

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**Всероссийская олимпиада школьников
«Шаг в будущее, Космонавтика»**

***Разработка конструкции взлётного
космического аппарата
для марсианской экспедиции***

Автор: Примеров Пример Примерович, ГОУ гимназия №***, класс 11,
г. Москва

Научный руководитель: Вариантов В.В., к.т.н., доцент каф. СМ*** МГТУ
им. Н.Э. Баумана

Москва
2015 г.

Содержание

Введение.....	3
Концепция автоматической межпланетной станции.....	4
Конструкция взлётного модуля	5
Заключение	9
Список литературы	10
Приложения	I

Введение

С началом космической эры учёные и инженеры устремились к изучению и освоению ближайших к Земле космических тел: Луны и Марса. С развитием техники и технологий, появлением новых материалов и достижений в микроэлектронике попытки становились всё более успешными, а космические аппараты и планетоходы всё сложнее и совершеннее.

Первая лунная станция – аппарат, предназначенный для посадки на Луну и её исследование, "Луна-1" (СССР) была успешно запущен 23 сентября 1958 года [1, 2], но она достигнув необходимой второй космической скорости промахнулась и не смогла выйти на орбиту спутника Луны, став первым в мире искусственным спутником Солнца. Первая успешная посадка – аппарат "Луна-2" (СССР), состоялась 14 сентября 1959 года. Первая в мире высадка на Луну состоялась 20 июля 1969 года на корабле Аполлон-11 (США). В связи с рядом неудач советская лунная пилотируемая программа не было завершена, но успешно развивалась, шедшая параллельно ей программа по исследованию Луны роботами-планетоходами, первый такой аппарат – "Луноход-1" (СССР) был доставлен на поверхность Луны 17 ноября 1970 года. При этом, например, лунного грунта автоматические аппараты СССР доставили всего на 56 кг меньше чем астронавты США за все полёты (324 кг против 380 кг) [1, 2].

Исследование ближайшей к нам планеты – Марса началось параллельно с исследованием Луны [1, 3]. Первая межпланетная автоматическая станция (АМС) "Маринер-4" (США) достигла Марса, на пролётной траектории, 14 июля 1965, а первым искусственным спутником Марса стала АМС "Маринер-9" (США) 14 ноября 1971 года. Первую посадку на поверхность планеты осуществил посадочный модуль АМС Марс-3 (СССР) 2 декабря 1971 года.

Анализ технических и медицинских данных [1, 2], полученных во время реализации лунной программы как в США, так и в СССР показал, что на том уровне технологического развития не представляется возможным реализовать пилотируемый полёт к Марсу, поэтому ведущие на то время космические державы решили продолжать исследования с помощью АМС и роботов-планетоходов. Было реализовано несколько таких программ, среди них [1, 3]:

- АМС: "Фобос-2" (СССР, 1988), "Феникс" (США, 2008), "Марс-Экспресс" (ЕКА, 2003-н.в.), Мангальян (Индия, 2014);
- марсоходы: Соджонер (США, 1997), Спирит (США, 2004-2010), Опортюнити (2004-н.в.), Кьюриосити (США, 2012-н.в.).

В настоящее время всё больше поднимается вопрос о реализации пилотируемой марсианской программы, а соответственно и о создании и отработке соответствующих технологий, которые позволят в ближайшие десятилетия реализовать эти планы.

Среди таких технологий можно выделить технологию возвращения грузов и космонавтов с Марса на Землю. Актуальность необходимости решения задач, направленных на

достижение данной цели, очевидна. Но также необходимо учитывать, что насколько бы не было совершенно оборудование современных АМС и марсоходов, всё равно его возможности ограничены, поэтому для учёных представляет особый интерес доставки образцов грунта на Землю.

В связи с этим в рамках данной работы будут рассмотрены вопросы, связанные с общим проектированием и разработкой принципиальной схемы конструкции взлётного модуля (ступени, блока) марсианского посадочного аппарата, предназначенной для отработки системы возвращения полезного груза с Марса на Землю.

Концепция автоматической межпланетной станции

АМС для исследования Марса и возврата полезного груза (образцов грунта) на Землю принципиально может состоять из следующих модулей [1, 4-7]:

- 1) орбитальный модуль – обеспечивает перелёт от Земли до Марса и обратно, а во время выполнения миссии на Марсе является спутником ретрансляторам, обеспечивая связь "поверхность-Земля";
- 2) посадочный модуль – обеспечивает мягкую посадку на поверхность Марса;
- 3) взлётный модуль – обеспечивает вывод полезного груза на орбиту Марса и стыковку с орбитальным модулем;
- 4) марсоход – обеспечивает проведение работ по исследованию планеты и сбору образцов грунта.
- 5) возвращаемый модуль – обеспечивает спуск полезного груза на поверхность Земли.

В качестве аппарата-аналога, решавшего аналогичные задачи по возврату образцов грунта, можно рассмотреть советскую АМС "Луна-24" [6] (рис. 1) доставившая на Землю лунный грунт (22 августа 1976 года).

В данном случае посадочный модуль (блок) одновременно является стартовой площадкой для взлётного модуля, расположенного соосно с ним. А возвращаемый модуль является частью взлётного и загружается образцами грунта с помощью манипулятора, расположенного на посадочном.

Для увеличения площади исследования и сбора образцов грунта в составе миссии необходимо иметь робот-планетоход. При этом возможно принципиально две схемы реализации планетохода [1]:

- 1) аппарат автономен от посадочного модуля, т.е. имеет собственную полноценную систему питания и связи (в этом случае аппарат не ограничен в области перемещения);
- 2) аппарат использует посадочный модуль как базовую станцию, осуществляющую связь "планетоход-орбита" и при необходимости его подзарядку и сохранность ночью (терморегулирование).

Второй вариант был реализован на американском марсоходе "Соджорнер" (рис.2) [1, 7], являющегося частью базовой части (посадочного модуля) АМС "Марс Пасфайндер" (1996-1997).

Баллонная система посадки [7], используемая на "Марс Пасфайндер", нам не подойдёт так может создать большие перегрузки в разных направлениях пока аппарат прыжками будет гасить скорость. Это плохо из-за наличия относительно тяжёлого взлётного модуля в составе аппарата. Двигательная система посадки, принятая на АМС "Луна-24" [1, 5, 6], из-за значительных различий условий на Луне и Марсе потребует больших затрат топлива, что тоже неэффективно. В качестве компромисса можно выбрать систему посадки, использованную для посадки марсохода "Кьюриосити" (США) [1, 7], т.е. сочетания аэродинамического торможения на первом этапе и использование тормозных двигателей на втором (рис. 3).

Конструкция взлётного модуля

Предлагаемая конструкция рассматриваемой системы в развёрнутом на поверхности Марса представлена на рисунке 4.

Рассмотрим подробнее конструкцию взлётного модуля и его привязку к другим модулям.

Конструкцию взлётного блока можно условно разделить на три части:

1. возвращаемая часть, она же возвращаемый блок;
2. стартовая позиция – совмещена с посадочным модулем, предназначена для фиксации РН в стартовом положении;
3. ракета-носитель (РН), т.е. аппарат непосредственно обеспечивающий перелёт Марс-орбита;

Для определённости конструкцию возвращаемого аппарата возьмём аналогичную возвращаемой капсуле АМС "Луна 24" [1, 5, 6] (рис. 5).

Современные технологии позволяют уменьшить массу и габариты электронных компонентов, аккумуляторов и теплозащиты, что позволит, незначительно увеличив массу блока до 50 кг (против 36 на аналоге [6]), доставить образцов грунта общей массой до 1 кг (против 101 г на аналоге). При этом грунт лучше собирать не в одну капсулу, а в несколько капсул, собранных в разных точках поверхности.

Стартовая позиция совмещена с посадочным модулем (см. рис. 4) и обеспечивает как удержание РН (4) за счёт силовой конструкции (8) и штанг (5), так и амортизацию всей системы при посадке за счёт гашения удара амортизирующими опорами (7) и штангами (5). При этом основная задача стартовой системы – это подготовка РН к старту, например, выравнивания её в вертикальном положении и обеспечение необходимого зазора для выхода газовой струи от работающих двигателей за счёт механизмов опор (7). Конструкция и надёжной принятой

системы обеспечивается тем, что на посадочном модуле нет топливных баков, так его реактивная часть уходит в сторону после посадки [1] (см. рис 3 и рис. 6).

Атмосфера Марса хоть и сильно разрежена по сравнению с земной [1], но в ней часто происходят сильные песчаные бури, в связи с чем РН надо закрывать обтекателем, что делает её сильно похожей на традиционную РН. Из-за продолжительности миссии (несколько лет) необходимо использовать долгохранящиеся компоненты, например, НДМГ и азотный тетраоксид [1, 8]. В качестве аналога конструкции возьмём одну из самых компактных и совершенных РН на данных компонентах – «Рокот» [8].

Учитывая небольшую массу полезного груза и специфику условий запуска на Марсе (например, ускорение свободного падения $3,711 \text{ м/с}^2$ [1]), а также необходимость обеспечить высокую компактность системы остановимся на одноступенчатой ракете, построенной на основе второй ступени РН «Рокот». Тогда РН будет состоять из двигательного отсека с одним маршевым двигателем и четырьмя рулевыми соплами, бака горючего и окислителя, приборного отсека и отсека полезной нагрузки, закрытого обтекателем.

Определим, в первом приближении, стартовую массу РН [9].

Для определения количество топлива, необходимого для полета РН используем формулу К.Э.Циолковского

$$\Delta V = V_k - V_0 = W_{\text{эфф}} \cdot \ln\left(\frac{M_0}{M_k}\right) = W_{\text{эфф}} \cdot \ln\left(1 + \frac{M_T}{M_k}\right),$$

где ΔV – конечная скорость аппарата после выработки всего топлива; $W_{\text{эфф}}$ – эффективная скорость истечения (отношение тяги двигателя к секунднему расходу массы топлива); M_0 – стартовая масса; M_k – конечная масса (полезная нагрузка + конструкция).

Обозначим

$$D = \left[e^{\frac{\Delta V}{W_{\text{эфф}}}} - 1 \right] = \frac{M_T}{M_k}.$$

Распишем подробнее M_k :

$$M_k = M_{\text{пг}} + M_{\text{то}} + M_{\text{су}} + M_{\text{ду}},$$

где $M_{\text{пг}}$ – масса полезного груза; $M_{\text{то}}$ – масса топливного отсека; $M_{\text{су}}$ – масса систем управления; $M_{\text{ду}}$ – масса двигательной установки. Тогда M_k можно представить в следующем виде

$$M_k = M_{\text{пг}} + M_T \cdot k_{\text{то}} + M_0 \cdot k_{\text{су}} + F \cdot k_{\text{ду}},$$

где $k_{\text{то}}$, $k_{\text{су}}$, $k_{\text{ду}}$ – соответствующие удельные массовые коэффициенты; F – реактивная сила, создаваемая двигательной установкой, которую можно представить в следующем виде

$$F = M_0 \cdot n_0 \cdot g_0,$$

где n_0 – тяговооружённость, g_0 – ускорение свободного падения.

Тогда масса топлива составит

$$M_T = M_{\text{пг}} \cdot \frac{D}{1 - (k_{\text{дв}} n_0 g_0 + k_{\text{св}}) - D(k_{\text{дв}} n_0 g_0 + k_{\text{св}} + k_{\text{то}})}$$

Тогда соответственно стартовую массу РН можно определить из соотношения

$$M_0 = M_K + M_T = M_T \left(1 + \frac{1}{D}\right).$$

Для расчета стартовой массы примем следующие значения коэффициентов и исходных данных [9]: $M_{\text{пг}} = 100$ кг (50 кг возвращаемый модуль плюс система ориентации, наведения и стыковки с орбитальным модулем); $W = 3381$ М/с (для топлива НДМГ и азотный тетраоксид); $k_{\text{то}} = 0,1$; $k_{\text{св}} = 0,01$; $k_{\text{дв}} = 0,001$ кг/В; $n_0 = 1$; $g_0 = 3,71$ м/с².

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu_M}{R_M + H}} = \sqrt{\frac{42828.314}{3396.2 + 200}} = 3,6 \text{ км/с}$$

При старте с Земли гравитационные потери составляют примерно 15% от требуемой скорости выведения, тогда по аналогии будем считать, что 3600 м/с – это только 85% требуемой характеристической скорости, которая равна $3600/0.85 = 4235$ м/с.

Для принятых значений коэффициент D составит:

$$D = \left[e^{\frac{\Delta V}{W_{\text{эфф}}}} - 1 \right] = e^{\frac{4235}{3381}} - 1 = 2,4.$$

Тогда масса топлива

$$M_T = 100 \cdot \frac{2,4}{1 - (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01) - 2,4 \cdot (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01 + 0,1)} = 355 \text{ кг}$$

В этом случае стартовая масса РН составит $M_0 = 498$ кг.

Рассмотрим также вариант возвращения полезной нагрузки на Землю без стыковки с орбитальным модулем. Для этого рассчитаем требуемые затраты скорости и времени на перелёт Марс-Земля по схеме Гомана [10].

При решении задачи предполагается, что орбиты Земли и Марса в первом приближении являются круговыми. Это оправдано, так как эксцентриситеты эллиптических орбит, по которым в действительности движутся планеты согласно 2-му закону Кеплера, малы и не оказывают принципиального влияния на оцениваемые величины энергетических и временных затрат на перелёт.

Смысл схемы Гомана (рис. 8) заключается в том, что космическому аппарату при помощи двигательной установки придаётся импульс скорости, переводящий его с начальной орбиты T_0 на переходную траекторию T . Время работы двигательной установки космического аппарата чрезвычайно мало по сравнению с продолжительностью перелёта, поэтому можно считать, что импульс исполняется мгновенно. Переходная орбита представляет собой эллипс, величина апоцентра которого выбирается так, чтобы в этой точке происходило касание с

целевой орбитой T_f . Необходимо отметить, что расчёты по гомановскому переходу обратимы, то есть величины импульсов скорости не меняются в зависимости от того, в какую сторону осуществляется перелёт: с Земли на Марс или с Марса на Землю.

Тогда, последовательно рассчитывая необходимые параметры, получим:

- 1) местная круговая скорость Земли вокруг Солнца

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_0}} = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{149\,598\,261}} = 29.785 \text{ км/с};$$

- 2) большая полуось переходного эллипса T

$$a = \frac{a_0 + a_f}{2} = \frac{149\,598\,261 + 227\,943\,820}{2} = 188\,771\,040.5 \text{ км};$$

- 3) эксцентриситет переходного эллипса T:

$$e = \frac{a_f - a_0}{2a} = \frac{227\,943\,820 - 149\,598\,261}{2 \cdot 188\,771\,040.5} = 0.20751477;$$

- 4) фокальный параметр переходного эллипса

$$p = a(1 - e^2) = 188\,771\,040.5 \cdot (1 - 0.20751477^2) = 180\,642\,110.3 \text{ км};$$

- 5) трансверсальная скорость в перицентре переходного эллипса (точка отлёта)

$$V_{T_{\Pi}} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}(1 + e) = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{180\,642\,110.3}}(1 + 0.20751477) = 32.729 \text{ км/с}$$

- 6) величина первого импульса скорости:

$$\Delta V_1 = V_{T_{\Pi}} - V_0 = 32.729 - 29.785 = 2.944 \text{ км/с};$$

- 7) трансверсальная скорость апоцентре переходного эллипса (точка прилёта)

$$V_{T_a} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}(1 - e) = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{180\,642\,110.3}}(1 - 0.20751477) = 21.480 \text{ км/с};$$

- 8) местная круговая скорость Марса вокруг Солнца

$$V_f = \sqrt{\frac{\mu}{a_f}} = \sqrt{\frac{132712.43994 \cdot 10^6}{227\,943\,820}} = 24.129 \text{ км/с};$$

- 9) величина второго импульса скорости

$$\Delta V_2 = V_f - V_{T_a} = 24.129 - 21.480 = 2.649 \text{ км/с};$$

- 10) общие затраты скорости

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 2.944 + 2.649 = 5.593 \text{ км/с};$$

- 11) продолжительность перелёта по половине переходного эллипса

$$T_{1/2} = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{188\,771\,040.5^3}{132712.43994 \cdot 10^6}} = 22366453 \text{ с} = 258.8 \text{ суток}.$$

Чтобы определить стартовую массу РН сначала необходимо вычислить какую массу должен иметь орбитальный модуль, чтобы в конце полёта у Земли изменить свою скорость на 2.944 км/с. Тогда необходимая масса топлива составит

$$M_{T1} = 50 \cdot \left(e^{\frac{2944}{3381}} - 1 \right) \approx 70 \text{ кг.}$$

Тогда общая масса орбитального модуля у Земли составит примерно 120 кг.

Масса топлива необходимая для отлёта с орбиты Марса будет примерно равна

$$M_{T2} = 120 \cdot \left(e^{\frac{2649}{3381}} - 1 \right) \approx 143 \text{ кг.}$$

Тогда общая отлётная масса с марсианской орбиты составит примерно 263 кг. С некоторым запасом округлим это значение до 270 кг.

Для отлёта с орбиты Марса с высотой $H_{орб} = 200$ км необходимо сообщить аппарату скорость

$$\Delta V = \sqrt{2 \cdot \frac{\mu_M}{R_{орб}}} = \sqrt{2 \cdot \frac{\mu_M}{R_M + H_{орб}}} = \sqrt{2 \cdot \frac{42828,314}{3396,2 + 200}} = 4879 \text{ м/с,}$$

где μ_M – постоянная тяготения Марса, R_M – радиус Марса.

При старте с Земли гравитационные потери составляют примерно 15% от требуемой скорости выведения, тогда по аналогии будем считать, что 4879 м/с – это только 85% требуемой характеристической скорости, которая равна $4879/0.85 = 5740$ м/с.

Тогда аналогично первому случаю

$$D = \left[e^{\frac{\Delta V}{W_{эфф}}} - 1 \right] = e^{\frac{5740}{3381}} - 1 = 4,46.$$

$$M_T = 270 \cdot \frac{4,46}{1 - (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01) - 4,46 \cdot (0,001 \cdot 1 \cdot 3,71 + 0,01 + 0,1)} = 2514 \text{ кг.}$$

В этом случае стартовая масса РН составит $M_0 = 3078$ кг.

В последнем случае масса взлётного модуля значительно возрастает, но снимаются сложности, связанные с его стыковкой с орбитальным модулем для возврата на Землю.

Заключение

В работе рассмотрены вопросы, связанные с общим проектированием взлётного модуля марсианского посадочного аппарата, предназначенной для отработки системы возвращения полезного груза с Марса на Землю. В работе проведён анализ конструкции модуля и связанных с ним систем, проведён расчёт массы взлётного модуля в вариантах: с использованием орбитального модуля для возврата на орбиту Земли и без него.

Список литературы

1. Свободная энциклопедия «Википедия» [Сайт]. Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (Дата обращения 28.11.2014).
2. Лунные полёты [Электронный ресурс] // Космическая энциклопедия «Astronote», 2014. Режим доступа: <http://www.astronaut.ru/> (Дата обращения 28.11.2014).
3. Весь Марс [Сайт]. Режим доступа: <http://allmars.net/> (Дата обращения 28.11.2014)
4. Межпланетные космические станции [Электронный ресурс] // Космонавтика.ru, 2014. Режим доступа: http://kosmonavtika.ru/tehnika_stancii.php (Дата обращения 28.11.2014).
5. Автоматическая станция «Луна-16» [Электронный ресурс] // Официальный сайт НПО им. С.А. Лавочкина, 2014. Режим доступа: <http://www.laspase.ru/rus/luna16.html> (Дата обращения 28.11.2014).
6. Автоматическая станция «Луна-24» [Электронный ресурс] // Официальный сайт НПО им. С.А. Лавочкина, 2014. Режим доступа: <http://www.laspase.ru/rus/luna24.html> (Дата обращения 28.11.2014).
7. Марсоходы или начало нового этапа в исследованиях Марса [Электронный ресурс] // Сайт проекта «Марс – Красная Звезда», 2014. Режим доступа: <http://galspace.spb.ru/index37.html> (Дата обращения 28.11.2014).
8. Ракета-носитель «Рокот» [Электронный ресурс] // Официальный сайт ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 2014. Режим доступа: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=43> (Дата обращения 28.11.2014).
9. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта. М.: Наука, 1981. 469 с.
10. Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1980. 512 с.

Приложения

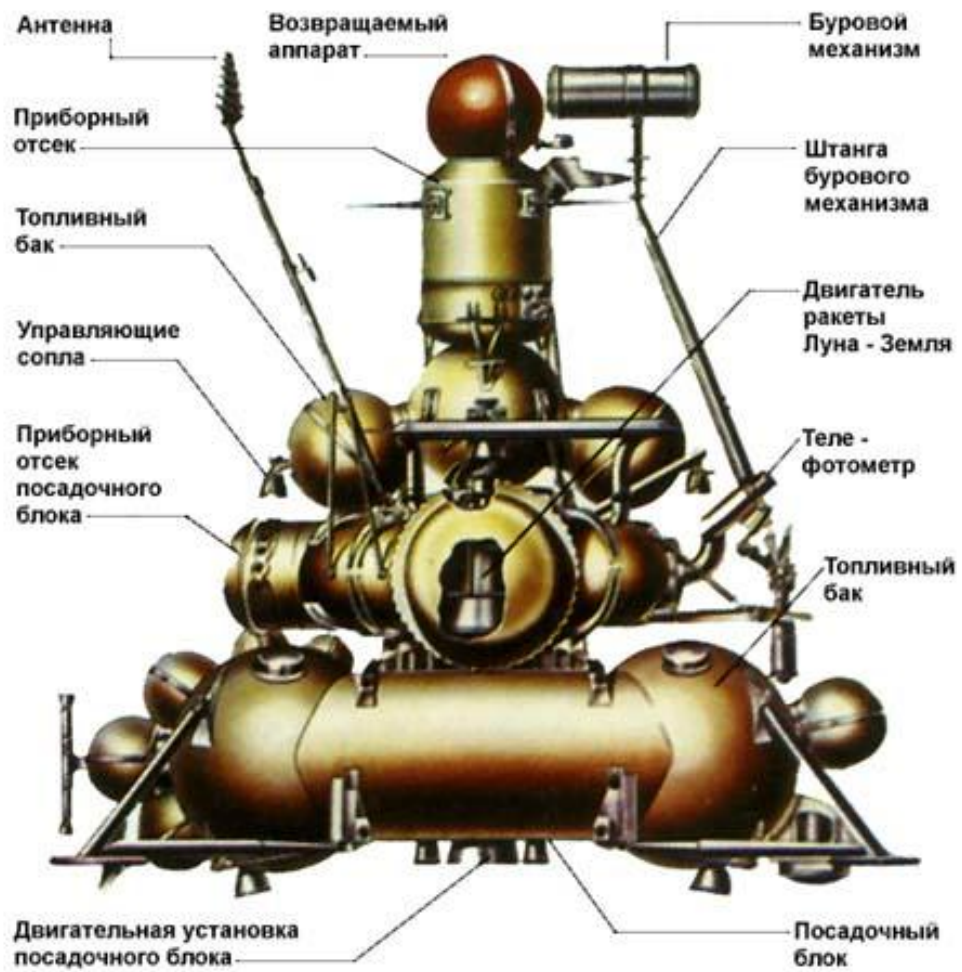


Рис. 1. АМС "Луна-24"

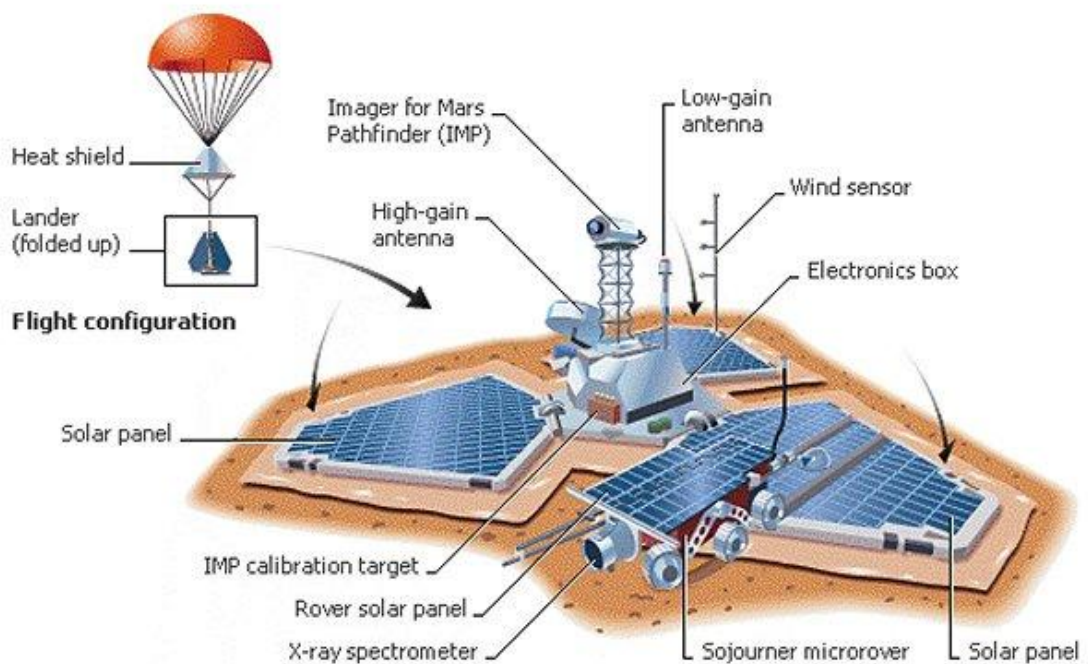


Рис. 2. Посадочный модуль АМС "Марс Пасфайндер" и марсоход "Соджорнер"

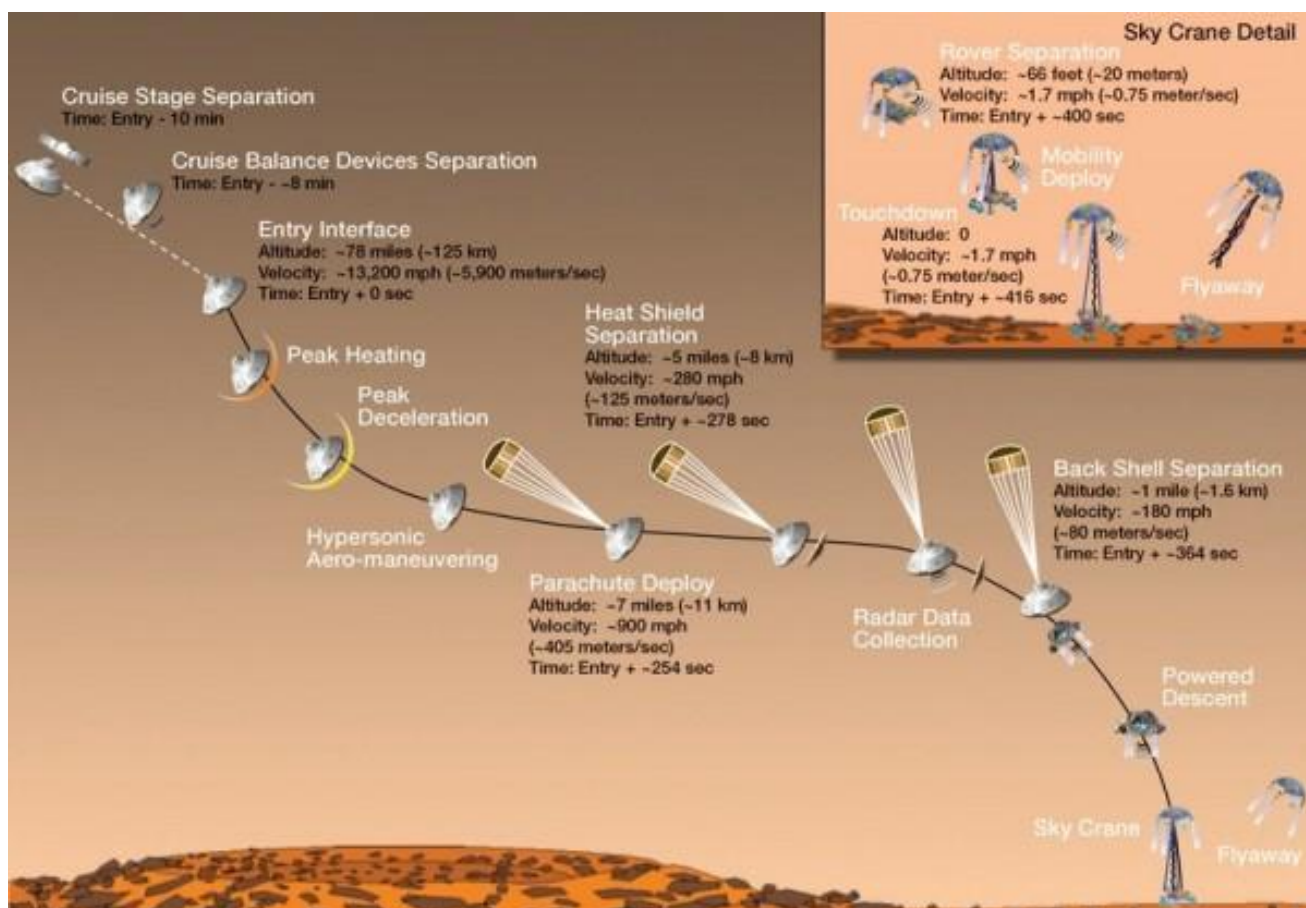


Рис. 3. Схема посадки марсохода "Кьюриосити"

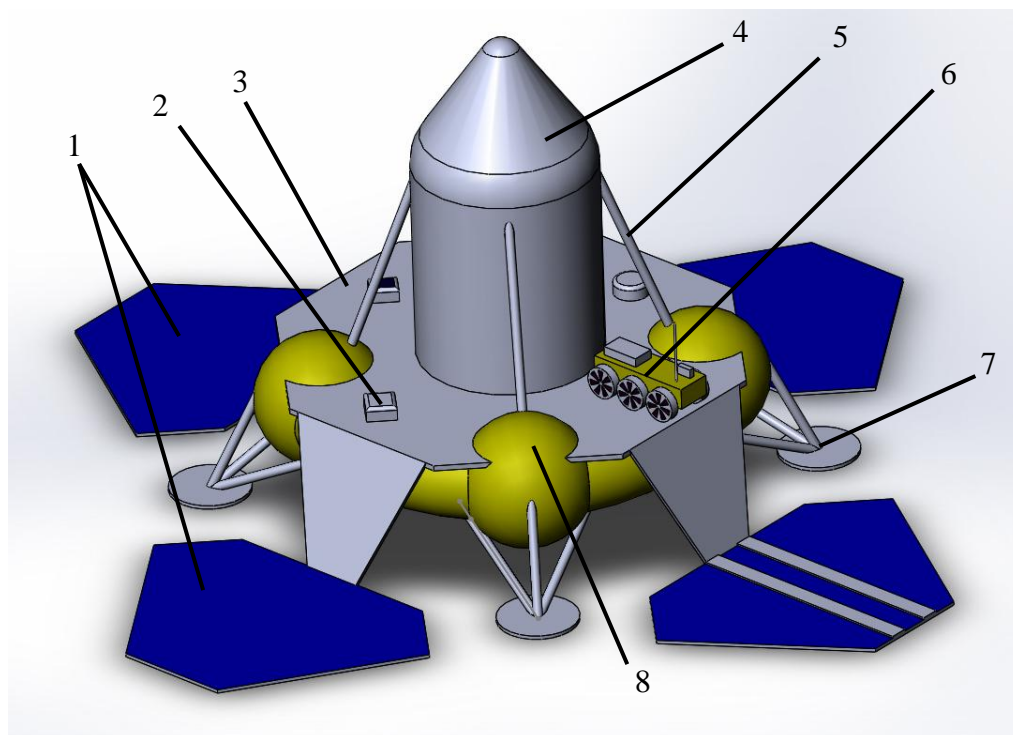


Рис.4. Посадочный блок в рабочем положении после посадки:
 1 – солнечные батареи, 2 – различные приборы, 3- верхняя панель, 4 – ракета-носитель,
 5 – амортизирующая штанга, 6 – марсоход, 7 – амортизирующая опора, 8 – силовая конструкция и приборные осеки

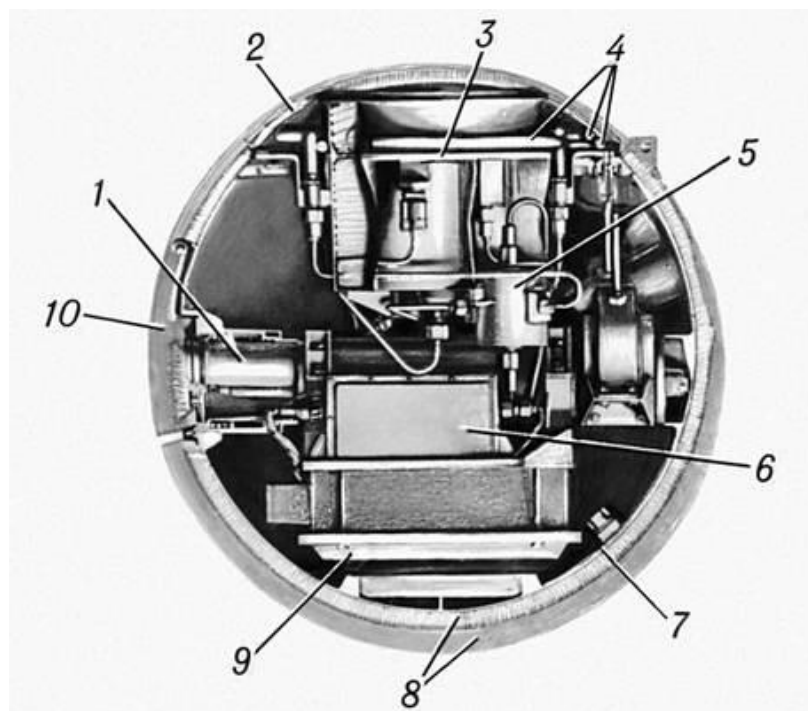


Рис. 5. Схема возвращаемого аппарата АМС Луна-20: 1 – контейнер для грунта; 2 – крышка парашютного отсека; 3 – парашютный отсек; 4 – антенны; 5 – антенный переключатель; 6 – передатчики; 7 – корпус возвращаемого аппарата; 8 – теплоизоляция; 9 – аккумуляторная батарея; 10 – крышка



Рис. 6. Реактивный посадочный блок марсохода "Кьюриосити"

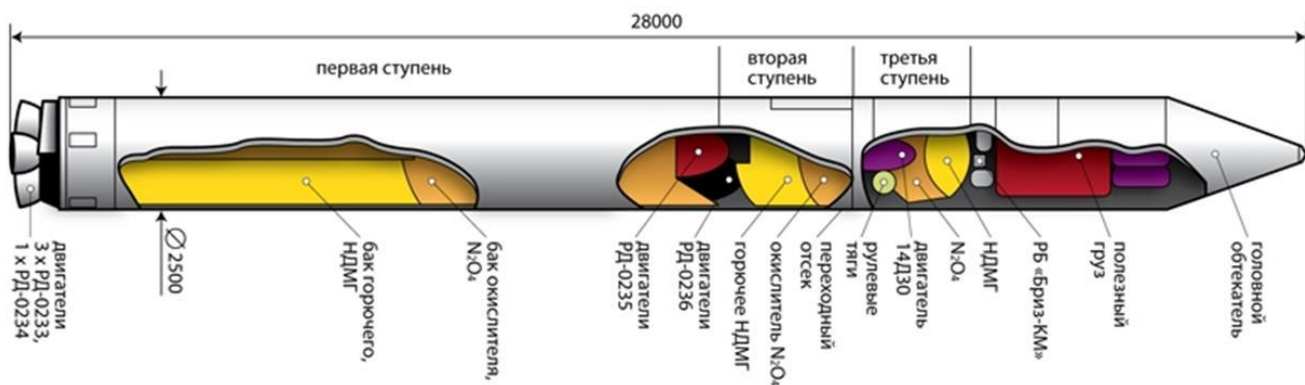


Рис. 7. Ракета-носитель «Рокот»

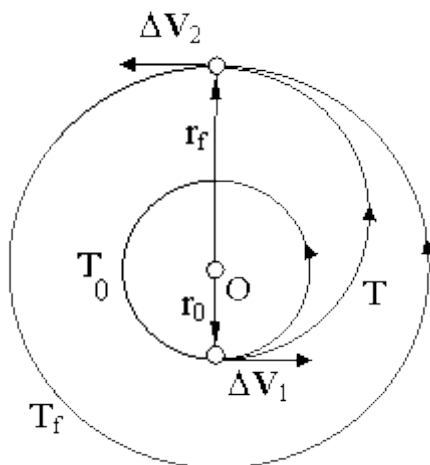


Рис. 8. Пример схемы межпланетного перелёта по Гоману