

УДК 629.78

И.Н. ГОРОШКОВ¹, В.А. ОБУХОВ², Г.А. ПОПОВ²¹НПО им. С.А. Лавочкина, Химки, Россия; ²НИИ ПМЭ, Москва, Россия

ПРИМЕНЕНИЕ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В ПРОЕКТЕ «ФОБОС-ГРУНТ»

К числу приоритетных проектов Федеральной космической программы России следующего пятилетия по исследованию дальнего космоса относится экспедиция по доставке образцов грунта Фобоса – спутника Марса – на Землю (проект «Фобос-Грунт»). Разные стадии разработки проекта (от НИР до рабочего проектирования) охватывают период с 1998 г. по настоящее время. Доставка космического аппарата (КА) с орбиты Земли на орбиту Марса будет осуществлена с использованием трехступенчатой системы, включающей: жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) выведения для формирования начального участка орбитальной траектории, солнечной электроракетной двигательной установки (СЭРДУ) на гелиоцентрическом участке полета и ЖРД торможения в грависфере Марса. Продолжительность всей экспедиции около 3 лет из них полет к Фобосу составит около 550 суток, а обратный путь займет примерно год. Приведена схема экспедиции, данные баллистических расчетов и конструктивные схемы КА.

исследование планет Солнечной системы, Фобос, доставка образцов почвы, электрические ракетные двигатели

Введение

С начала 1960 годов в СССР осуществлялись исследования планет, Луны, малых тел Солнечной системы с использованием автоматических КА. Были получены выдающиеся научные результаты, созданы специализированные КА и их системы. В конце 80-х и начале 90-х годов из-за экономических трудностей в России проявилась тенденция уменьшения необходимого финансирования фундаментальных космических исследований. Особенно тяжелое положение сложилось в середине и конце 90-х годов. Оно усугубилось катастрофой с КА «Марс-96». В Российской академии наук, ее институтах с участием научных организаций вузов и промышленности в течение 1997–98 г.г. вырабатывались направления исследований и принципы реализации, которые могут быть положены в основу современной программы планетных исследований страны. При этом развивается идея создания в ближайшие годы КА нового поколения, необходимых для фундаментальных космических исследований в начале 21 века. Концепция КА нового поколения основыва-

ется на использовании новых осваиваемых в настоящее время технологий, предназначенных для решения качественно новых научных задач. Этот подход планируется реализовать в проекте «Фобос-Грунт» [1]. Главная задача проекта – доставка образцов грунта Фобоса – естественного спутника Марса, который, с большой степенью вероятности, содержит реликтовый материал. В проекте также предусмотрены научные исследования на поверхности и в окрестности Фобоса, дистанционное исследование Марса.

1. Сценарий экспедиции и стратегия оптимизации

В основе стратегии реализации программы положен принцип: «легче, быстрее, дешевле». Для этого разработка КА нового поколения должна базироваться на следующих положениях, соответствующих данному принципу:

1. Выведение КА на промежуточную орбиту ИСЗ осуществляется РН среднего класса типа «Союз-2» (в предыдущих проектах применялась тяжелая ракета-носитель (РН) «Протон»).

2. Для доставки КА с орбиты Земли на орбиту Марса используется трехступенчатая ракетная система, включающая: ЖРД большой тяги (20 кН) для формирования начального участка отлетной траектории, СЭРДУ на гелиоцентрическом участке полета и ЖРД относительно малой тяги (500 Н) для торможения в грависфере Марса. Сценарий экспедиции схематично изображен на рис. 1 и включает в себя следующие этапы:

Выведение на отлетную от Земли траекторию.

Перелет Земля–Марс с использованием электро-ракетной двигательной установки (ЭРДУ);

Полет в сфере действия Марса, сближение с Фобосом и посадка на него, взятие проб грунта, старт с Фобоса и полет взлетной ракеты по околomarсианской орбите ожидания.

Старт с орбиты ожидания, перелет Марс–Земля, вход в атмосферу Земли и посадка.

Поиск и эвакуация спускаемого аппарата с образцами грунта Фобоса.

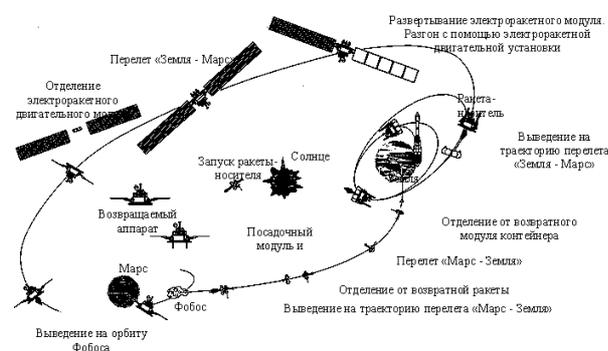


Рис. 1. Сценарий экспедиции

Этапы экспедиции подробно рассмотрены в [2, 3]. В данной статье проводится анализ оптимального решения транспортировки КА с орбиты Земли на орбиту Марса с использованием трехступенчатой ракетной системы. РН выводит КА на незамкнутую траекторию с апогеем 200 км. В апогее производят первое включение ЖРД 1-ой ступени, что обеспечивает вывод КА на промежуточную эллиптическую орбиту с величинами апогея и перигея $r_a = 46370$ км и $r_{\pi} = 6840$ км, соответственно. Вторым включением

ЖРД обеспечивают выход КА из грависферы Земли с некоторой величиной гиперболического избытка скорости (ГИС) V_0 . Величина и направление V_0 подлежат выбору при расчете оптимальной траектории на гелиоцентрическом участке перелета, осуществляемого с помощью СЭРДУ. С изменением расстояния КА от Солнца электрическая мощность СЭУ изменяется по закону: $N = N_0/r^{1.7}$, где r – расстояние КА от Солнца в астрономических единицах (а.е.). Следует учесть также снижение мощности солнечных батарей в результате радиационного и иного воздействия на ФЭП ($\approx 5\%$ в год). Из баллистических расчетов вытекают исходные требования к ЭРДУ: необходимость создания тяги в начале траектории отлета к Марсу 30 – 33 г при располагаемой мощности 6,5 кВт и удельном импульсе 2100 с. Такие параметры может обеспечить ЭРДУ на базе стационарных плазменных двигателей СПД-140 разработки ОКБ «Факел». СЭРДУ обеспечивает перелет от грависферы Земли до грависферы Марса с некоторой величиной ГИС V_k , которая также как и V_0 , определяется в оптимизационных расчетах с учетом затрат массы рабочего тела на торможение КА, осуществляемой ЖРД третьей ступени. При входе КА в грависферу Марса производится отделение СЭРДУ. Сближение с Фобосом и посадку на его поверхность производят с помощью ЖРД третьей ступени, который является и маршевым двигателем взлетной ракеты. Операция сближения и посадки производится аналогично операции стыковки аппарата с телом, лишенным гравитации. При этом используется семейство корректирующих гидразиновых двигателей малой тяги. Результаты оптимизации задачи транспортировки КА на эпоху старта 2009 г. приведены в табл. 1.

Полет к Марсу может продолжаться 400 – 450 суток, суммарный импульс тяги СЭРДУ должен быть 5,6 – 6,7 МН·с, для этого необходимо затратить 300 – 350 кг ксенона. Масса аппарата, доставляемого к орбите Марса, может составлять около 1100 кг.

Важно, что, как показали расчеты, при использовании СЭРДУ масса КА слабо зависит от эпохи старта (в период 2009 – 2017 г.г.). В зависимости от даты

старта прирост массы КА, доставляемого на орбиту Марса при использовании СЭРДУ по сравнению с вариантом без СЭРДУ составляет от 150 до 250 кг.

Таблица 1

Основные проектно-баллистические характеристики траекторий полета КА к Марсу на орбиту наблюдения с перигеем $H_p = 900$ км и апогеем $H_a = 79613$ км

№	T , сут	T_{cm}	V_{∞} , км/с	M_0 , кг	T_a , сут	M_{m2} , кг	M_k , кг	$\int P dt$, кН*с	$M_{сф\ M}$, кг	$V_{\infty M}$, км/с	V_x , км/с	M_{m3} , кг	M_{orb} , кг	T_n
	1-я ступень – ЖРД тяга 20 кН, удельная тяга 330 с				2-я ступень – СЭРДУ мощность СБ 7,5 кВт; мощность ЭРД 5,87 кВт				3-я ступень – ЖРД тяга 500 Н, удельная тяга 310 с					
1	400	15.09.2009	1,839	2209	276,7	294	1915	5629	1620	1,136	0,273	139	1481	20.10.2010
2	430	5.09.2009	1,641	2236	313,0	336	1900	6462	1605	0,939	0,229	116	1489	9.11.2010
3	440	2.09.2009	1,588	2243	323,8	348	1895	6707	1600	0,878	0,217	110	1490	16.11.2010

Примечание: T – время перелета; T_{cm} – дата старта КА с промежуточной орбиты ИСЗ; V_{∞} – величина гиперболического избытка скорости на грависфере Земли; M_0 – масса КА на выходе из грависферы Земли; T_a – суммарное время работы ЭРД на гелиоцентрическом участке полета; M_{m2} – масса ксенона, израсходованного на гелиоцентрическом участке полета; M_k – масса КА в конце гелиоцентрического участка полета; $\int P dt$ – импульс тяги ЭРДУ на гелиоцентрическом участке; $M_{сф\ M}$ – масса КА на входе в грависферу Марса после отделения второй ступени $V_{\infty M}$ – гиперболический избыток скорости входа КА в грависферу Марса; V_x – затраты характеристической скорости при торможении для выхода на эллиптическую орбиту; M_{m3} – масса топлива, расходуемая при торможении; M_{orb} – масса КА на орбите; T_n – дата прилета на грависферу Марса.

2. Проектный облик КА и СЭРДУ

На рис. 2 показан внешний вид КА Фобос-Грунт разработки НПО им. С.А. Лавочкина на момент его выведения на отлетную траекторию, а на рис. 3 – на участке гелиоцентрического полета. В основе ЭРДУ (рис. 4) используются три двигателя СПД-140 (рис. 5). В полете располагаемая электрическая мощность меняется в диапазоне 6,5 – 2,8 кВт по мере удаления от Солнца и, соответственно, меняется тяга. При постоянном рабочем напряжении разряда 400 В тяга двигателя меняется по времени полета от 330 до 140 мН. Программа изменения характеристик СЭРДУ приведена на рис. 6. По мере полета сначала должен быть выработан ресурс первого двигателя, соответствующий расчетному значению импульса тяги 4,5 МН·с., затем второй двигатель должен выработать оставшиеся 3,5 МН·с. Третий двигатель находится в холодном резерве и должен включаться при отказе любого из двух предыдущих.

Основными по трудоемкости задачами исследования и отработки СЭРДУ для использования в ЭРДУ «Фобос-Грунт» будут подтверждение ресурса двигателя СПД-140 во всем диапазоне изменения мощности, а также изучение специальных характе-

ристик, таких, например, как свойства истекающей плазменной струи, важных с точки зрения взаимодействия ЭРДУ с системами КА [4].

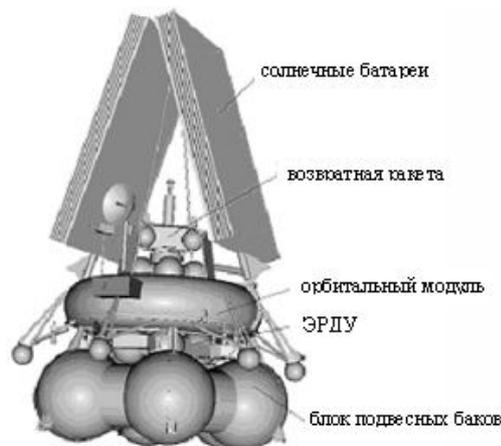


Рис. 2. КА Фобос-Грунт на момент выведения на отлетную траекторию

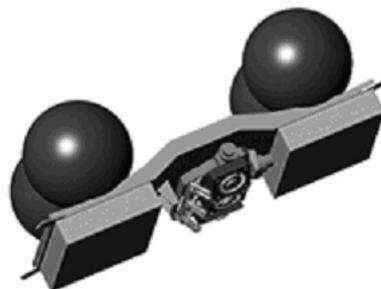


Рис. 3. Модуль ЭРД с тремя двигателями СПД-140

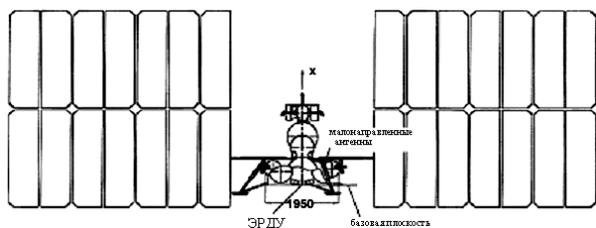


Рис. 4. КА «Фобос-Грунт» на этапе гелиоцентрического полета

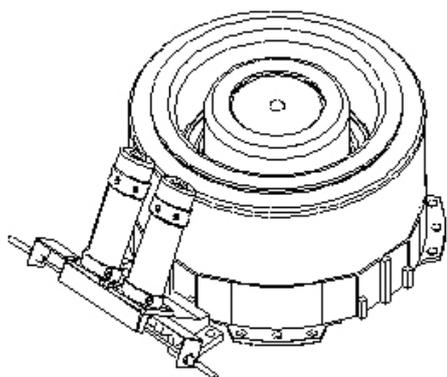


Рис. 5. Двигатель СПД-140

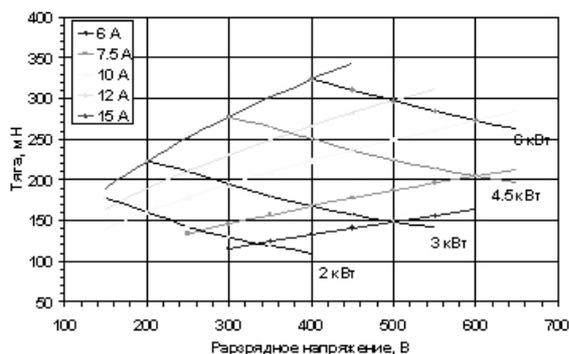


Рис. 6. Зависимость тяги СПД-140 от разрядного напряжения

Заключение

1. Разработана стратегия экспедиции по доставке на Землю образцов грунта Фобоса, позволяющая использовать ракету-носитель среднего класса типа «Союз», дооснащенную трехступенчатой комбинированной ракетной системой, включающей СЭРДУ.

2. Рассмотрена перспективная для практики планетарных исследований баллистическая задача полета к Марсу с помощью СЭРДУ с переменной по времени полета тягой.

3. Разработан проектный облик СЭРДУ, которая может служить базовым вариантом для осуществления проектов исследования дальнего космоса и астрофизических наблюдений.

4. Отработаны режимные параметры базового двигателя СПД-140, в диапазоне потребляемой мощности 2,5 – 6 кВт, перекрывающем диапазон изменения электрической мощности, вырабатываемой солнечной энергоустановкой на участке гелиоцентрического этапа полета.

Литература

1. Планетная программа России и проект «Фобос-Грунт» / Э.А. Аким, Э.М. Галеев, Р.С. Кремнев, С.Д. Куликов, В.А. Обухов, Г.А. Попов, Т.М. Энеев. // Известия вузов. Северо-Кавказский регион. Естественные науки. – 2001. – Спецвыпуск. – С. 13 – 19.

2. Obukhov V.A., Popov G.A., Kim V., Konstantinov M.S., Fedotov G.G. Propulsion for the Phobos-Soil Mission // Paper IAF-0-S.4.05. – 2000.-Rio-de-Janeiro, Brasilia. – 11 p.

3. Попов Г.А., Обухов В.А., Константинов М.С., Федотов Г.Г., Мурашко В.М. Применение электро-ракетной двигательной установки в проекте «Фобос-Грунт» // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. – 2001. – № 2. – С. 26 – 31.

4. Popov G.A., Obukhov V.A., Kulikov S.D., Goroshkov I.N., Uspensky G.R. State of the Art for Phobos Return Mission // Paper IAC-03-Q.3.a.05 – 2003. – Bremen, Germany.

5. Nadiradze A.B., Obukhov V.A., Popov G.A. Calculation for the EP Plasma Plume Interaction With the Structural Components of the «Phobos-Soil» Automatic Spacecraft // Paper IAC-04-IAF-S.4.06 – 2004. – Vancouver, Canada.

Поступила в редакцию 23.05.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.Г. Федотов, Московский авиационный институт, Москва.