10^\circ$ , 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  $15^\circ$  с.ш.,  $230^\circ$  з.д.



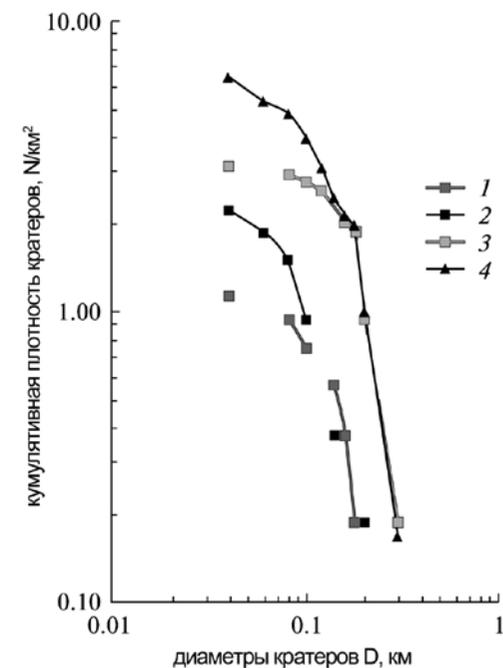
**рисунок 5** Снимок Фобоса, полученный камерой HRSC КА Mars-Express 23 июля 2008 г. (а); увеличенный фрагмент того же снимка, на котором показаны утвержденный (нижний эллипс) и предлагаемый (верхний эллипс) районы посадки (б). Цифрами показаны планируемые точки посадки в утвержденном и предлагаемом 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  $\sim 300$  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  $\sim 150$  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  $\sim 4$  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  $\sim 20$  км<sup>2</sup>.

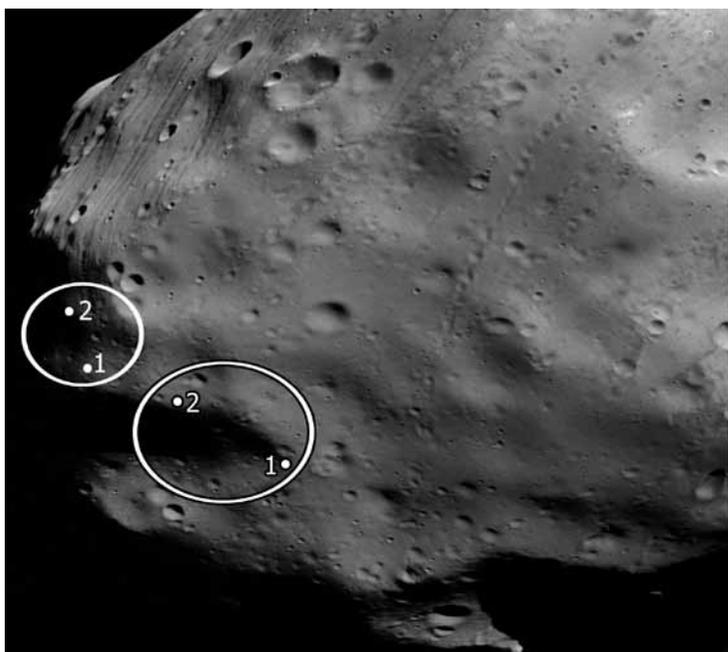


**рисунок 6** Кумулятивная плотность кратеров в предлагаемом новом районе посадки: 1 – кратеры морфологического типа А; 2 – типа В; 3 – типа С; 4 – всех типов

Плотности кратеров, т.е. кумулятивные зависимости числа кратеров  $N$ , диаметр которых превышает  $D$ , на  $1$  км<sup>2</sup> поверхности Фобоса в пределах эллипса представлены на графике (рисунок 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  $\sim 500$  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 (рисунок 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 (рисунок 7).



**рисунок 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 TCHN получит снимки поверхности объекта исследований с разрешением порядка 0,5 м.

#### закключение

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 (таблица 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 рисунок 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/м<sup>2</sup>.

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

По командам СУ РН производится сброс створок ГО, отделение КА от 2-й ступени

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
доставочный расход топлива, кг	2400	565
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

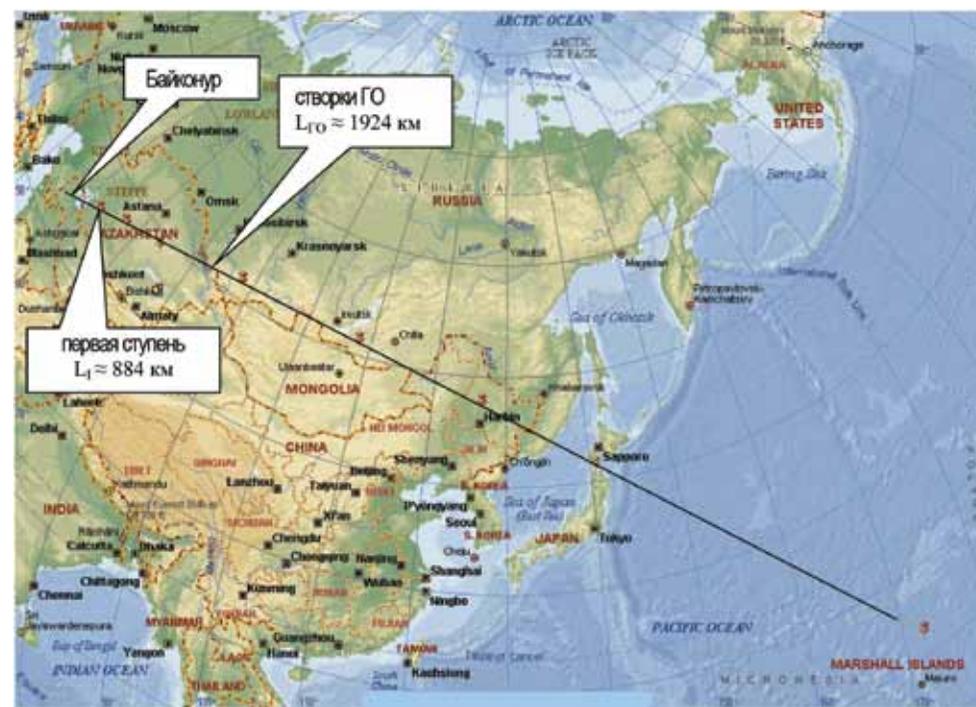


рисунок 1 Точки падения и трасса полета РКН

ни 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 рисунке 2.

Основные характеристики РН «Зенит-2СБ40» представлены в таблице 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 (рисунок 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.

На переходном отсеке установлены:

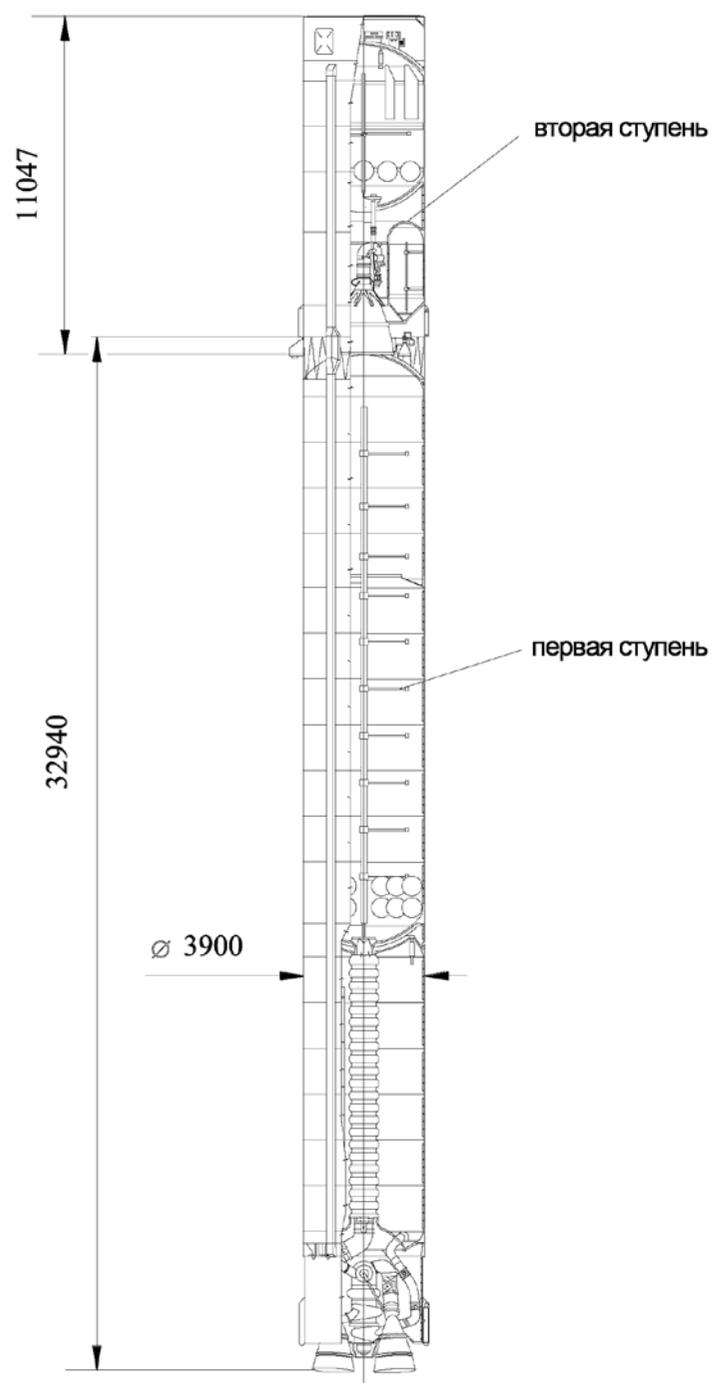


рисунок 2 Ракета-носитель «Зенит-2SB40»



рисунок 3 Переходный отсек

- 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.

#### головной обтекатель



рисунок 4 Головной обтекатель КА «Фобос-Грунт»

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 рисунке 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.

**рисунок 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.

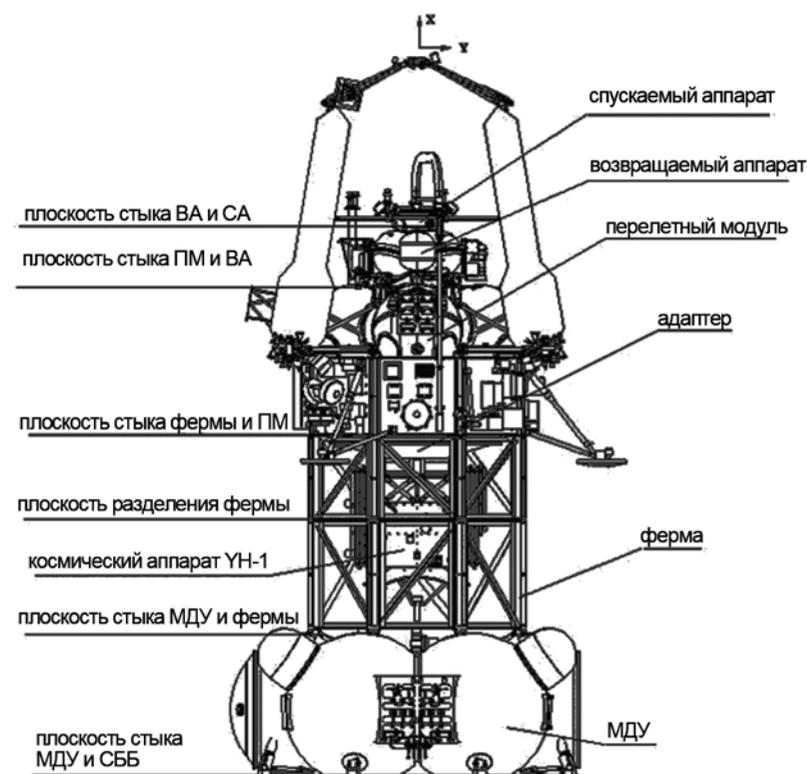
**В.А. Асюшкин, С.В. Ишин**  
НПО им. С.А.Лавочкина

## 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 мироспутник.

Получившаяся в результате конструктивно-компоновочная схема представлена на рисунке 1.



**рисунок 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  $15^\circ$ , 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  $90^\circ$  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 прикреплён корпус с агрегатами, который включает контейнер для грунта и три капсулы.

Корпус с агрегатами окружён 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  $-35^\circ$  до  $-45^\circ$ . 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  $n_{x \text{ max}} = 174 \dots 273$ .

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  $13,4 \text{ м/с}$  ( $3\sigma$ ), 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.

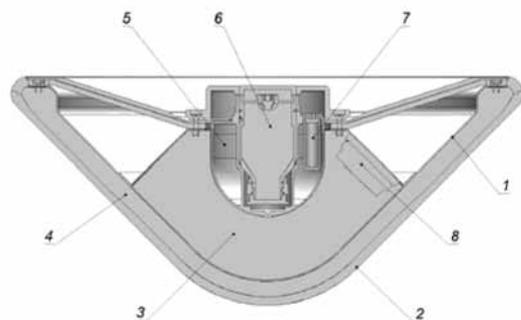
Требования к забираемому грунту:

- тип забираемого грунта – реголит и консолидированные фрагменты;
- размер консолидированных фрагментов – от 5 до 15 мм;
- суммарный объем загружаемых в устройство перегрузки образца вещества Фобоса – не менее 100 см<sup>3</sup>.

### 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 высокому 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 – стеклосотопласт. 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 рисунке 1.



рисунк 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".

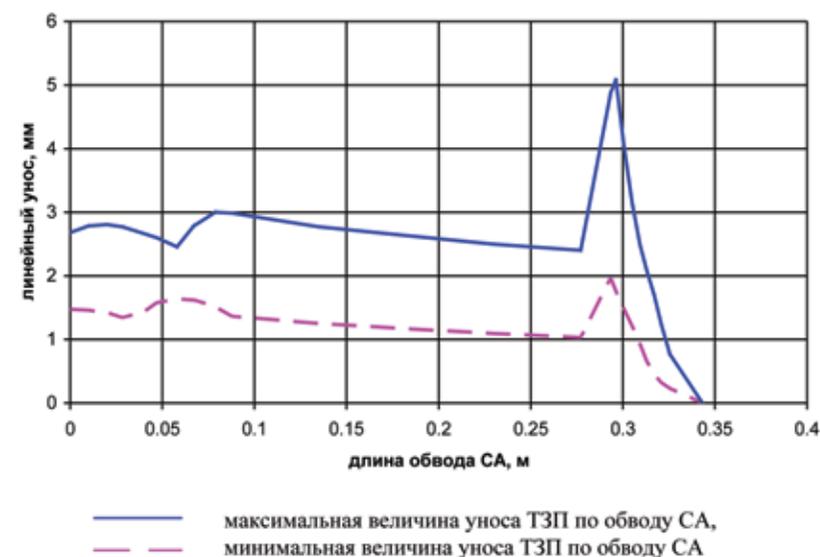
Масса СА при движении в атмосфере, его инерционные характеристики и центровка приведены в таблице 1.

таблица 1 Массовые, инерционные и центровочные характеристики СА (разброс)

масса, кг	координаты ц.м., м			моменты инерции, кгм <sup>2</sup>		
	X	Y	Z	I <sub>x</sub>	I <sub>y</sub>	I <sub>z</sub>
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 рисунке 2. Величина массы уноса ТЗП составляет  $m_{\text{уноса}} = 0,767 \pm 0,304$  кг.



рисунк 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-

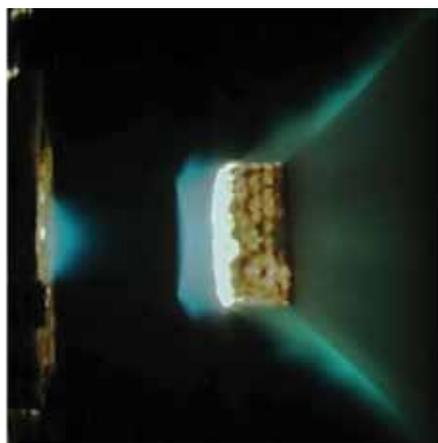
ных СА (типа «Луна», «Венера») и на научно-технических достижениях соответствующих прикладных направлений. Конструкция ТЗ представляет собой твердую оболочку переменной толщины по обводу, последовательно нанесенную по определенной технологии на металлический корпус аппарата. Оболочка, включающая лобовую 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 асбобластик. На рисунке 3 приведен пример испытания образца асбобластика в сверхзвуковой высокотемпературной струе плазмотрона ЭДПГ-1,2.



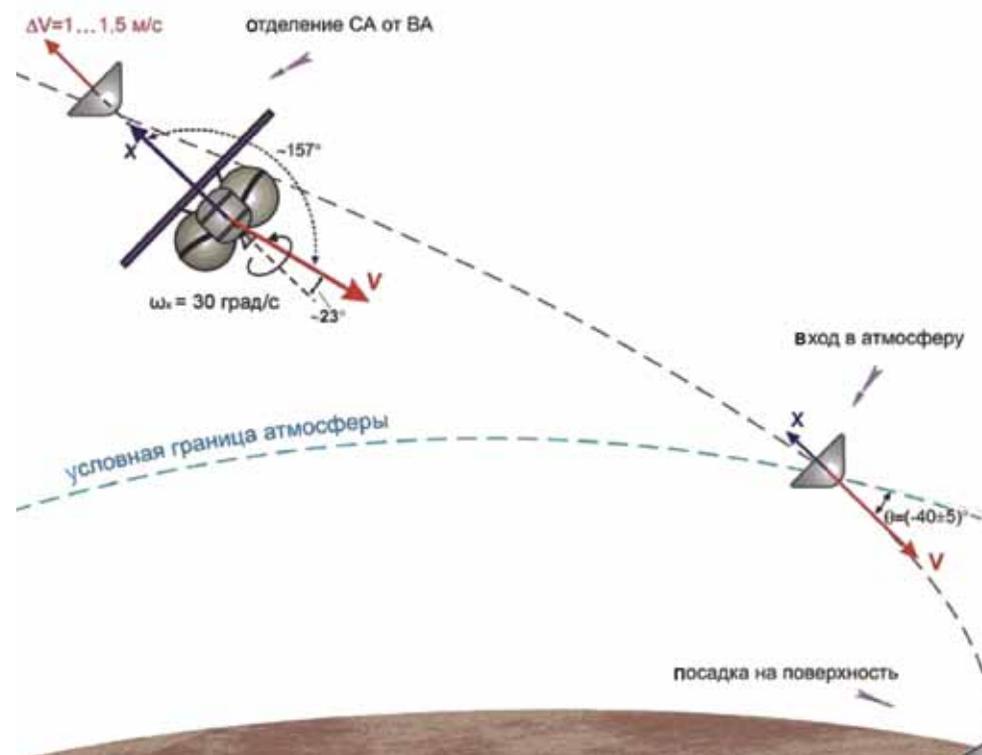
рисунк 3 Испытание образца-имитатора ТЗП на установке ЭДПГ-1,2

### 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 рисунке 4.



рисунк 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  $30^\circ$  угловые скорости  $\omega_y, \omega_z$  СА при отделении не должны превышать  $2,5$  град/с, а соотношение центробежных и осевых моментов инерции

с учетом допусков должно удовлетворять следующим условиям:

$$\left| \frac{l_{xy}}{l_x - l_y} \right| < 0,1; \quad \left| \frac{l_{xz}}{l_x - l_z} \right| < 0,1.$$

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.

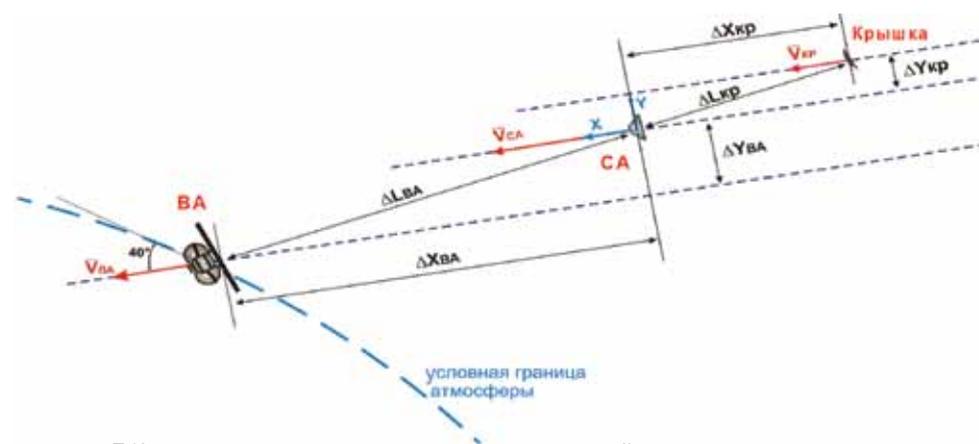
К моменту прохождения максимального скоростного напора значение пространственного угла атаки не превышает 1°, поперечная угловая скорость – 140 град/с.

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:
- $V_v = 29,38 \pm 1,44$  м/с для  $m_{СА} = 6,467$  кг;
- $V_v = 31,86 \pm 1,35$  м/с для  $m_{СА} = 7,467$  кг;
- горизонтальная скорость посадки СА на поверхность определяется скоростью ветра у поверхности и составляет  $V_r = 5,83 \pm 9,36$  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 рисунке 5.



рисунк 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/см<sup>2</sup>.

В качестве слабого грунта (с минимальной несущей способностью) принимается слабосвязный грунт с несущей способностью (условным пределом упругости)  $7 \geq \sigma_s \geq 11$  кг/см<sup>2</sup>.

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  $\approx 150$  км до минимальной высо-

- ты работы радиолокатора по тактико-техническим характеристикам (ТТХ);
- определение точки посадки СА;
  - радиолокатор «Неман»:
    - определение траектории спуска СА с высоты  $\approx 150$  км до минимальной высоты работы радиолокатора по ТТХ;
    - определение точки посадки СА;
  - фоторегистрирующие станции видимого диапазона волн: определение траектории спуска СА с высоты  $\approx 100$  км до высоты  $\approx 20$  км;
  - фоторегистрирующие станции инфракрасного диапазона волн: определение траектории спуска СА с высоты  $\approx 100$  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  $\sim 100$  км/ч и высоте полёта 3500 м.

Данные по условиям проведения полигонных испытаний приведены в таблице 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'					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»	116 100	285° 21'	1° 2'	72°10'29"			
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»	116 100	285° 21'	1° 2'	72°10'26"			
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» (рисунок 6).

По результатам обработки и анализа полученной информации (рисунок 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 (рисунок 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»), разработкой ОАО «НИИ ТП», в условиях реальных фоновых поверхностей полигона «Сары-Шаган»;
- экспериментальное подтверждение требуемых параметров подхода СА к поверхности Земли;

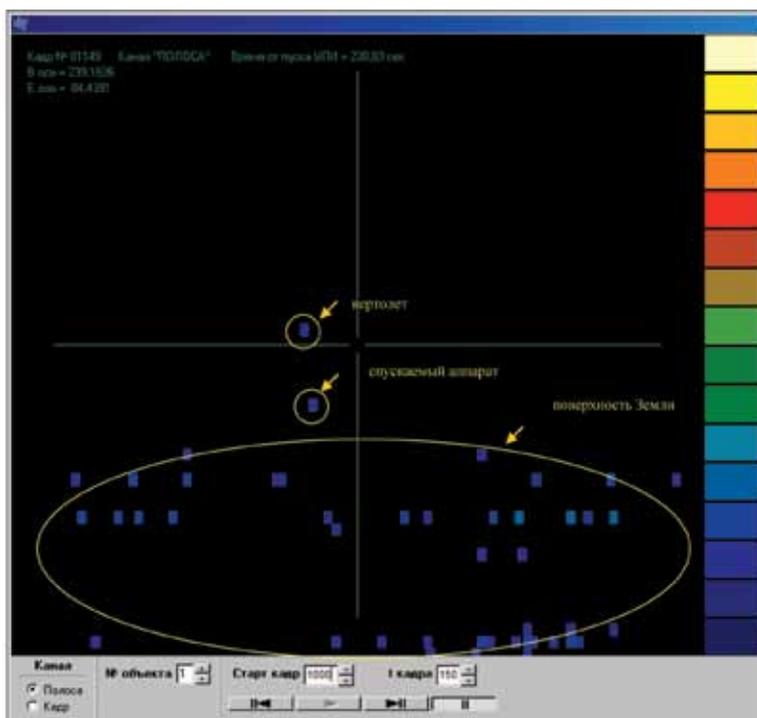


рисунок 6 Кадр информации РП «Куница»



рисунок 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 таблице 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 <sup>4</sup> – 1,013·10 <sup>5</sup> 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» (рисунок 8) предусматривает сброс макета СА с летательного аппарата (вертолет или тепловой аэростат) с высоты 5 000 м (рисунки 9, 10, 11), спуск в атмосфере и посадку на поверхность.

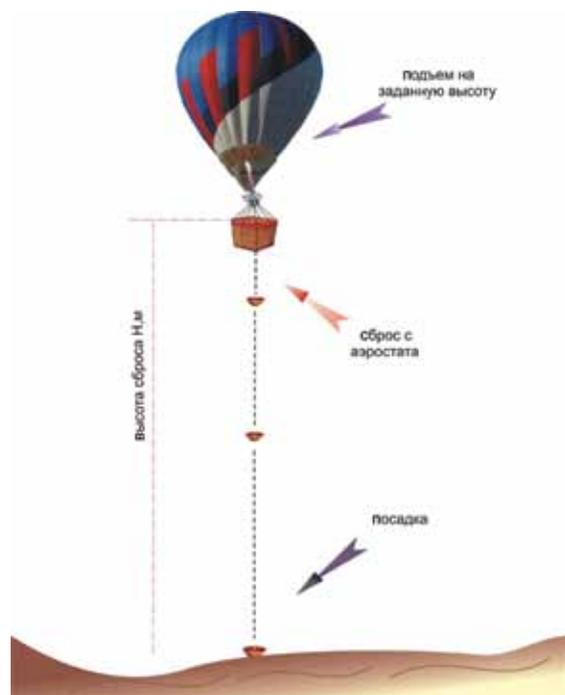


рисунок 8 Схема эксперимента

Траектории спуска макетов СА «Фобос-Грунт» представлены на рисунках 9-11.

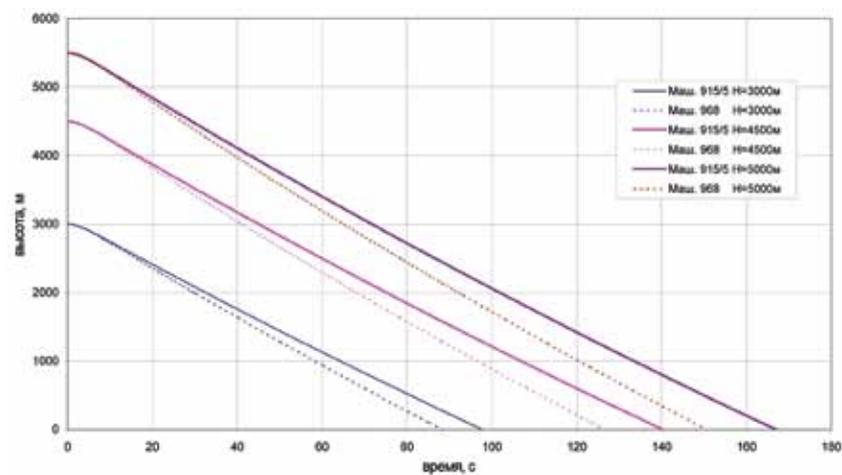


рисунок 9 Изменение высоты макетов СА по времени спуска

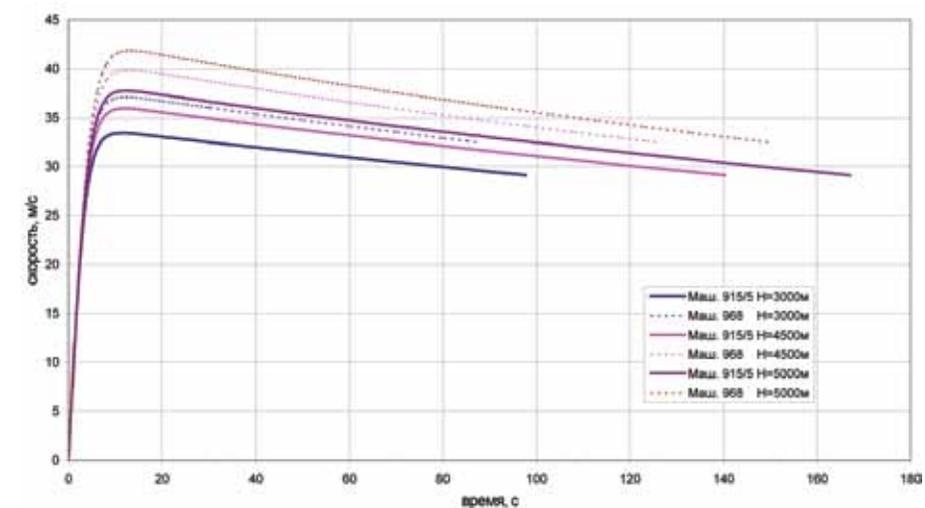


рисунок 10 Изменение скорости макетов СА по времени спуска

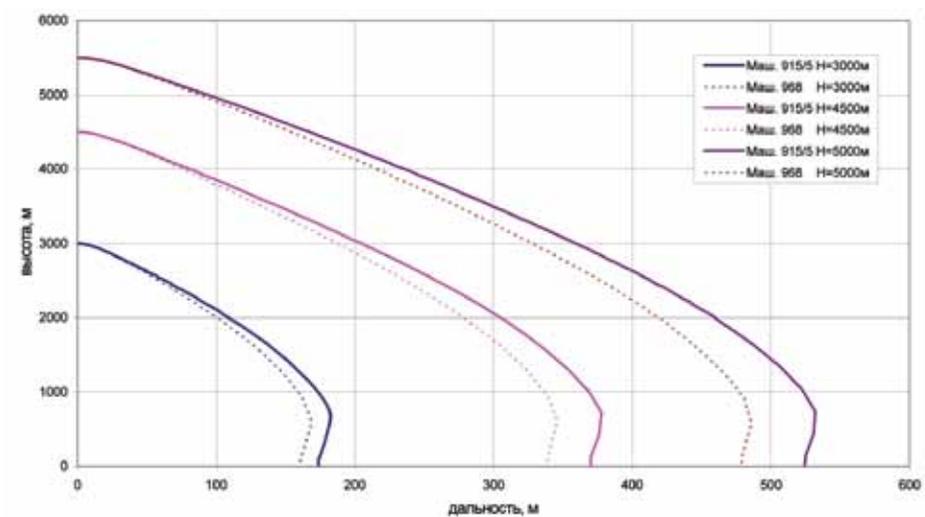


рисунок 11 Изменение дальности полета макетов СА

### объем и последовательность испытаний

проведены следующие испытания элементов системы поиска:

- сбросы макетов СА «Фобос-Грунт» с аэростата и вертолета (рисунок 12, таблица 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

№	машина	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. 13ч 15мин	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.	—>—



**рисунок 12** Сбросы с аэростата и вертолета

Положение объекта после приземления свидетельствует об устойчивости движения (рисунок 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, зафиксированной поисковой группой, равным  $\Delta=281$  м.



**рисунок 13** Изделие 968. Сброс №5 (таблица 4)

Проведена оценка эффективной площади рассеяния (ЭПР) макета СА. Среднее значение ЭПР по частотам составило 0,014 м<sup>2</sup>.

**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 СБРАСЫВАЕМЫМ 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<sup>+2</sup>
- режим МТ 318,5<sup>+3-3</sup>

Значения проектной заправки, в кг (л), топливных баков и гелиевых баллонов приведены в таблице 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:

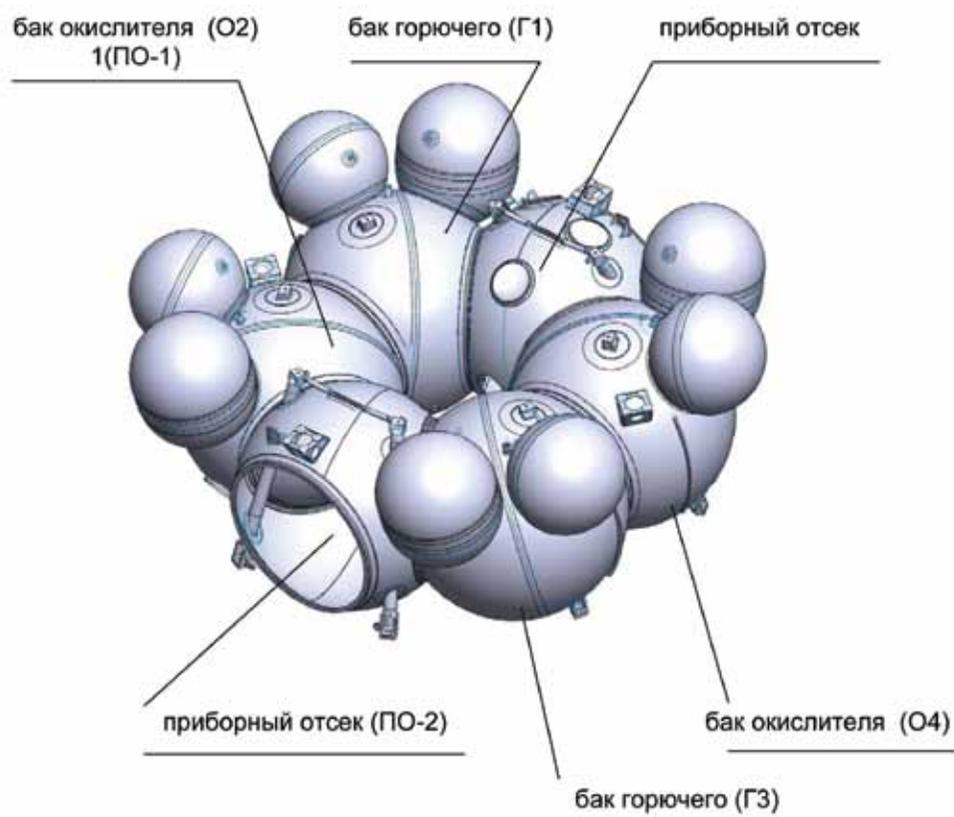
- из блока баков (основного и сбрасываемого);
- пневмогидроклапанов топливных баков и коллекторов;
- системы сигнализации прохождения уровней топлива в коллекторах основного и сбрасываемого баков;
- запорных, дренажных и опрессовочных клапанов;
- коллекторов и трубопроводов, устройства разделения топливных трубопроводов;
- датчиков давления и температуры.

Основной блок баков МДУ представляет собой (рисунки 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.



**рисунок 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).

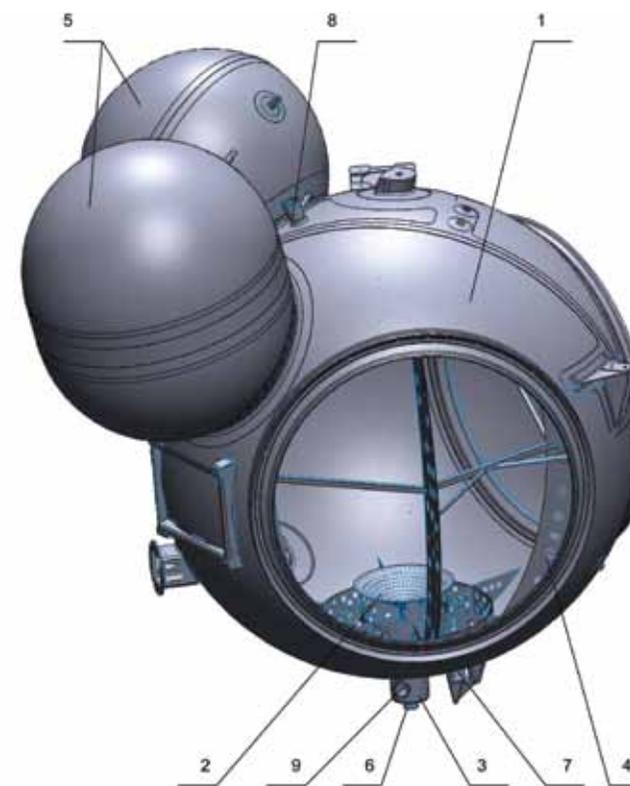
На основном блоке баков установлены химические источники тока, адаптер связи с БКУ, антенны радиотелеметрической системы, шар-баллоны с гелием, панель с элементами автоматики и заправки МДУ, а также пиранож для резки газовых магистралей при отделении СББ.

Сбрасываемый блок баков [рисунок 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.



**рисунок 2** Бак МДУ «Фобос-Грунт»

- |                              |                                                                                                  |
|------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1 – оболочка бака            | 6 – штуцер забора топлива                                                                        |
| 2 – воронкогаситель          | 7 – штуцер заправки                                                                              |
| 3 – заборное устройство      | 8 – штуцер наддува                                                                               |
| 4 – демпфирующие перегородки | 9 – штуцер для блока ультразвукового измерительного (БУИ) сигнализатора прохождения уровня (СПУ) |
| 5 – дополнительные емкости   |                                                                                                  |

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;

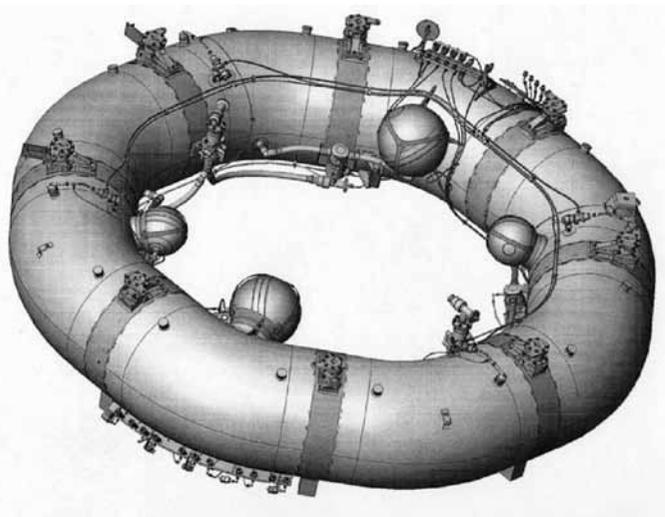


рисунок 3 Сбрасываемый блок баков

- блок наддува;
- пироклапаны;
- клапаны наддува;
- редукционные 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 редукционных 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 рисунке 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 рисунке 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:

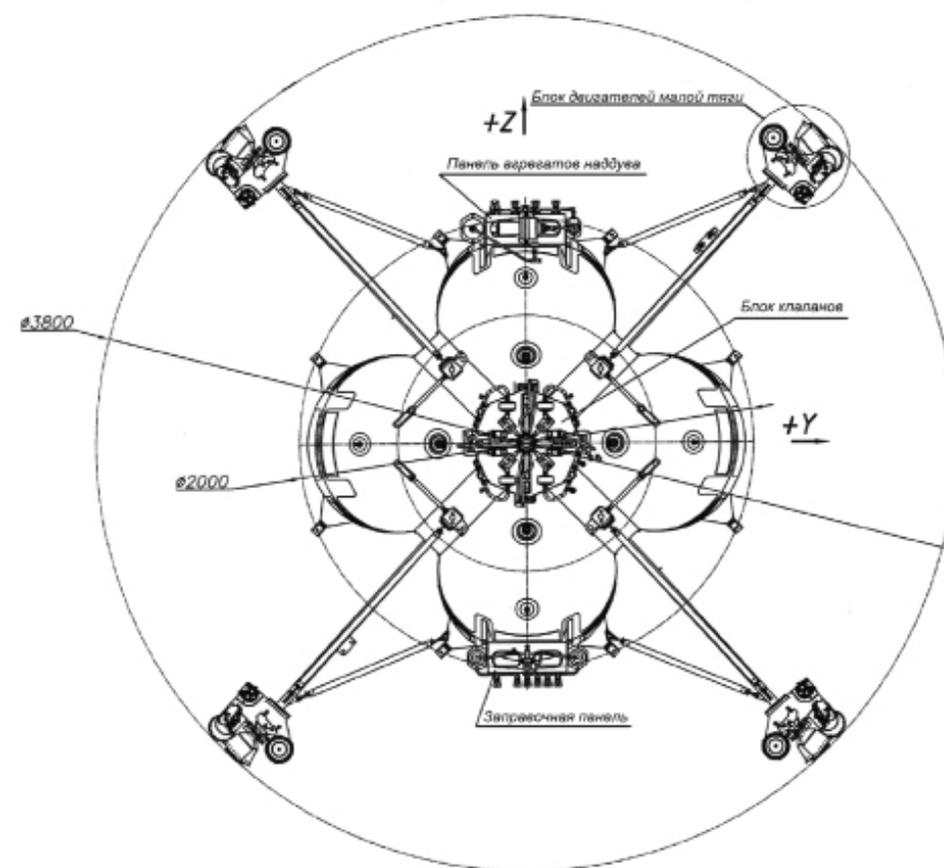
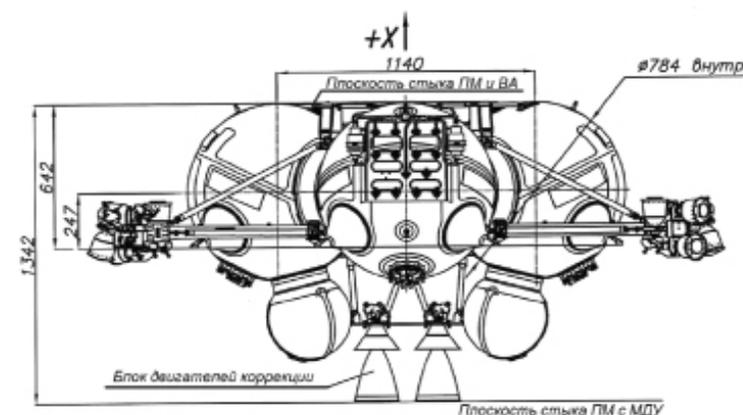
- пленка из относительно прочного и эластичного фторопласта Ф10;
- пленка из фторопласта Ф4МБ повышенной химической стойкости;
- тонкая алюминиевая фольга А5Т (20 мкм), исключающая проницаемость газа и компонента через материал;
- полифеновая (фторопластовая) ткань, повышающая стойкость материала к сложным изгибающим деформациям.

В межбаковом колодце установлена плита блока двигателей коррекции, на которой крепятся четыре двигателя коррекции 11Д458Ф.

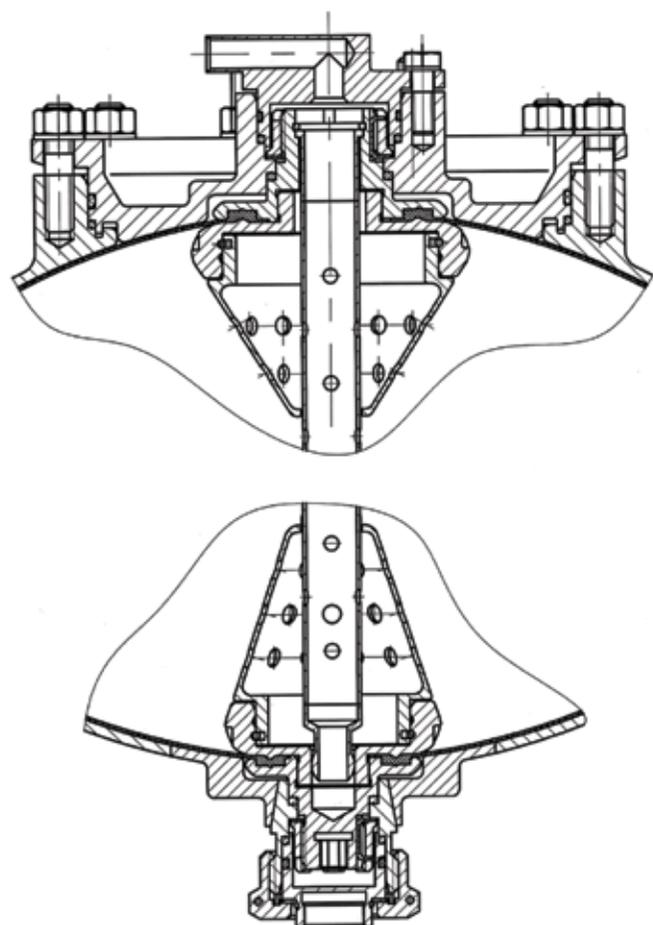
На выносных пилонах трубчатой конструкции монтируются блоки малой тяги МВСК 82.000.000. Каждый блок состоит из пяти двигателей: четырех ЖРД-11Д457Ф и одного ЖРД-17Д58ЭФ, которые в соответствии с циклограммой обеспечивают выполнение целевых задач от создания режима СОЗ МДУ до создания импульсов тяги при работе грунтозаборного устройства. Типовой блок МВСК 82.000.000 изображен на рисунке 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



рисунки 4 Двигательная установка перелетного модуля

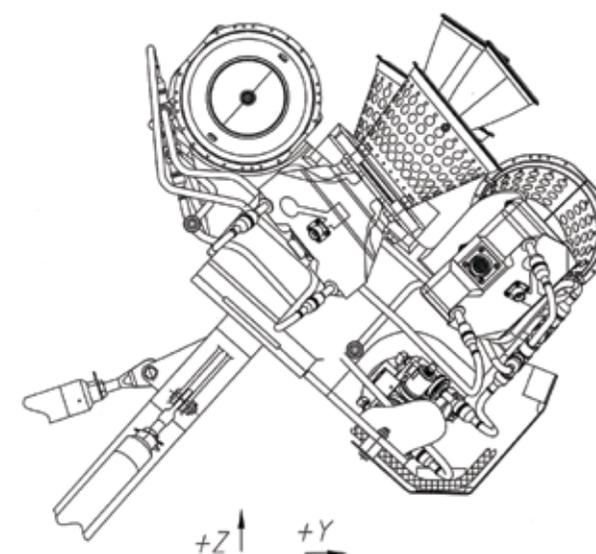


**рисунок 5** Топливный бак с эластичным вытеснительным устройством (фрагмент)

- 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/см<sup>2</sup>;
- масса незаправленной ДУ – не более 212 кг без экрановакуумной 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 рисунке 7.



**рисунок 6** Схема размещения ЖРД на двигательном блоке МВСК82.000.000

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 таблице 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

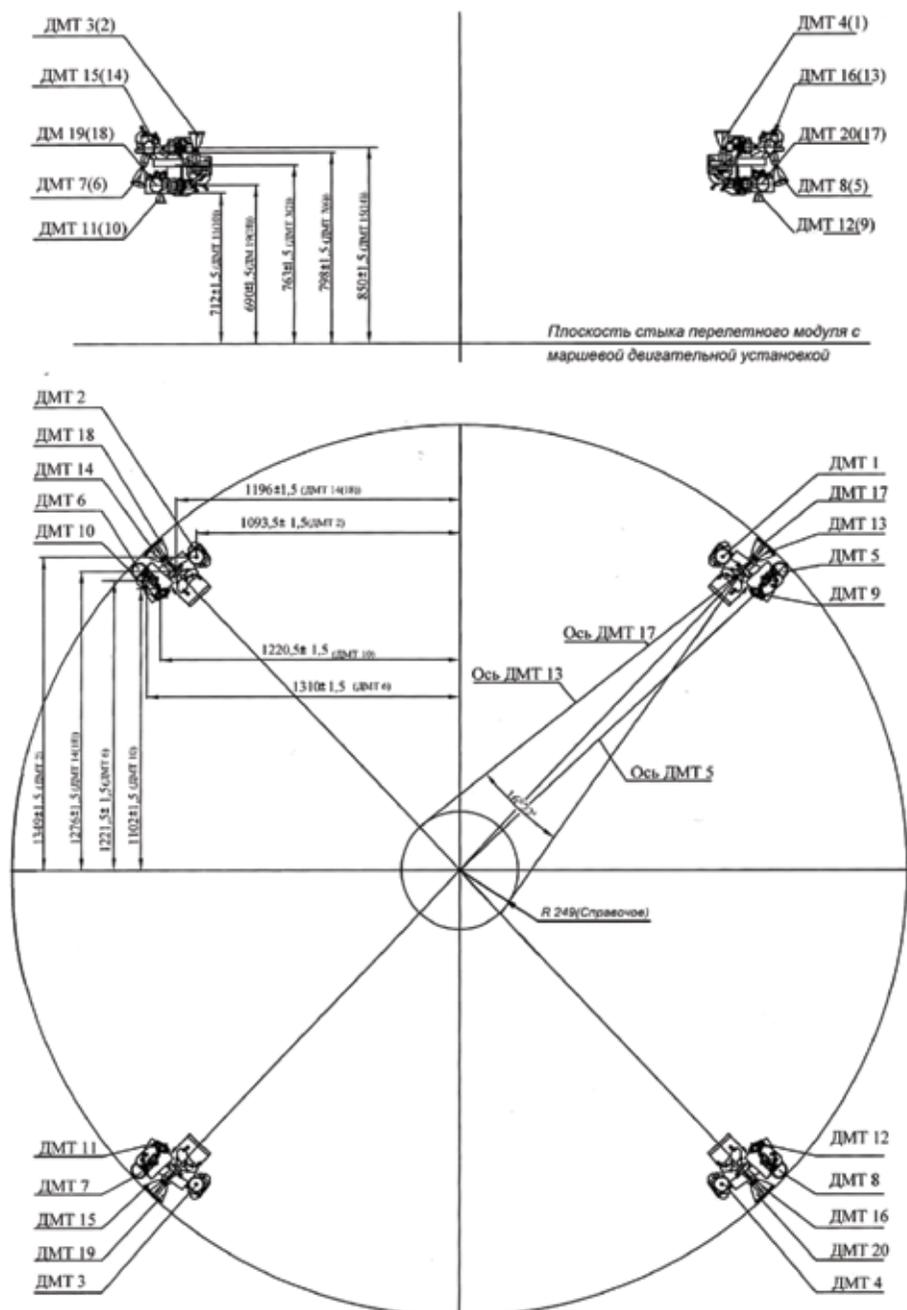


рисунок 7 Схема размещения двигателей 11Д457Ф и 17Д58ЭФ

### 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 посадки 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  $15^\circ$ , долгота  $230^\circ$ ;
- 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 быть 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) (рисунок 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  $\theta_d$  и  $\psi_d$  отклонения оси  $Ox_{II}$  от нормали к подстилающей поверхности. Углы  $\theta_d$  и  $\psi_d$  соответствуют поворотам вокруг осей  $Ox_{II}$  и  $Oy_{II}$ .

Измеряемые значения проекций скорости и наклонных дальностей показаны на рисунок 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  $70^\circ$ ;
- угол поворота вектора  $\overline{A_1A_3}$  относительно оси, равный  $45^\circ$ .

На рисунке 3 показаны нормаль к плоскости подстилающей поверхности  $\overline{N}$  и ее проекции  $\overline{N}_{x_{II}}$  и  $\overline{N}_{z_{II}}$  на плоскости  $Ox_{II}y_{II}$  и  $Ox_{II}z_{II}$  соответственно.

Угол  $\theta_d$  – это угол между проекцией нормали на плоскость  $Ox_{II}y_{II}$  и осью  $Ox_{II}$ .



рисунок 1 Общий вид прибора ДИСД

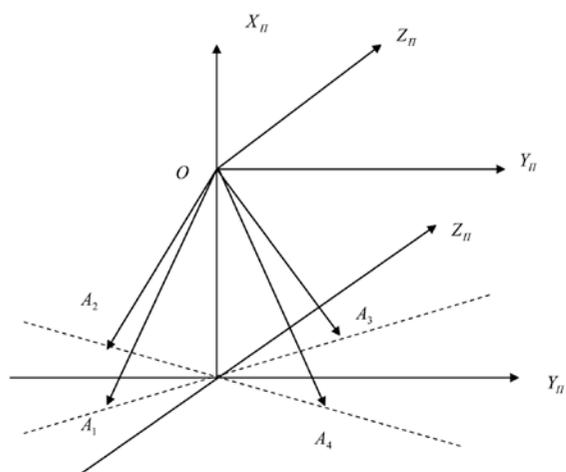


рисунок 2 Измеряемые значения проекций скорости и наклонных дальностей

Положительный знак угла соответствует положительной проекции на ось  $OY_{II}$ . Угол  $\psi_d$  — 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  $40^\circ$ ;
- 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  $1 \text{ м/с}^2$ ;
- 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  $70^\circ$ .

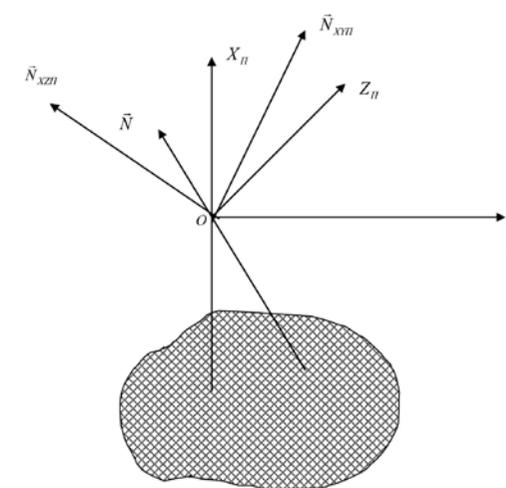


рисунок 3 Нормаль к плоскости подстилающей поверхности и ее проекции на плоскости  $OX_{II}Y_{II}$  и  $OX_{II}Z_{II}$

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  $\theta_d$  и  $\psi_d$  —  $\pm 20^\circ$ . При превышении измеренного значения угла ДИСД выдает в БКУ в качестве измерения соответствующее предельное значение.

Максимальная погрешность измерения углов не превосходит  $3^\circ$  с вероятностью 0,997.

### лазерный высотомер-вертикант

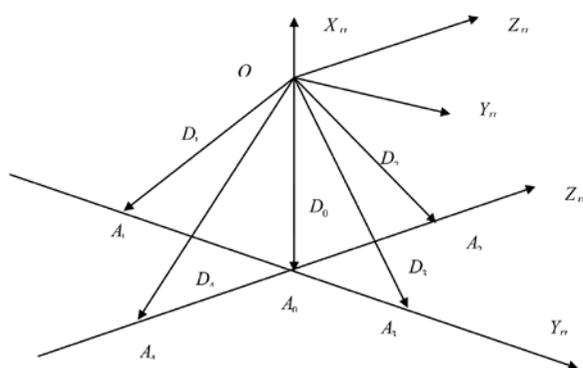
Лазерный высотомер-вертикант предназначен для измерения дальности по направлению продольной оси  $OX_{II}$  приборной системы координат и двух углов отклонения нормали к площадке подстилающей поверхности Фобоса от продольной оси  $OX_{II}$  приборной системы координат в двух взаимно-перпендикулярных 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  $\theta_{II}$  и  $\psi_{II}$  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.

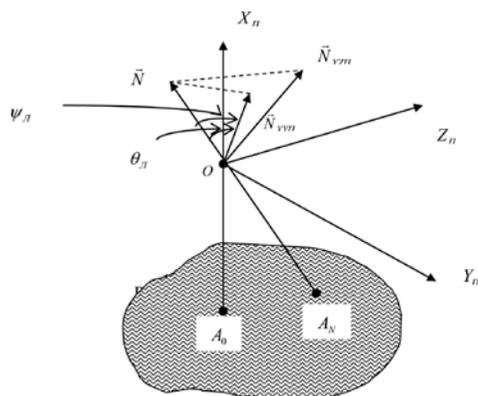
Измеряемые значения дальности до поверхности  $D_0$  в направлении  $-OX_{II}$  и наклонные дальности  $D_1, D_2, D_3$  и  $D_4$  показаны на рисунке 4.



**рисунк 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  $\theta_{II}$  и  $\psi_{II}$  показаны на рисунке 5.



**рисунк 5** Измеряемые углы  $\theta_{II}$  и  $\psi_{II}$

На рисунке 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  $\overline{N}$  - нормаль к площадке поверхности Фобоса;  $\overline{N}_{xyII}$  - проекция вектора  $\overline{N}$  на плоскость  $OX_{II}Y_{II}$ ;  $\overline{N}_{xzn}$  - проекция вектора  $\overline{N}$  на плоскость  $OX_{II}Z_{II}$ ;  $\theta_{II}$  - угол между осью  $OX_{II}$  и вектором  $\overline{N}_{xyII}$ , проекцией нормали на плоскость  $OX_{II}Y_{II}$ ; положительное направление угла соответствует положительной проекции на ось  $OY_{II}$  приборной системы координат;  $\psi_{II}$  - угол между осью  $OX_{II}$  и вектором  $\overline{N}_{xzn}$ , проекцией нормали на плоскость  $OX_{II}Z_{II}$ ; 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  $40^\circ$ . 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  $\theta_{II}$  и  $\psi_{II}$  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  $\theta_{II}$  и  $\psi_{II}$  по измеренным диапазонам не превышает  $1^\circ$  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 рисунке 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.



**рисунк 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 орбитальную 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.

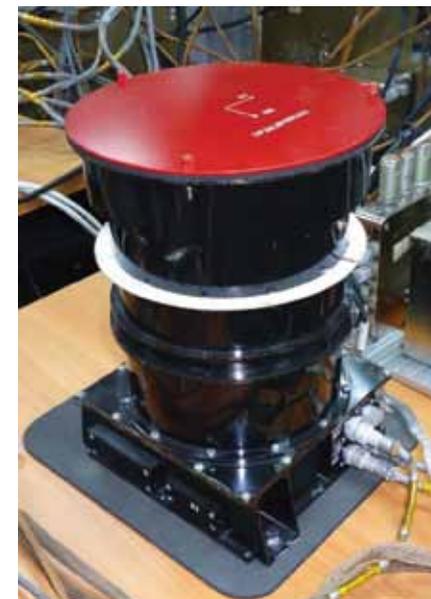
Бортовой вычислительный комплекс ВА, в свою очередь, является совокупностью пяти приборов - ЦВМ22-1, ЦВМ22-2, АС1-АС3.

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  $\sigma_{x,y} / \sigma_z$  - 5/12 угл.с.



рисунки 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 направляющих косинусов;
- точность ( $3\sigma$ ) - 3 угл. мин при угловой скорости до 0,1 град/с и 5 угл. мин при угловой скорости до 1 град/с.



рисунки 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 ( $3\sigma$ ) - 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/с<sup>2</sup>;
- 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);
- тормозные двигатели (ТД) (двухкомпонентные, 4 двигателя тягой по 392 Н);



рисунки 3 Общий вид прибора БИБ «Фобос-Грунт»

- 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 орбите, ввиду его технических особенностей (изготовление для работы в дальнем космосе);



рисунок 4 Прибор «Агат-15М» с блоком управления

- 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  $\sim 7$  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  $\sim 3$  мин;
- если по истечении времени режима поиска ( $\sim 7$  мин) ни один из ОСД не выдал признак наличия Солнца, производится стабилизация КА, затем осуществляется 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  $5^\circ$  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  $\sim 15...20$  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.

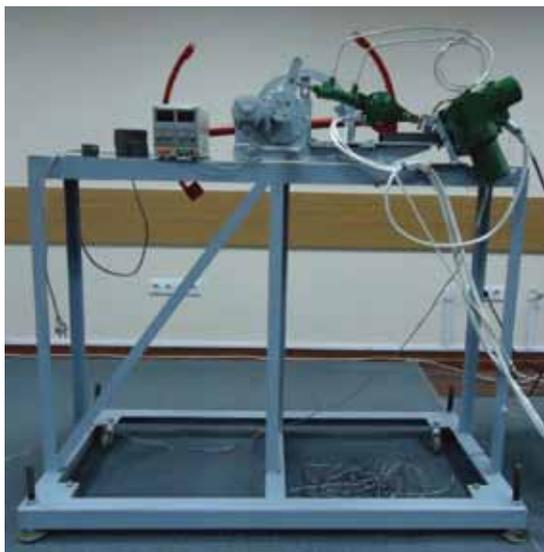
В момент начала реализации активного маневра для перевода КА на промежуточную орбиту (или с промежуточной на перелетную) БКУ ПМ функционирует в режиме выдачи корректирующего импульса (ВКИ).

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) (рисунок 5).



**рисунок 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  $V_{хар}$ , 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  $V_{хар}$  не может быть набрана с учетом всех ограничений и случайных факторов; соответственно, если, по показаниям акселерометров, произошло достижение  $V_{хар} = V_{хар}^E$ , то выключение двигателя будет осуществлено по достижении левой границы;

2) если до момента времени, определяемого правой границей временного интервала, по показаниям акселерометров, не произошло достижения  $V_{хар} = V_{хар}^E$ , 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  $OY_{св}$  и  $OZ_{св}$  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 закруптки, а также перед включением двигательной установки (для управления движением центра масс). После этого производится закруптка 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 закруптки - изменение ориентации оси закруптки относительно инерциального пространства. При проведении подправки реализуются следующие операции:

- гашение угловой скорости закруптки;
- переход в режим ИНО;
- разворот КА для обеспечения требуемой ориентации оси ОХ БСК ВА;
- закруптка КА.

Для закруптки 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 закруптки;
- 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 закруптки относительно оси ОХ БСК 50 град/с, при помощи ДУ ВА с погрешностями относительно заданного значения:

$$\Delta V_1 \leq \sqrt{\left(0.01^2 + (0.03 \cdot t)^2 + (0.0005 \cdot V)^2 + \left(\frac{J_{ПД}}{M_{ВА}}\right)^2\right)},$$

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 (рисунок 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.

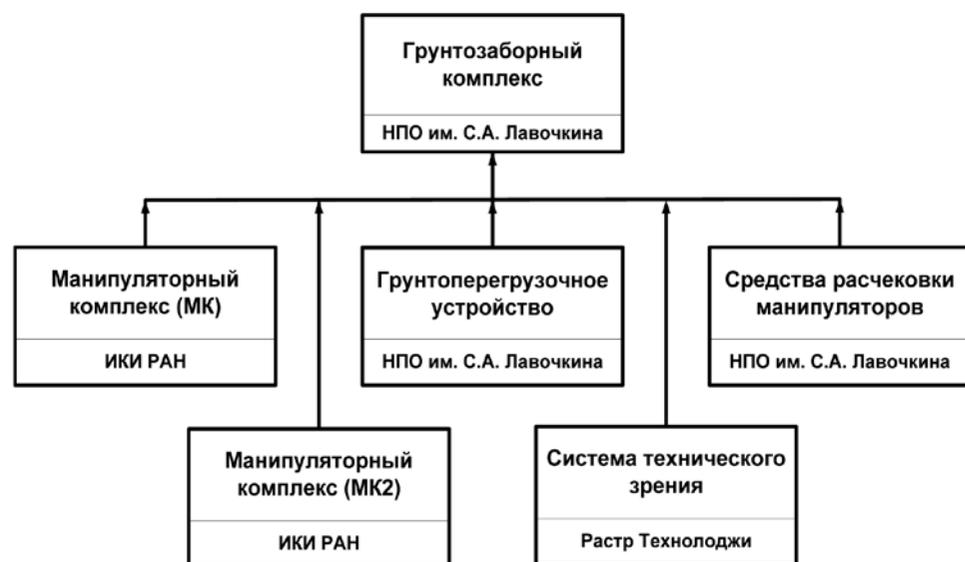


рисунок 1 Состав грунтозаборного комплекса

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 см<sup>3</sup>;
- 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» (рисунок 2).



рисунок 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 ±10мм;

- 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) (рисунок 3), который предназначен для обеспечения загрузки контейнера грунтоперегрузочного устройства (ГПУ) (рисунок 4) и обладает возможностью досягаемости одного из научных приборов (термодинамического анализатора ТДА) (рисунок 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.

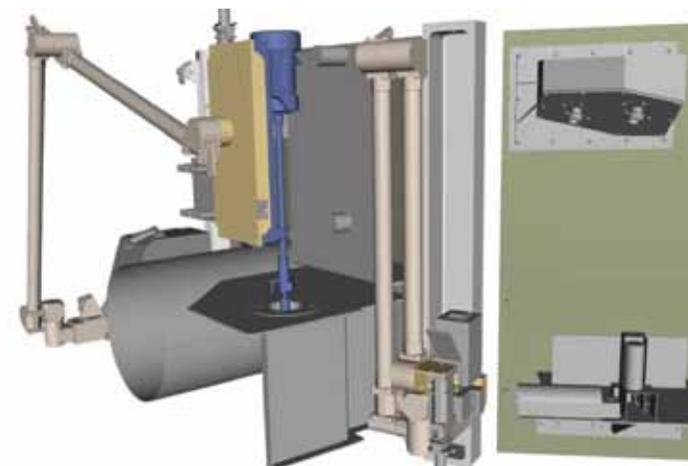
Конструктивно манипулятор и ГЗУ МК2 аналогичны МК. Отличие МК2 от МК заключается в установке на перелетный модуль и другом составе устанавливаемых приборов.

**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.

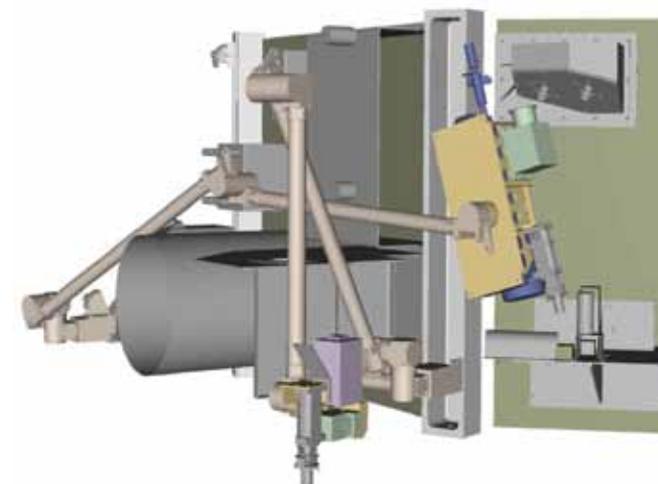
**диверсификация методов забора грунта.** Одной из причин переноса запуска КА «Фобос-Грунт» с 2009 г. на 2011 г. является требование «по диверсификации и повышению надежности методов забора грунта и его доставки на Землю» (диверсификация методов забора грунта – повышение разнообразия устройств и методов, обеспечивающих забор грунта).



**рисунок 3** Манипуляторный комплекс второго исполнения



**рисунок 4** Перегрузка образца грунта в контейнер ГПУ



**рисунок 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 каменной 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;

- на манипулятор дополнительно установлен скребок, позволяющий на рыхлом грунте выкапывать траншеи глубиной до 50 мм и забирать грунт из траншеи, а на твердом грунте собирать (соскабливать) наносные частицы и следы реголита с последующим забором грунта ГЗУ.

Повышение надежности методов забора грунта и его доставки на Землю обеспечивается проведением испытаний в полном объеме по отработке забора грунта, грунтоперегрузки:

- автономных испытаний всех элементов ГЗК;
- комплексных испытаний ГПУ по перегрузке контейнера в СА, отстрелу тракта, по расчеховке манипуляторов;
- комплексных испытаний манипуляторов по отработке оптимальных траекторий и использованию максимальных возможностей манипуляторов;
- комплексных испытаний манипуляторов с СТЗ по отработке наведения и забора грунта и выгрузки в грунтоприемники ГПУ и научных приборов.

**система технического зрения (СТЗ)** предназначена для получения визуальной информации при заборе образцов грунта, по поиску и определению координат консолидированных фрагментов, получения изображения грунта в естественном залегании с различным разрешением.

Система технического зрения состоит:

- из панорамной камеры на манипуляторе (ПАНКАМ);
- стереокамеры на блоке электроники;
- микроскопов-спектрометров с очистителями на манипуляторах;
- блока электроники с функциями получения, хранения, обработки и передачи видеоинформации.

Параметры панорамной камеры на МК и стереокамер:

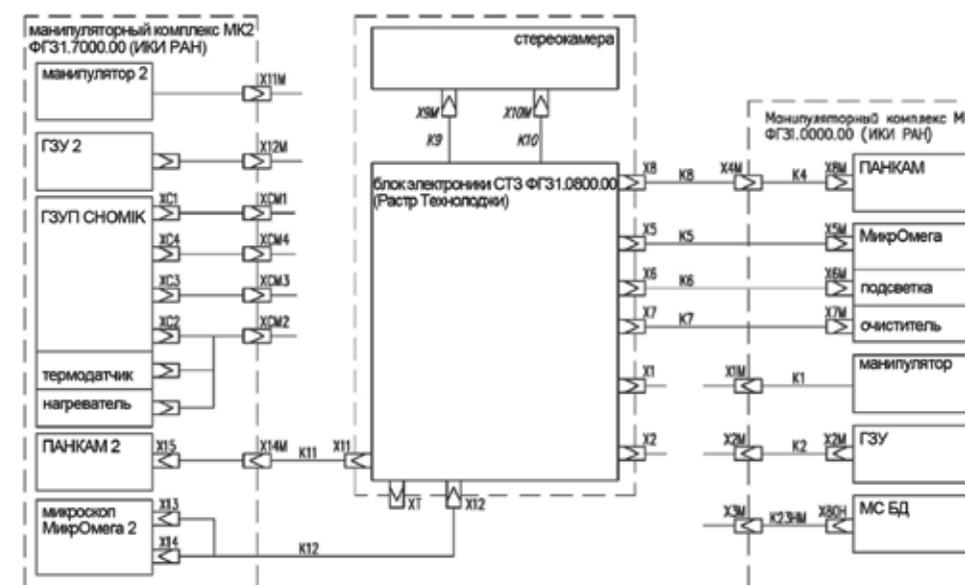
- тип фотоприемного устройства – ПЗС-матрицы Thomson-CSF TH 888A;
- размер поля ПЗС матрицы – 1024x1024 пикселей;
- полоса спектра чувствительности – 400...700 нм;
- прогрессивное сканирование;
- антиблужинг, электронный затвор;
- интерфейс – RS-422, 10 МГц;
- потребление (max) – 5,75 Вт;
- электронные регулировки – усиление/смещение, время экспозиции;
- разрешение – при высоте съёмки над грунтом 80...90 см и угле 70° – до 1 мм на пиксел;
- фокусное расстояние 6,4 мм.

Параметры блока электроники СТЗ:

- съём изображений и управление пятью цифровыми камерами по RS-422;
- скорость обмена данными с цифровыми камерами – 10 МБод;
- скорость обмена с БКУ – 9600 Бод;
- объём ОЗУ – 8 МБ x 16;
- объём ПЗУ – 128 МБ (Flash);
- управление спектроанальной съёмкой микроскопа и очистителем;
- обработка – автоматическая настройка цифровых камер (яркость, контрастность, время экспозиции);
- потребление – 28 В, 160 мА.

Общая электрическая схема манипуляторного комплекса и системы технического зрения представлена на рисунке 6.

**грунтоперегрузочное устройство (ГПУ)** космического аппарата предназначено для закрытия контейнера крышкой после загрузки грунта, перемещения контейнера из транспортного, грузозачного положения в спускаемый аппарат, возвращаемый на Землю (рисунке 7).



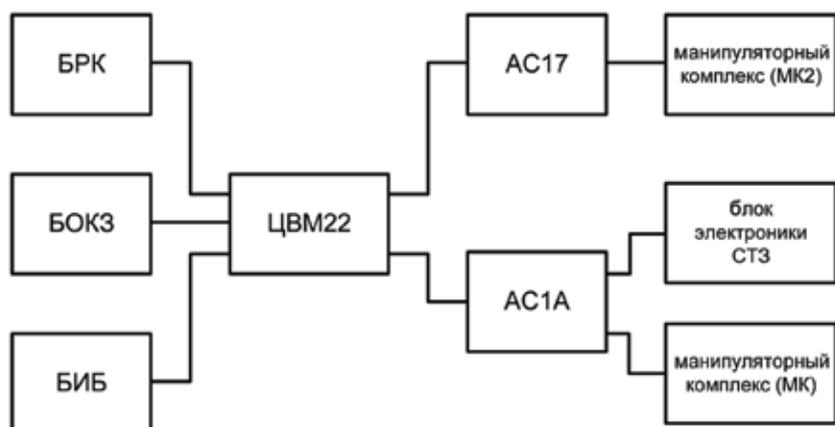
**рисунок 6** Общая электрическая схема манипуляторного комплекса и системы технического зрения



**рисунок 7** Грунтоперегрузочное устройство

Функционально ГПУ состоит из устройства закрытия контейнера крышкой и устройства перемещения его в спускаемый аппарат.

Для обеспечения необходимого температурного режима на ГПУ установлены ЭВТИ, нагреватели и температурные датчики. Поворотные механизмы закрыты



**рисунок 8** Структурная схема аппаратных средств, участвующих в реализации алгоритмов забора грунта

ЦВМ – центральная вычислительная машина

БРК – бортовой радиокомплекс

БОКЗ – блок определения координат звезд

БИБ – блок инерциальный бесплатформенный

АС17; АС1А – адаптеры связи

СТЗ – система технического зрения

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 рисунке 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**

## МНИПУЛЯТОРНЫЙ КОМПЛЕКС КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

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 (рисунок 1) обеспечивает следующее:

- наведение на грунт прибора СНОМІК для забора связного 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.



рисунок 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.

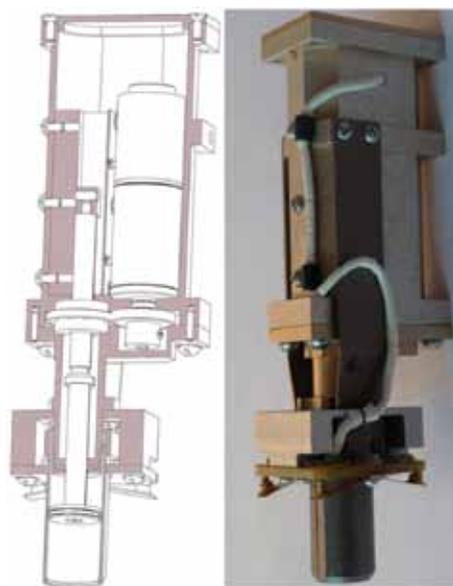
На основе анализа данных по модели Фобоса и реголиту Луны [Черкасов, Шварев, 1979] была принята следующая модель грунта Фобоса: гранулометрический состав на глубину до 10 см соответствует модели незрелого реголита - тонкозернистый пылеватый песок с размерами частиц от 20 до 240 мкм. Около 5% по объему 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 CM/CR, 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/см<sup>3</sup>, 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 (рисунок 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;
- при любом положении манипулятора на космическом аппарате трубчатый



**рисунок 2** Грунтозаборное устройство

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  $150^\circ$  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 сжимался, обеспечивая надежную фиксацию грунта, манипулятор позиционировал



**рисунок 3** Последнее звено манипулятора

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 (рисунок 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 (рисунок 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 превышает 1,4 кг. Конструкция выдерживает воздействие перепада температур в



рисунок 4 Скребок

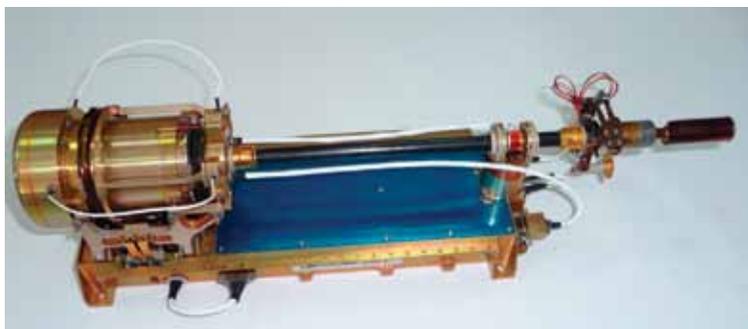


рисунок 5 Прибор CHOMIK

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 (рисунок 6) и служит для забивания контейнера в грунт. Устройство в транспортном положении зачехлено 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 капсулу и выполнен в виде пережигавшей чеки. При подаче напряжения на сопро-

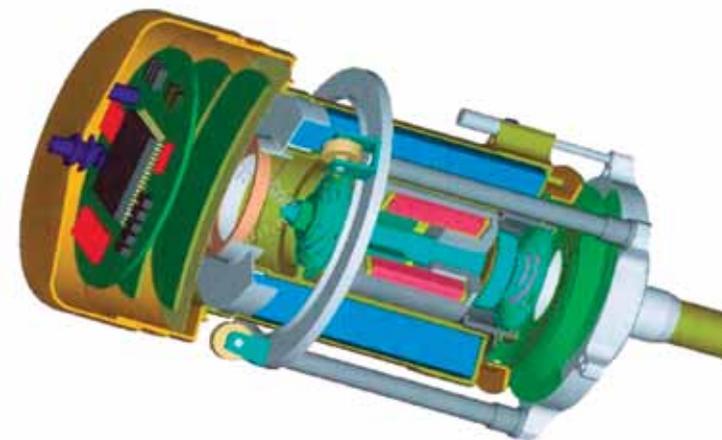


рисунок 6 Электромагнитный молоток

тивление происходит нагрев последнего и пережигание синтетической нити, крепившей контейнер к устройству внедрения. Пружина отталкивает контейнер от устройства в грунтоприемник. 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 (рисунок 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 позволяет одновременно управлять всеми пятью приводами манипулятора для обе-

## АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



рисунок 7 Испытательный стенд

спечения 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 радиоконтакса 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.

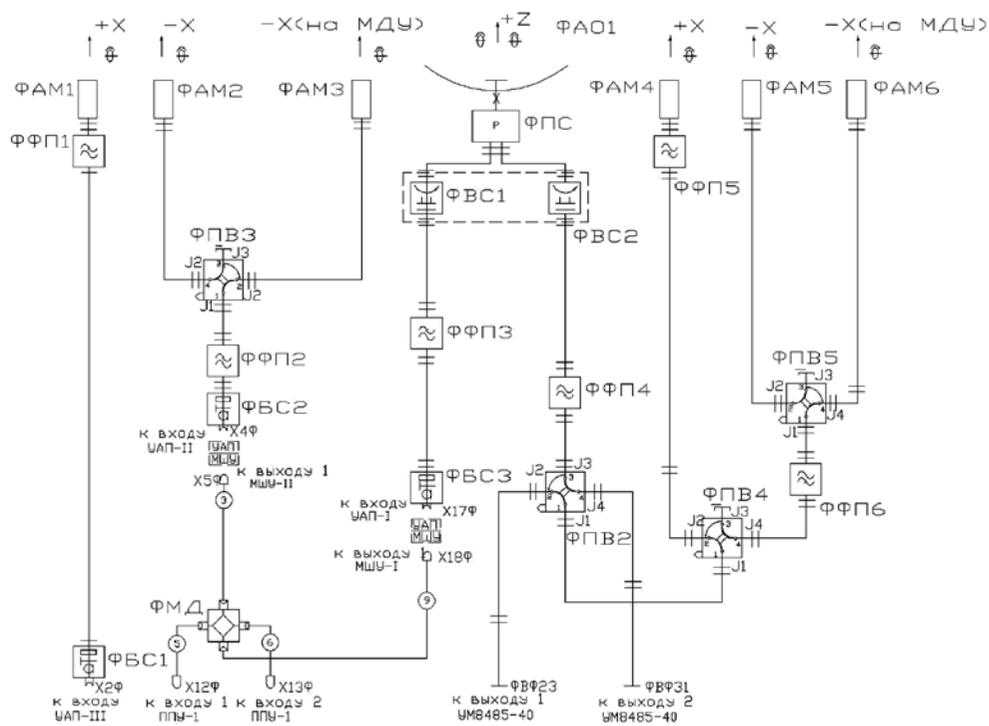
К сожалению, в силу особенности конструкции космического аппарата не нашла поддержки идея выноса усилителей мощности к антеннам, хотя в зарубежных космических аппаратах это используется достаточно часто.

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 рисунок1 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 радиоконтаксом. 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.



**рисунок 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 маломощающих усилителей; МШУ – маломощающий 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 маломощающих усилителей используется коаксиальный кабель РК50-7-47, имеющий радиочастотные соединители с присоединительными размерами 7/3,04.

На рисунке 2 приведена функциональная схема антенно-фидерной системы возвращаемого аппарата. В силу меньших размеров возвращаемого аппарата отказались от выноса маломощающих 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 (позиция 1) представляет собой параболоид 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.

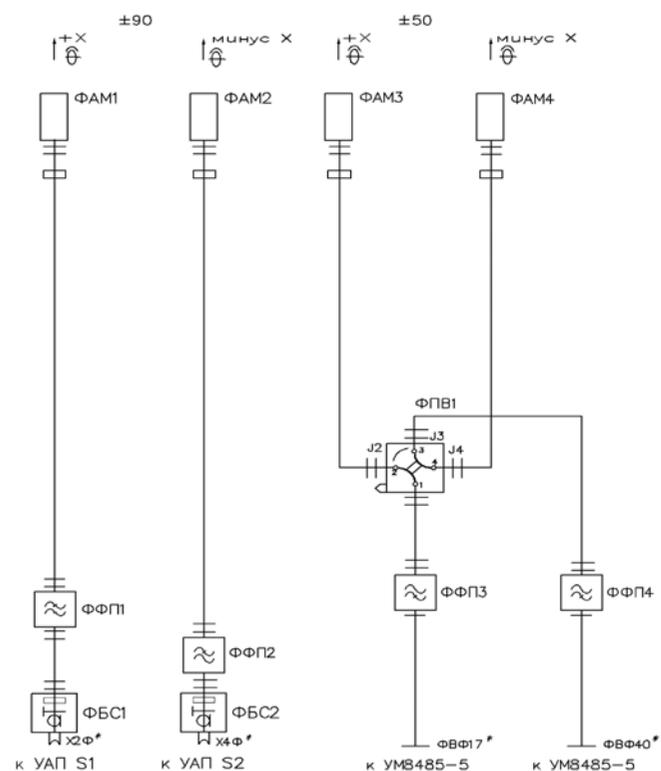
Облучатель остронаправленной антенны состоит из гофрированного рупора (позиция 8) и поляризационного селектора (позиция 4), которые с помощью стакана (позиция 3) крепятся к зеркалу. Вспомогательное зеркало (позиция 5), которое представляет собой гиперолоид вращения, с помощью фермы из трех планок (позиция 2) крепится к рупору облучателя (позиция 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 (позиция 6), по которому в осевом направлении перемещается облучатель. Ход перемещения составляет 15 мм. С помощью гайки (позиция 7) осуществляется контровка стакана в выбранном положении.

С помощью волноводного разветвителя (позиция 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 рисунке 4 слева и справа соответственно. На возвращаемом аппарате в качестве передающей антенны использовалось устройство, представленное на рисунке 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.

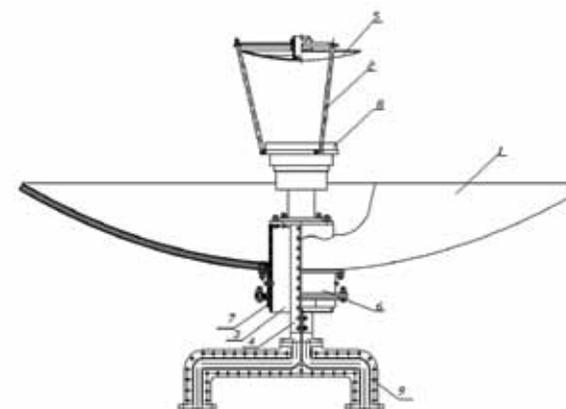
Внешний вид режекторных фильтров в приемном и передающем каналах и их топология приведены на рисунок 6 (справа и слева соответственно).



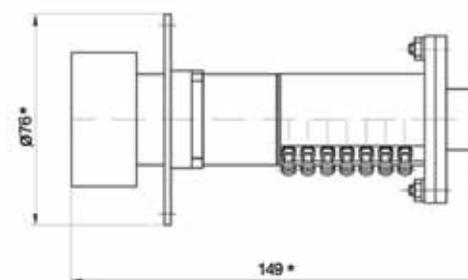
**рисунок 2** Функциональная схема антенно-фидерной системы перелетного модуля: ФАМ1-ФАМ4 – антенны малонаправленные; ФФП1-ФФП4 – фильтры режекторные; ФБС1, ФБС2 – коаксиально-волноводные переходы; ФПВ1 – переключатель волноводный; ФВФ17, ФВФ40 – выходные фланцы волноводов; УАП S1, УАП S2 – переключатели 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.

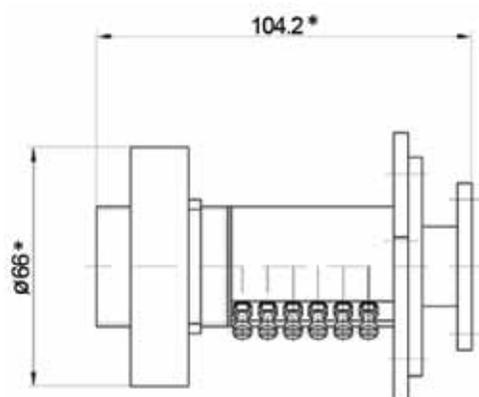
Для реализации приёмной части схемы АФС перелётного модуля был разработан делитель мощности, который представляет собой балансный восьмиполюсник на основе жесткой коаксиальной линии сечением  $7/3,04$ . Тип радиочастотных соединителей делителя –  $7/3,04$ . КСВ на входах делителя не более 1,2, ослабление 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».



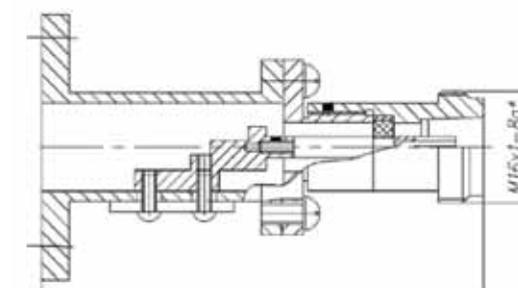
**рисунок 3** Остронаправленная антенна



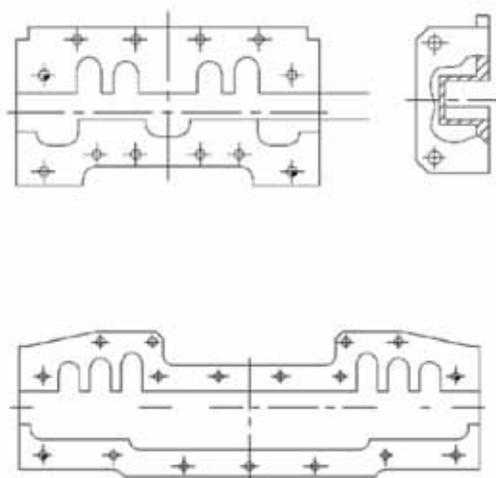
**рисунок 4** Малонаправленная антенна перелетного модуля



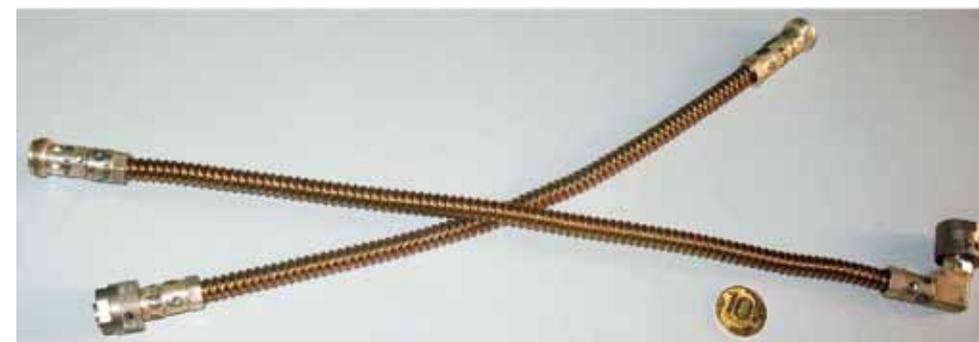
**рисунок 5** Малонаправленная антенна возвращаемого аппарата



**рисунок 7** Коаксиально-волноводный переход



**рисунок 6** Режекторные фильтры (вверху – приемного тракта, внизу – передающего тракта)



**рисунок 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 изделии.

**В.Н Барзенков, В.И Машков**  
НПО им. С.А. Лавочкина

На рисунке 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 рисунке 8 приведен внешний вид образцов кабельной сборки. Все элементы, образующие высокочастотные соединители в кабельных сборках, - разработки 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 транспортной 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 (рисунок 1) и СОТР, имеющие в своем составе КНТТ переменной проводимости.

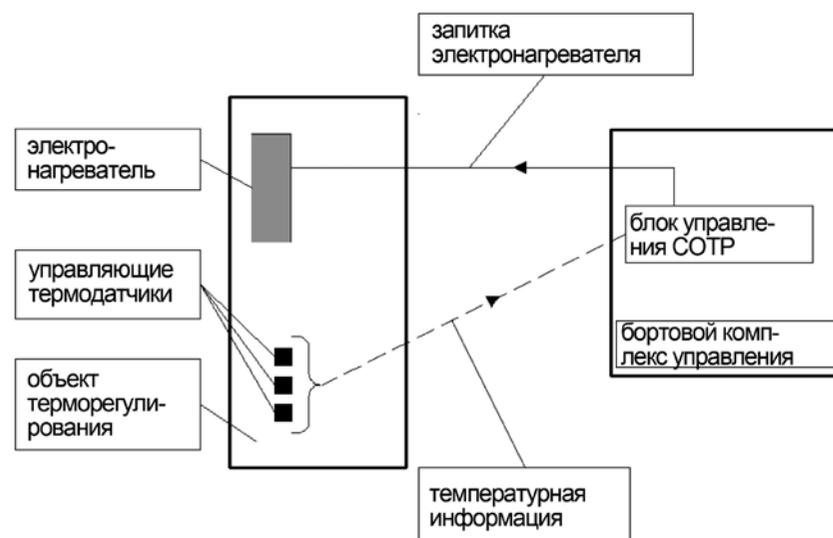
Контурные тепловые трубы переменной проводимости входят в состав систем обеспечения теплового режима тепловых сотовых панелей перелётного модуля и возвращаемого аппарата. Отвод тепла от тепловых сотовых панелей в этих системах осуществляется теплопроводами на основе контурных тепловых труб. Излучение тепла происходит с поверхности радиаторов-теплообменников, в которых расположены конденсаторы КНТТ.

Каждый теплопровод радиатора (ТПР) на базе КНТТ (рисунок 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



**рисунок 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  $-185^\circ\text{C}$ , что гарантирует запуск и работоспособность ТПР при любых температурах в конденсаторе КНТТ и любых условиях теплового нагружения.

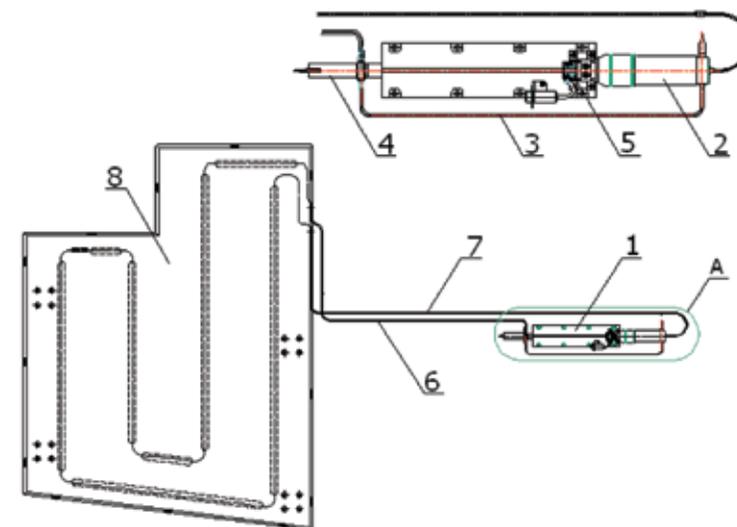
Регулирование КНТТ (увеличение термического сопротивления в случае снижения температуры испарителя ниже допустимой) достигается использованием автономного регулятора давления (клапана), устанавливаемого в байпасной линии между испарителем и компенсационной полостью. При снижении температуры и давления 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 рисунке 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.

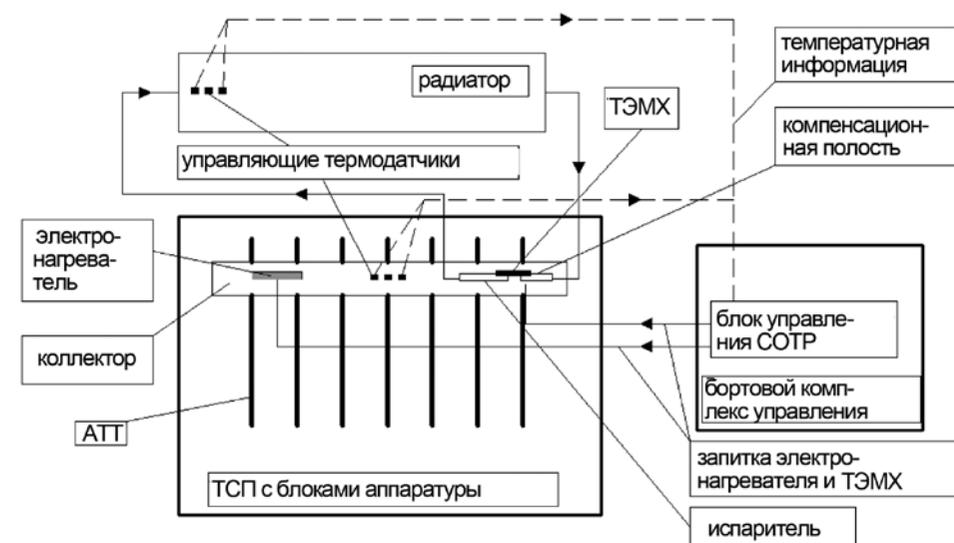
Нагреватели типа НЭСТ могут обеспечивать плотность теплового потока до  $1400 \text{ Вт/м}^2$ ; надёжны, малочувствительны к механическим повреждениям.

Нагреватели типа НЭФ обеспечивают плотность теплового потока, в несколько



**рисунок 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



**рисунок 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 таблице 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 сотопанелей перелётного модуля, двигательной установки, грунтозаборного комплекса, платформы 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/м<sup>2</sup>).

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 –140°С.

### система обеспечения теплового режима сотопанелей

Основная часть аппаратуры и оборудования ПМ установлена на восьми ТСП, термически объединённых между собой с помощью коллекторного теплопровода.

Система обеспечения теплового режима сотопанелей перелётного модуля разработана для обеспечения требуемых температурных условий на посадочных местах блоков аппаратуры, размещённых на тепловых сотопанелях. СОТР ТСП ПМ (рисунок 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 (рисунок 2) включает испаритель, компенсационную полость, ТЭМХ, регулятор давления, транспортные каналы и радиатор-охладитель (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 рисунке 5.

### система обеспечения теплового режима двигательной установки

Общий вид двигательной установки перелётного модуля с элементами СОТР показан на рисунках 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 шарбаллонов 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.

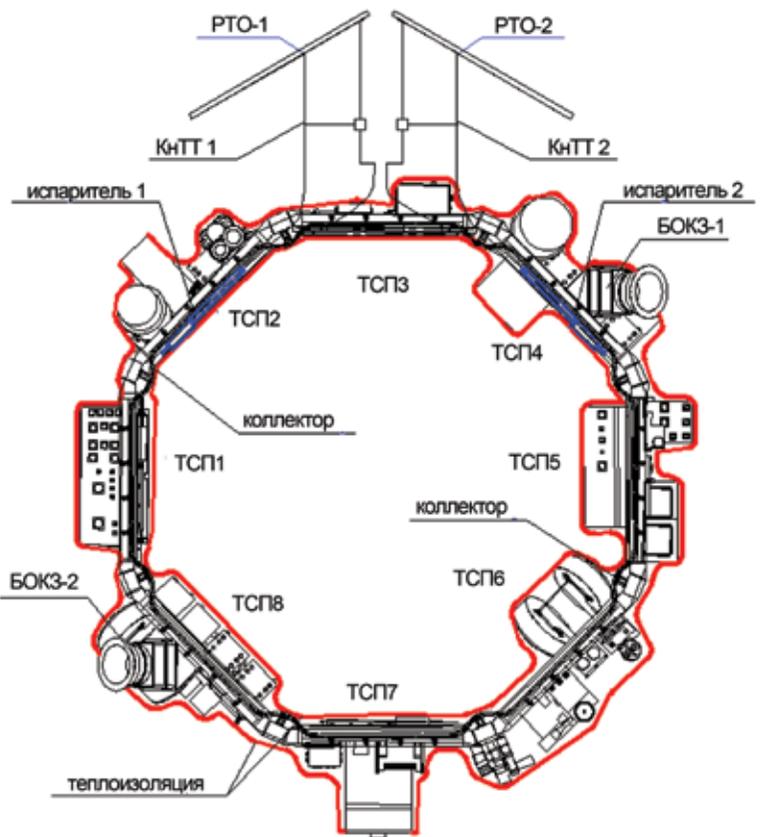


рисунок 4 Принципиальная схема СОТР ТСП ПМ



рисунок 5 Испаритель из состава теплопровода радиатора СОТР ТСП ПМ

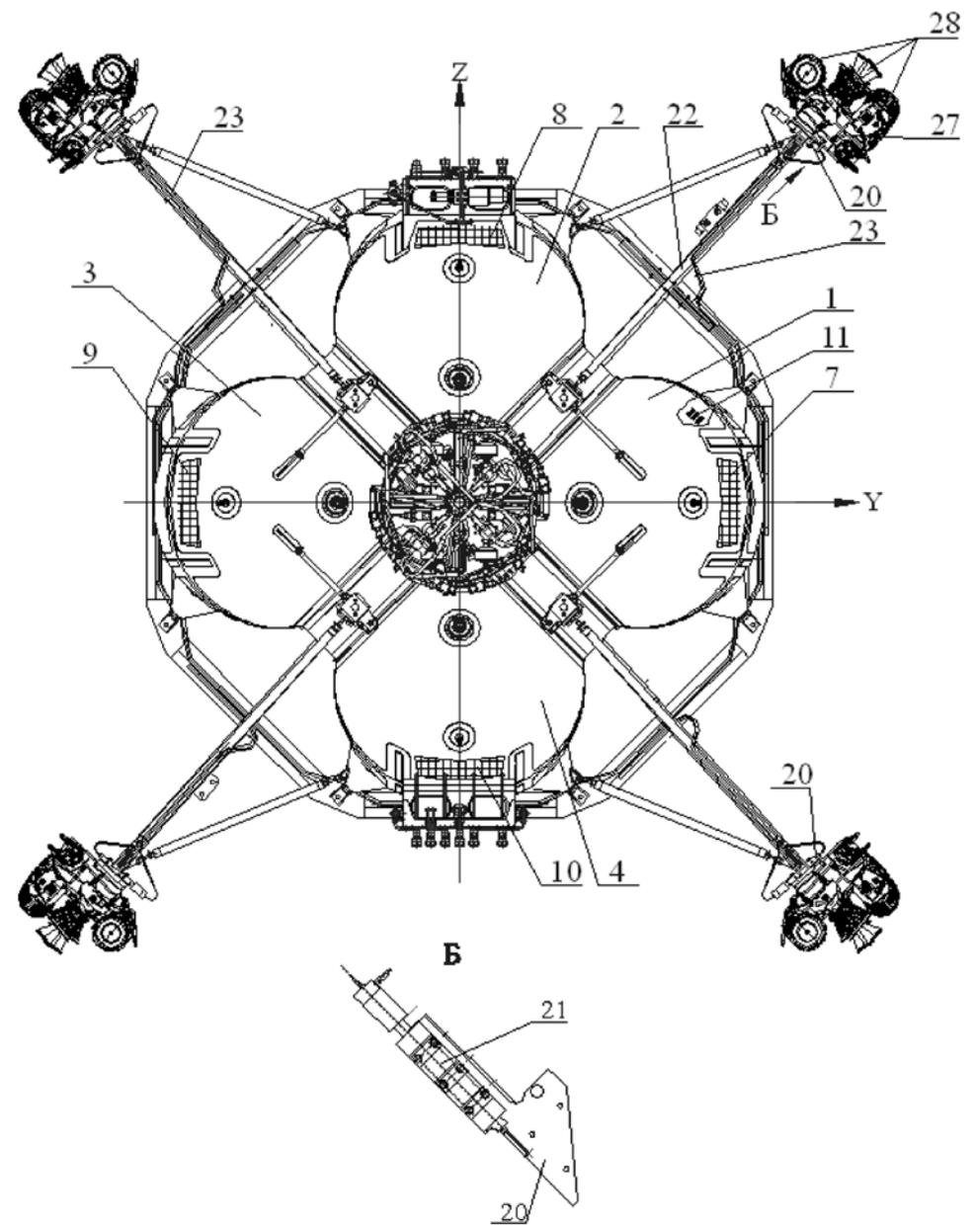
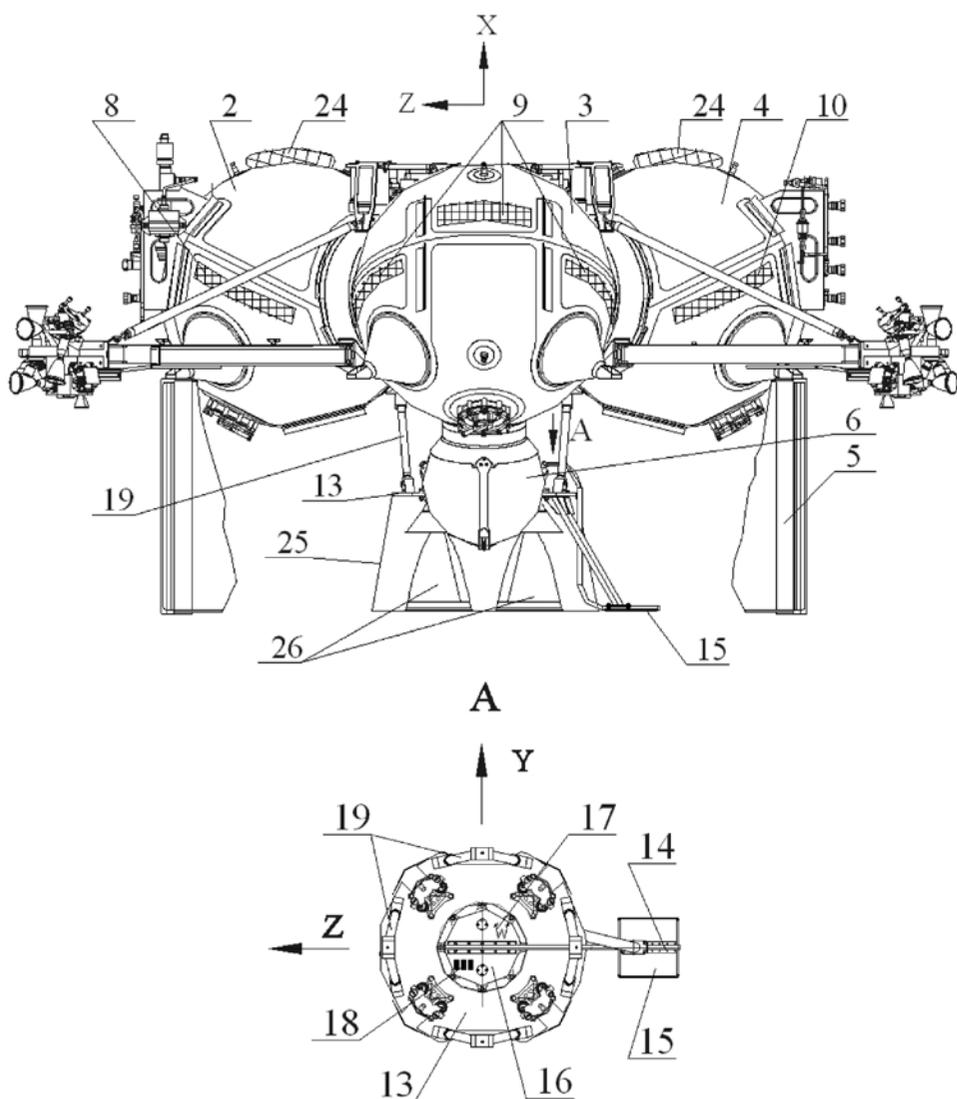


рисунок 6 Двигательная установка перелетного модуля с элементами СОТР (вид сверху)

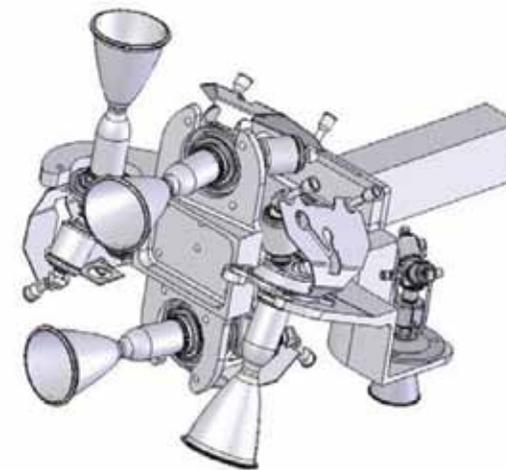


рисунки 7 Двигательная установка перелетного модуля с элементами COIP (вид сбоку)

В состав двигательной установки перелётного модуля КА «Фобос-Грунт» входят (рисунки 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).



рисунки 8 Блок двигателей малой тяги (теплоизоляция не показана)

В качестве чувствительных элементов, управляющих работой электронагревателей, используются температурные датчики 11. Управляющие температурные датчики установлены на баке горючего 1. При температуре конструкции топливного бака в зоне установки управляющих температурных датчиков ниже  $15^{\circ}\text{C}$  электронагреватели всех четырех топливных баков включены, при температуре выше  $25^{\circ}\text{C}$  — 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  $40^{\circ}\text{C}$ . 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 ка-

честве 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 рисунке 9, теплового аккумулятора – на рисунке 10.

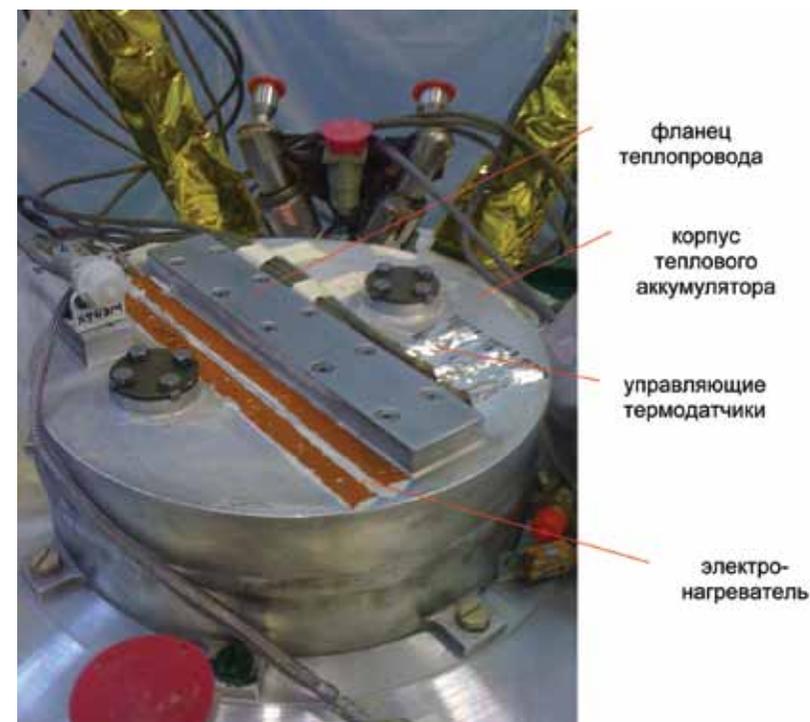


**рисунок 9** Общий вид блока двигателей коррекции с агрегатами СОТР

Тепловой режим каждого из четырех 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), кон-



**рисунок 10** Общий вид теплового аккумулятора

тейнера 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 электронагревателей, 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 качестве 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 K208CrЭ. 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 сотовых 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 теплоотводящего 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-охлаждителя;
- 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 таблице 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 учетом 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.

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	сотопанель 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

Результаты испытаний показали, что все оцениваемые температурные параметры соответствуют заданным температурным требованиям.

По результатам разработки конструкторской документации, отработки агрегатов 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 расчетов 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., Копяткевич 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 быстродействие 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 (рисунок 2) [Котомин и др., 2010], по которым детонационный импульс от любого инициирующего устройства передается ко всем восьми замкам. Скорость прохождения детонационного импульса достигает  $\approx 7000$  м/с, поэтому система имеет высокую степень синхронизации срабатывания всех замков.

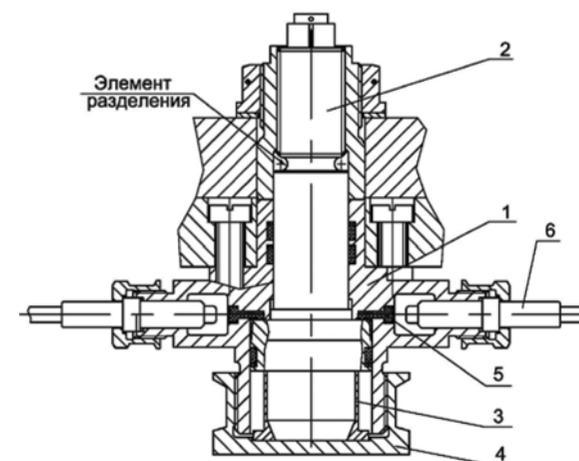


рисунок 1 Замок детонационный:

1 - корпус; 2 - шток; 3 - демпфер; 4 - наполнитель – эластичное взрывчатое вещество; 5 - гайка упорная; 6 - транслятор детонации

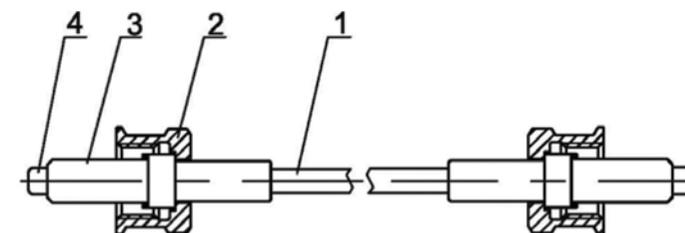


рисунок 2 Транслятор детонации:

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  $170 \pm 5$  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.

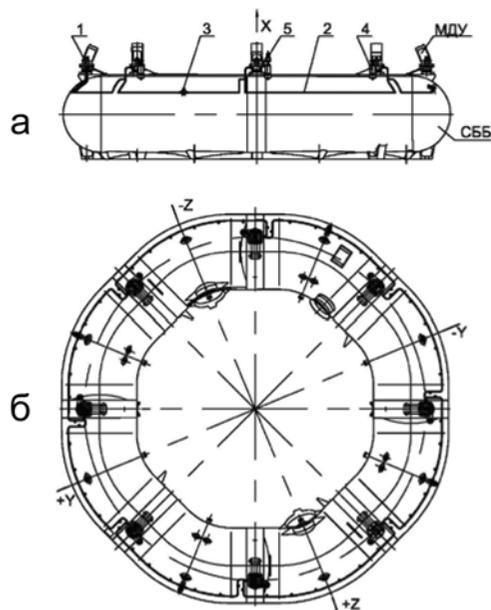
Эффективность функционирования системы отделения достигается большим объемом наземной отработки комплектующих узлов системы, значительной степенью конструктивной преемственности с существующими системами и их испытаниями в экспериментальных условиях с определением запаса работоспособности.

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 (рисунок 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.



**рисунок 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

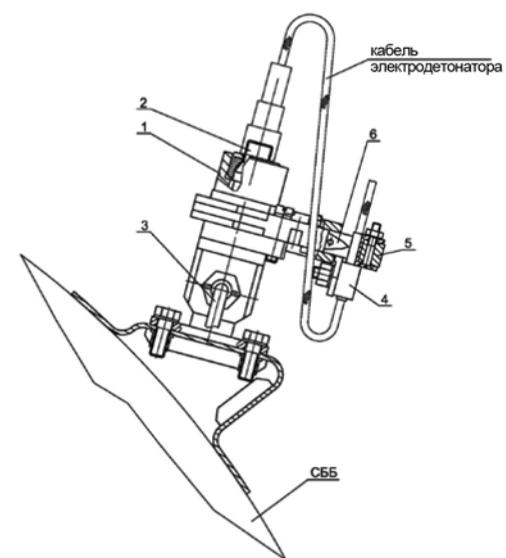
В корпус инициирующего устройства (рисунок 4) установлен нож для автоматической резки электрического кабеля, связывающего инициирующие устройства, установленные на кронштейне СББ, с блоком управления пиротехникой системы управления КА. Обычно устанавливается еще дополнительный пирунож, который перерезает 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.

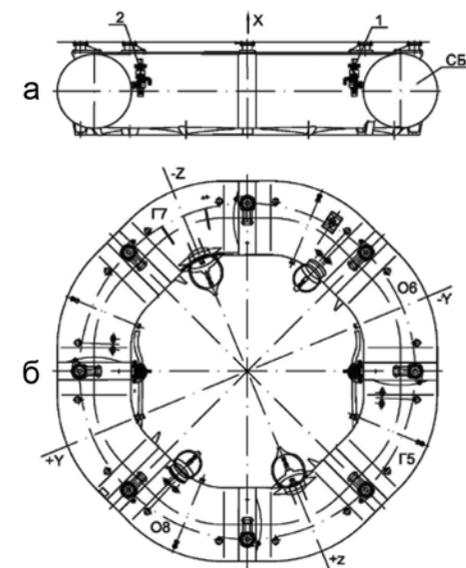
Баки СББ связаны со второй ступенью маршевой двигательной установки, расходными топливными магистралями окислителя («О») и горючего («Г»), которые необходимо перед сбросом СББ разделить и загерметизировать (рисунок 5).

Эту операцию выполняет система разделения топливных магистралей [Устройство для разделения коммуникаций ..., 2010а], в которую входят (рисунок 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 (рисунок 7), которая высвобождает штоки блока клапанов, и клапаны перекрывают полости СББ и основных



**рисунок 4** Устройство инициирования с пиромеханическим ножом:  
1 – корпус; 2 – электродетонатор; 3 – транслятор детонации; 4 – хомут;  
5 – наковальня; 6 – пиромеханический нож



**рисунок 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

баков МДУ. Затем подается команда на срабатывание четырех разрывных замков (рисунок 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 (рисунок 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.

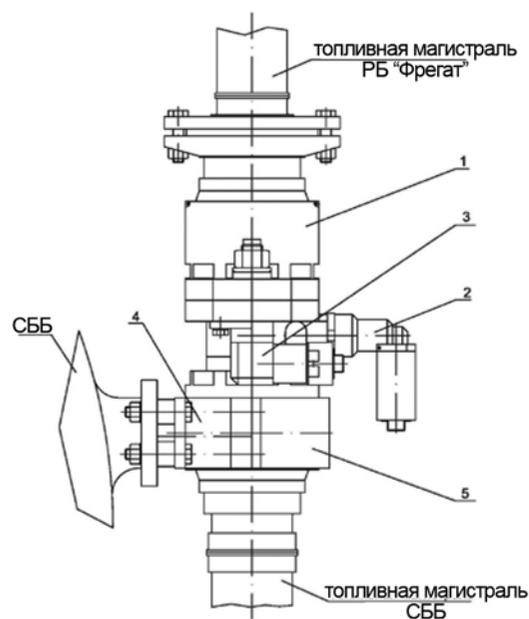
При срабатывании основного заряда продукты его детонации и ударная волна перемещают нож, который разрезает и перекрывает газовые магистрали.

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 (рисунок 10) системы отделяют СББ с относительной скоростью  $\approx 0,8$  м/с.

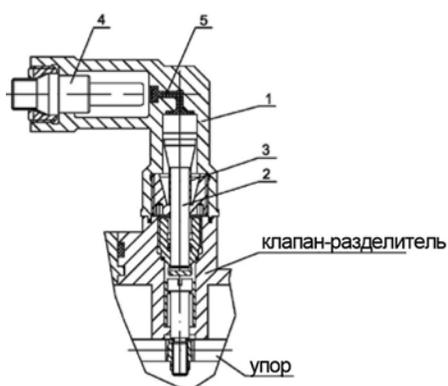
### СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ МДУ

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 (рисунок 11).

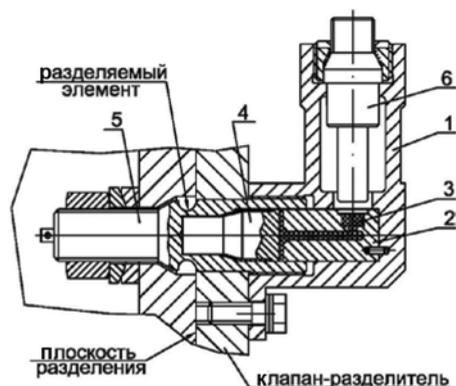
Для соединения и дальнейшего разделения ферм разработан уменьшенный



**рисунки 6** Общий вид клапана-разделителя:  
1 – клапан-разделитель; 2 – чека детонационная; 3 – замок разрывной;  
4 – ложемент; 5 – хомут

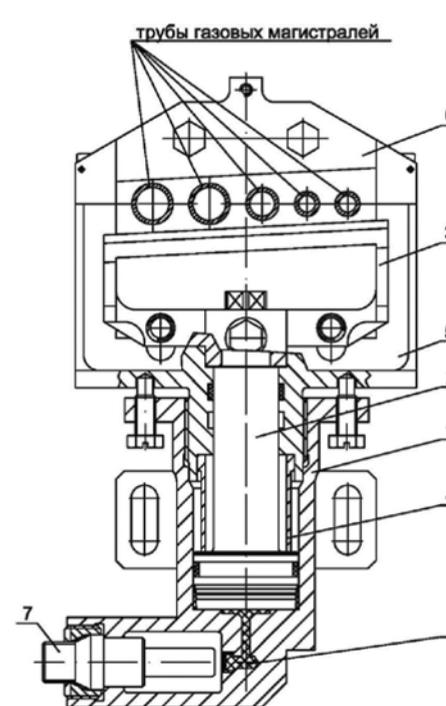


**рисунки 7** Чека детонационная:  
1 – корпус; 2 – шток; 3 – демпфер; 4 – электродетонатор; 5 – эластичное взрывчатое вещество

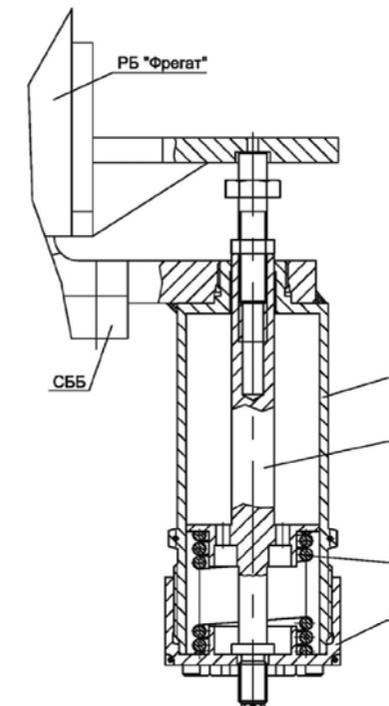


**рисунки 8** Замок разрывной:  
1 – корпус; 2 – вкладыш; 3 – ЭВВ; 4 – поршень; 5 – шток; 6 – электродетонатор

и облегченный детонационный замок с усилием разрыва «шейки» всего 55 кН. Конструктивно система аналогична описанным выше: 8 разрывных детонационных замков, 12 трансляторов детонации, 4 иницирующих 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.



**рисунки 9** Детонационный нож:  
1 – корпус; 2 – шток; 3 – нож; 4 – демпфер; 5 – наковальня; 6 – колодка;  
7 – электродетонатор; 8 – ЭВВ



**рисунки 10** Пружинный толкатель  
1 – корпус; 2 – шток; 3 – пружина; 4 – гайка.

Функционирование рассматриваемой системы аналогично вышеописанным.

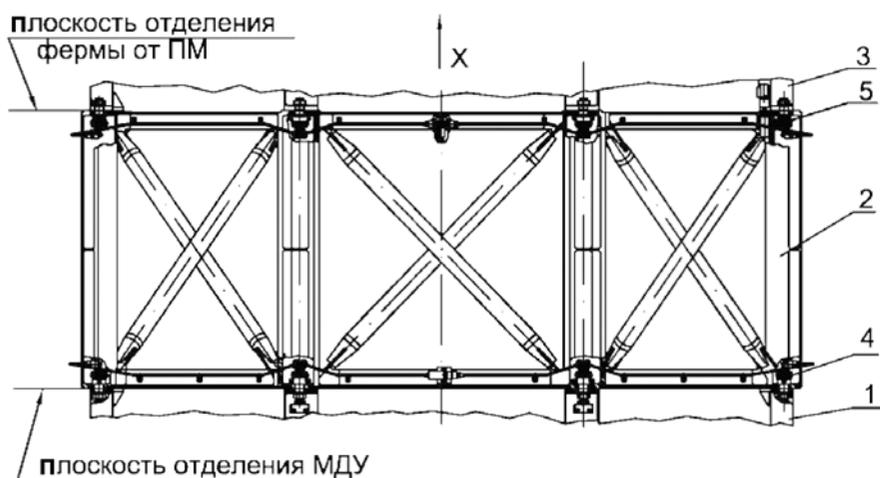
### СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ КИТАЙСКОГО МИКРОСПУТНИКА

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 пиринож, разделяющий электрические кабели связи, 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 пиринож, 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.



**рисунок 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 ПЕРЕЛЕТНОГО МОДУЛЯ

После отделения КМС необходимо отделить ферму, на которой находился КМС, для уменьшения общей массы ПМ.

Система отделения фермы ПМ (рисунок 11) конструктивно аналогична системе отделения МДУ, отличие только в конструкции инициирующего устройства и в усилении толкателей. Инициирующие 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.

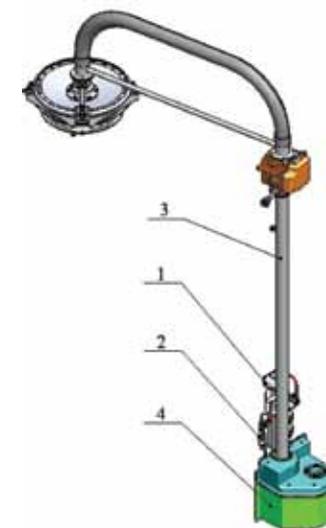
### СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ОТ ПЕРЕЛЕТНОГО МОДУЛЯ

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, ТВ-камер объемного зрения и грунтоперегрузочного устройства.



**рисунок 12** Общий вид грунтоперегрузочного устройства:  
1 – балка силовая; 2 – пневмосистема; 3 – тракт; 4 – механизм перегрузки (под кожухом)

Состав и назначение манипулятора описаны подробно в статье «Манипуляторный космический комплекс космического аппарата ФОБОС-ГРУНТ» данной книги.

Грунтоперегрузочное устройство смонтировано на балке, которая кронштейнами крепится на корпусе ПМ.

В состав ГПУ (рисунок 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 (рисунок 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  $180^\circ$  вокруг оси вращения.

На кронштейнах балки крепится механизм перегрузочный, состоящий из стакана, в который установлен контейнер для грунта. Стакан телескопически вдвигнут в корпус оболочки и зафиксирован пирочеккой. Под верхний фланец стакана установлены в сжатом положении две пружины (рисунок 14).

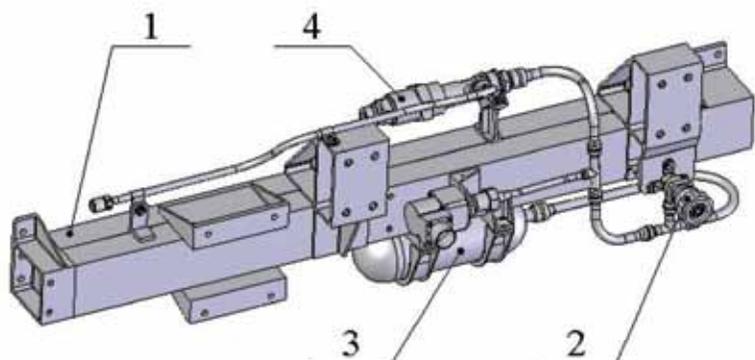
Все перечисленные детали смонтированы на поворотном кронштейне, который установлен на оси вращения корпуса, закрепленного на балке.

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



**рисунок 13** Силовая балка и пневмосистема:  
1 – балка силовая; 2 – клапан заправочный; 3 – баллон; 4 – клапан пускоотсечной

установлен дроссель.

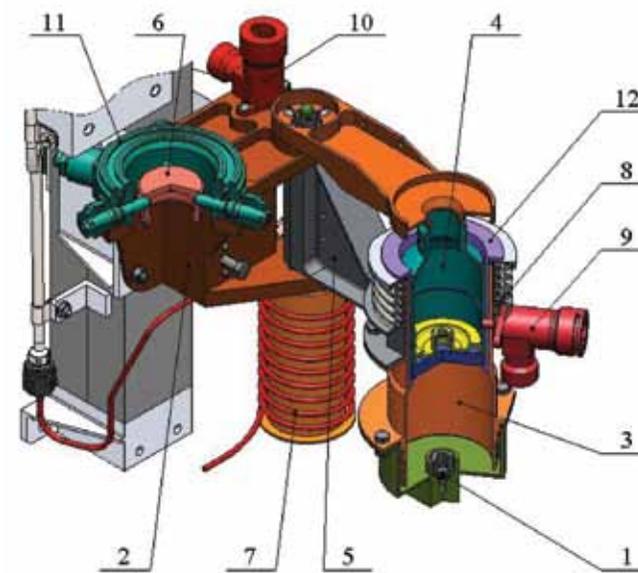
Грунтоперегрузочное устройство работает следующим образом. При срабатывании пускоотсечного клапана газ из баллона по магистрали поступает в полость контейнера оболочки. К торцу тройной пирочки примыкает тракт, по которому наполняемая газом оболочка при разворачивании перемещает контейнер с грунтом в 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 (выдавливает, 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-зага» 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.



**рисунок 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

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 разворачивает консольную часть тракта на 180°, обеспечивая в конце хода срабатывание пластинчатого пружинного замка.

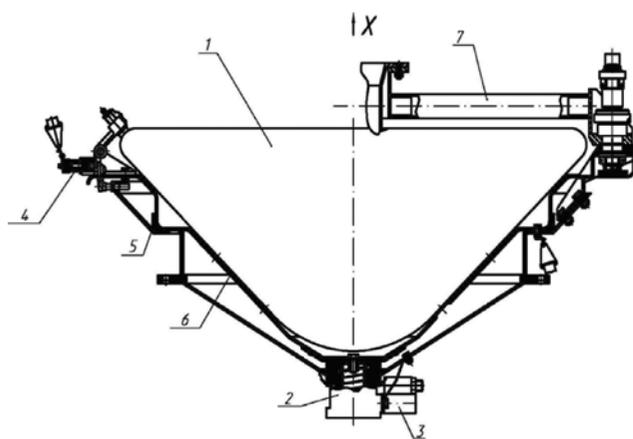
#### **СИСТЕМА ОТДЕЛЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ОТ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА**

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 ( $\approx 10$  км/с) входа в атмосферу Земли.

Спускаемый аппарат установлен (рисунок 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 высвобождает 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.



**рисунок 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 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.

В состав космического аппарата «Фобос-Грунт» входят также пиромеханические ножи и чеки (фиксаторы) (рисунок 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 пирознергодатчиков в них используются пиропатроны в космическом исполнении.



**рисунок 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., Моисеев 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., Борzych 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**

