

Глава 16

ПОЛЕТЫ К МАРСУ

§ 1. Траектории в случае упрощенной модели планетных орбит

Некоторые важные закономерности межпланетных полетов удобно рассмотреть на примере полетов к Марсу, ставшему в определенном смысле уже доступной планетой. Будем сначала по-прежнему пользоваться упрощенной моделью планетных орбит.

Минимальная скорость отлета с Земли, обеспечивающая достижение орбиты Марса, равна 11,567 км/с при старте с поверхности Земли. Скорость схода с орбиты высотой 200 км составляет 3,613 км/с.

По-прежнему рассматривая касательные орбиты перехода, будем несколько увеличивать начальные скорости v_0 . При этом, как видно из приводимой табл. 12, скорость $v_{\text{вых}}$ будет увеличиваться значительно сильнее, чем v_0 . Афелии новых орбит будут находиться за орбитой Марса. Как видно из рис. 138, точки пересечения (1, 2, 3, ...) орбиты перехода с орбитой Марса будут очень сильно сдвигаться (гораздо сильнее, чем увеличивается афелийное расстояние), хотя начальная скорость увеличилась очень мало. Вследствие этого резко сокращается длина пути, покрываемого космическим аппаратом, а следовательно, и продолжительность перелета. Увеличение скорости движения играет второстепенную роль в сокращении времени перелета.

При начальной скорости $v_0=11,8$ км/с (траектория II на рис. 138) Марс достигается через 164,5 сут после старта, т. е. на 3 месяца быстрее, чем при минимальной скорости. При $v_0=12$ км/с перелет сокращается еще на 20,4 сут. Дальнейшие прибавки начальной скорости делаются все менее эффективными, но все же при $v_0=13$ км/с (траектория IV) перелет продолжается 105 сут, а при $v_0=16,653$ км/с (третья космическая скорость) — лишь 69,9 сут (парабола V на рис. 138). Дальнейшее увеличение начальной геоцентрической скорости v_0 , т. е. использование гиперболических гелиоцентрических траекторий, дает выигрыш во времени, слишком ничтожный по сравнению с дополнительными затратами топлива.

Таблица 12. Касательные траектории полетов к Марсу (рис. 138)

Характеристика	Траектория							
	<i>I</i> (гомаиов- ская)	<i>II</i>	<i>III</i>	<i>IV</i>	<i>V</i> (парабо- лическая)	<i>II'</i>	<i>III'</i>	<i>IV'</i>
Начальная геоцентрическая скорость, приведенная к поверхности Земли, v_0 , км/с	11,567	11,800	12,000	13,000	16,653	11,800	12,000	13,000
Геоцентрическая скорость выхода $v_{\text{вых}}$, км/с	2,945	3,757	4,344	6,623	12,337	3,757	4,344	6,623
Гелиоцентрическая скорость выхода $V_{\text{вых}}$, км/с	32,729	33,542	34,129	36,409	42,122	33,542	34,129	36,409
Период обращения P , сут	517,8	583,5	641,7	1015,3	∞	583,5	641,7	1015,3
Большая полуось a , а. е.	1,262	1,367	1,456	1,977	∞	1,367	1,456	1,977
Эксцентриситет	0,208	0,268	0,313	0,494	1,0	0,268	0,313	0,494
Афелийное расстояние, а. е.	1,524	1,734	1,911	2,954	∞	1,734	1,911	2,954
Угловая дальность, град	180	128,8	116,3	92,3	71,8	231,2	243,7	267,7
Продолжительность перелета, сут	258,9	164,5	144,1	105,2	69,9	419,0	497,6	910,1
Дуга, проходимая Землей, град	255,2	162,1	142,0	103,7	68,9	413,0	490,4	897,0
Дуга, проходимая Марсом, град	135,7	86,2	75,5	55,1	36,6	219,6	260,7	476,9
Угол начальной конфигурации ψ , град	44,3	42,6	40,8	37,2	35,2	11,6	-17,0	-209,2
Момент старта, отсчитываемый от момента конфигурации I , сут	0,0	3,7	7,6	15,4	19,7	70,8	132,8	549,2
То же от момента противостояния Марса, сут	-96,0	-92,3	-88,4	-80,6	-76,3	-25,1	+36,8	+453,2
Расстояние Земля—Марс в конце полета, а. е.	1,595	0,880	0,759	0,579	0,528	2,524	2,128	1,833
То же, млн. км	238,6	131,7	113,5	86,5	78,9	377,5	318,3	274,2

Старт на любую из выбранных траекторий возможен один раз за синодический период обращения Марса, равный 780 сут (26 месяцев), когда конфигурация Земли и Марса относительно Солнца соответствует необходимому начальному значению.

Как видно из табл. 12, углы начальных конфигураций для крайних траекторий I и V отличаются лишь на $9,1^\circ$, что соответствует разнице в 19,7 сут. Итак, полет к Марсу по касательным траекториям с начальной скоростью в диапазоне между минимальной и третьей космической возможен лишь в течение благоприятного периода длительностью 20 сут в течение всего синодического периода. Этот благоприятный период начинается за 96 сут до противостояния.

Правда, следует сделать одну оговорку. Если запланировать полет таким образом, чтобы встреча космического аппарата с Марсом произошла не в первой, а во второй точке пересечения им орбиты Марса ($2'$, $3'$ или $4'$), т. е. после прохождения им афелия орбиты перехода («баскетбольная» траектория), то старт делается возможным

(и необходимым!) и после упоминавшихся 20 сут: по траектории II' ($v_0=11,8$ км/с) — за 25,1 сут до противостояния, по траектории III' ($v_0=12$ км/с) — через 36,8 сут после противостояния, по траектории IV' ($v_0=13$ км/сек) — через 15 месяцев. Но эти траектории характеризуются крайне длительными сроками перелетов (419, 498 и 910 сут!), так как их длина очень велика, а скорость движения вдали от Солнца мала.

Как видно из рис. 138 и из табл. 12, «быстрые» траектории II—V имеют помимо своего основного свойства еще одно преимущество перед траекторией минимальной скорости I. В момент сближения космического аппарата с Марсом расстояние от Земли до точки сближения равно 239 млн. км для траектории I, 132 млн. км — для траектории II и лишь 79 млн. км — для параболической траектории V. В последнем случае конфигурация Земли и Марса в конце полета близка к противостоянию. «Быстрые» траектории, таким об-

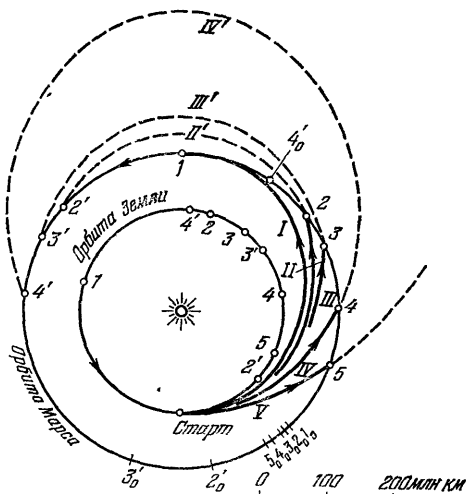


Рис. 138. Траектории полета к Марсу, касающиеся орбиты Земли. Арабские цифры на орбитах Земли и Марса указывают положения этих планет в момент сближения космического аппарата с Марсом при движении по траектории, обозначенной соответствующей римской цифрой. Цифры с нулевыми индексами показывают начальные положения Марса.

разом, благоприятствуют условиям радиосвязи. (Это их свойство с прогрессом радиоэлектроники уже потеряло, однако, свое значение.) Любопытно, что с этой точки зрения максимально неудобной является 419-суточная траектория II' : дальность радиосвязи в момент сближения аппарата с Марсом является при этом максимальной (377,5 млн. км), так как Земля и Марс оказываются в диаметрально противоположных точках своих орбит. Из-за радиопомех со стороны Солнца радиосвязь затруднена, даже если не считать орбиты лежащими в точности в одной плоскости.

Выскажем некоторые соображения о чувствительности траектории к ошибкам в величине начальной скорости.

При малых начальных скоростях отлета с Земли начальные ошибки вызывают большие ошибки в величине геоцентрической скорости выхода, чем это бывает при больших начальных скоростях. Это видно, например, из того, что при старте со скоростью 11,567 км/с космический аппарат подходит к границе сферы действия Земли со скоростью 2,945 км/с, а при старте, скажем, с четвертой космической скоростью почти не успевает замедлить свой полет. Эта причина способствует меньшей чувствительности «быстрых» траекторий к ошибкам.

Однако перевешивают другие обстоятельства. При малых скоростях отлета с Земли возможна взаимная компенсация двух эффектов начальной ошибки: смещения точки пересечения орбиты Марса и изменения времени перелета (аналогично § 5 гл. 8). Наконец, быстрые траектории приводят к возрастанию марсианоцентрической скорости входа в сферу действия, а это уменьшает эффективный радиус Марса (см. § 5 гл. 13). Поэтому в целом быстрые траектории более чувствительны к ошибкам, чем медленные. Наиболее же чувствительны к ошибкам «баскетбольные» траектории II' , III' , IV' (рис. 138).

Следует отметить, что, за исключением траектории I , рассматривавшейся нами касательные траектории не являются оптимальными с точки зрения необходимой начальной скорости v_0 . Например, перелет в точку 5 орбиты Марса может с меньшими затратами топлива происходить не по параболической, а по эллиптической траектории, котрая не касается орбиты Земли, а пересекает ее под некоторым углом. Аналогично и траектории II , III , IV могут быть заменены оптимальными. Но для траекторий II и III это не дает, конечно, значительного выигрыша в скорости. Это видно из того, что сами траектории II и III требуют начальных скоростей, мало отличающихся от той, которая необходима для осуществления перелета по полуэллиптической траектории I . Оптимальные траектории, которыми можно было бы заменить траектории II и III , должны пересекать орбиту Земли под небольшими углами. На рис. 138 они были бы почти неотличимы от траекторий II и III ,

§ 2. Влияние эксцентриситета и наклона орбиты Марса

До сих пор мы рассматривали полеты к Марсу в упрощенной постановке задачи, считая орбиты Земли и Марса круговыми и лежащими в одной плоскости. Между тем орбита Земли имеет небольшой, а орбита Марса — сравнительно значительный эксцентриситет, причем оси эллипсов не совпадают между собой. Поэтому невозможна орбита перехода, касающаяся одновременно орбиты Земли и орбиты Марса. Однако перелет из некоторой точки орбиты Земли в диаметрально противоположную точку орбиты Марса, конечно,

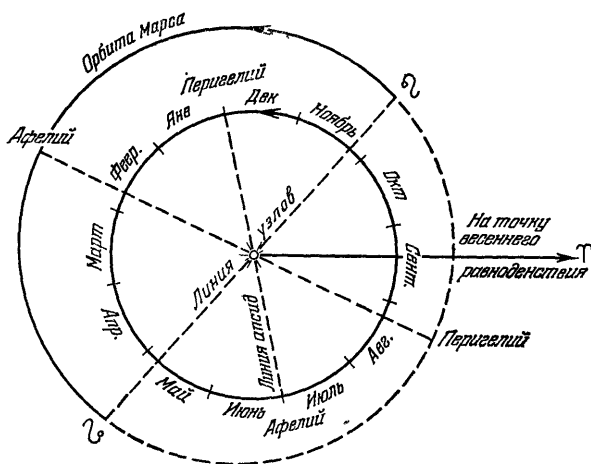


Рис. 139. Взаимное расположение орбит Земли и Марса. Штриховой дугой показана часть орбиты Марса, находящаяся южнее плоскости эклиптики.

возможен. Условно можно называть соответствующую траекторию гомановской, хотя, строго говоря, этот термин следует употреблять, только когда речь идет о переходе между круговыми орбитами.

На рис. 139 показано взаимное расположение орбит Земли и Марса. Расстояние от Земли до Марса в противостоянии в разные эпохи изменяется довольно значительно: от 55 700 000 до 101 200 000 км, т. е. почти в два раза. Противостояния, соответствующие минимуму этой величины, называются *великими*. Они наступают через 15 или 17 лет. Это происходит тогда, когда Марс находится вблизи своего перигелия, а Земля прошла свой афелий (рис. 139).

Среди неспециалистов существует ошибочное мнение, будто бы наиболее выгоден старт к Марсу, когда наступает великое противостояние. Достаточно одного взгляда на рис. 139, чтобы убедиться в нелепости такого утверждения. В самом деле, в эпоху великого противостояния Марс находится вблизи своего перигелия, и стар-

товать в это время — значит целиться в афелий, куда Марс вообще не успеет подойти за время перелета. Но если даже стартовать за 3 месяца перед великим противостоянием, чтобы соблюдалась начальная конфигурация, место встречи с Марсом будет находиться далеко от его перигелия, а это требует заведомо больших энергетических затрат, чем если бы под прицелом находился перигелий. Разница между начальными скоростями, достаточными для достижения Марса в перигелии и в афелии, сравнительно невелика (вспомним, как легко достигалось увеличение афелийного расстояния орбиты перехода, см. рис. 138). Мало сказывается и тот факт, что скорость Земли в разных точках ее орбиты неодинакова по величине: орбита Земли все-таки очень мало отличается от круговой. Неравноправие отдельных частей марсианской орбиты приводит к некоторому неравноправию эпох, когда Земля и Марс находятся в конфигурациях, благоприятствующих старту межпланетной ракеты. При этом в разные эпохи аналогичные траектории (с одинаковой угловой дальностью) будут не совсем одинаковы и моменты старта будут отделяться периодом не в 780 сут, а каким-то другим, близким к нему.

Мы останавливаемся на числовых оценках эффектов эллиптических орбит, так как они отступают на задний план перед следствиями, вытекающими из несовпадения плоскостей орбит Земли и Марса. Последнее обстоятельство коренным образом меняет всю картину. Плоскость орбиты Марса образует с плоскостью эклиптики угол $1,85^\circ$.

Точки, в которых орбита Марса пересекает плоскость эклиптики, называются *узлами* его орбиты (см. рис. 139). Марс лишь дважды в течение своего оборота вокруг Солнца оказывается в узле — *восходящем* Ω , если Марс пересекает плоскость эклиптики с юга на север, или *нисходящем* ω в противоположном случае. В остальное время Марс находится на некотором расстоянии от плоскости эклиптики (оно может достигать 7,6 млн. км). Если, глядя на рис. 138, мы представим себе, что Марс в точке 1 своей орбиты отклонен от плоскости чертежа, то станет ясно, что траектория 1 не сможет привести к сближению с планетой. Промах, если точка находится далеко от линии узлов (линии пересечения плоскостей орбит), заведомо составит миллионы километров.

Любая пассивная траектория перелета с Земли на Марс должна лежать в плоскости, проходящей через три точки: Землю (в момент старта), Солнце, Марс (в конце перелета). Поэтому теоретически можно достичь Марс и в том случае, если он «приподнят над плоскостью чертежа», но для этого полет должен происходить в плоскости, перпендикулярной к чертежу. При этом гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли должна быть перпендикулярна к скорости Земли. Простое геометрическое построение и расчет по формулам (1) или (2) § 2 гл. 13 дают чудовищ-

ную величину соответствующей начальной скорости — 45 км/с! Такой полет неосуществим при использовании химических топлив.

Полет с Земли в диаметрально противоположную точку орбиты Марса (угловая дальность 180°) возможен лишь в том случае, если он начинается и кончается на линии узлов. Но рассчитывать на то, что в тот момент, когда Земля окажется на линии узлов, конфигурация планет будет подходящей для начала гомановского перелета, значило бы надеяться на чудо. Такой случай слишком редок. Поэтому на практике должны использоваться траектории, наклоненные под сравнительно небольшим углом к плоскости эклиптики, с угловой дальностью меньше 180° .

Если старт происходит в момент, когда Земля находится сравнительно недалеко от линии пересечения плоскостей орбит Земли и Марса, то траектория не очень сильно отличается от полуэллиптической. Именно так обстояло, например, дело при старте советской автоматической межпланетной станции «Марс-1», запущенной в сторону Марса 1 ноября 1962 г. Если же точка старта находится далеко от линии пересечения плоскостей орбит, то угол наклона увеличивается (что требует лишних затрат топлива), а угловая дальность уменьшается, т. е. волей-неволей приходится пользоваться «быстрой» траекторией.

Наконец, существует возможность достичь прямо противоположной точки орбиты Марса, совершив следующий сложный маневр [4.13, 4.24]. Сначала космический аппарат направляется в плоскости земной орбиты. Когда же, двигаясь в этой плоскости, он оказывается на линии пересечения плоскостей орбит Земли и Марса, включается корректирующая двигательная установка, и аппарат переходит на новую орбиту, лежащую в плоскости орбиты Марса, двигаясь по которой и достигает цели. Можно принять, что поворот плоскости траектории потребует импульса скорости порядка 0,5 км/с [4.13]. Этот маневр может во многих случаях оказаться более выгодным, чем движение с самого начала по траектории, не лежащей ни в плоскости орбиты Земли, ни в плоскости орбиты Марса.

Все сказанное сравнительно мало отражается на благоприятных периодах старта к Марсу. Укажем эти периоды для нескольких прошедших и предстоящих лет: сентябрь — октябрь 1960 г., октябрь — ноябрь 1962 г., ноябрь — декабрь 1964 г., декабрь 1966 г. — январь 1967 г., февраль — март 1969 г., май — июнь 1971 г., июль — август 1973 г., август — сентябрь 1975 г., сентябрь — октябрь 1977 г., октябрь — ноябрь 1979 г., декабрь 1981 г. — январь 1982 г., январь — февраль 1984 г., апрель — май 1986 г., июнь — июль 1988 г., август — сентябрь 1990 г. [4.13, 4.24, 4.38].

В каждом из указанных периодов существует дата, позволяющая совершить полет к Марсу при минимальной скорости отлета с Земли. Эти даты разделены промежутками, не равными 780 сут. Соответствующие начальные конфигурации характеризуются уг-

ламп, не равными 44° ¹⁾). Угловая дальность почти всегда далека от 180° . Продолжительность же перелета может очень сильно отличаться от длительности полета по гомановской траектории. Достаточно вспомнить, что, как выше было показано, даже полет с третьей космической скоростью должен начинаться все в тот же благоприятный сезон, а ведь этот полет продолжается всего лишь 70 сут.

Старт, произведенный за пределами благоприятного периода, продолжающегося один — два месяца [4.24]²⁾, приводит к резкому падению полезной нагрузки. Сами благоприятные периоды благоприятны по-разному. Различия между ними могут быть более существенны, чем различия между траекториями, начинающимися в один и тот же благоприятный период. Для сравнения благоприятных периодов наибольшее значение имеет близость Земли в момент старта к линии узлов. В настоящую эпоху (обстоятельства медленно меняются в связи с вековыми возмущениями планетных орбит) Земля проходит линию узлов в начале ноября и в начале мая. Поэтому «окна стартов» в 1964, 1971, 1979, 1986 гг. особенно благоприятны.

Отлет с минимальной скоростью, соответствующей семейству «баскетбольных» траекторий (угловая дальность больше 180°) может происходить где-то с самого края какого-либо из указанных выше благоприятных периодов или недалеко от его границы. При этом в некоторые годы (1973, 1988) продолжительность перелета по оптимальной «баскетбольной» траектории может превышать более чем на 200 сут продолжительность оптимального перелета с угловой дальностью, меньшей 180° [4.38].

Повторение циклов благоприятных периодов (т. е. наступление столь же благоприятного периода, как когда-то раньше), происходит через период великого противостояния Марса.

Особо расположены «окна стартов» при использовании попутного облета Венеры (см. гл. 17).

§ 3. Географические условия старта к Марсу

Обратившись к тому, что говорилось в § 2 гл. 13 о географических условиях старта при межпланетных полетах, мы легко поймем, что окружность наземных стартов, соответствующая полетам к Марсу, должна быть расположена на тыльной стороне Земли (по отношению к ее движению вокруг Солнца), в стороне, противоположной желаемому направлению выхода из сферы действия Земли.

¹⁾ Правда, в течение каждого благоприятного периода такая конфигурация наступает, и это позволяет легко находить эти периоды, отсчитывая синодические периоды от определенной даты

²⁾ Высказывалось мнение [4.13], что продолжительность благоприятного для полета к планете периода равна в общем случае 4% от синодического периода. Для Марса это составляет 1 месяц.

Из рис. 140 видно, что зимой и летом (для северного полушария) центр этой окружности должен лежать вблизи экватора, весной — примерно на северном тропике, а осенью — вблизи южного тропика. Поскольку радиус окружности наземных стартов при полете к Марсу с минимальной скоростью заведомо меньше 30° (это вытекает из формулы (3) в § 2 гл. 13), стартовать с территории Советского Союза,

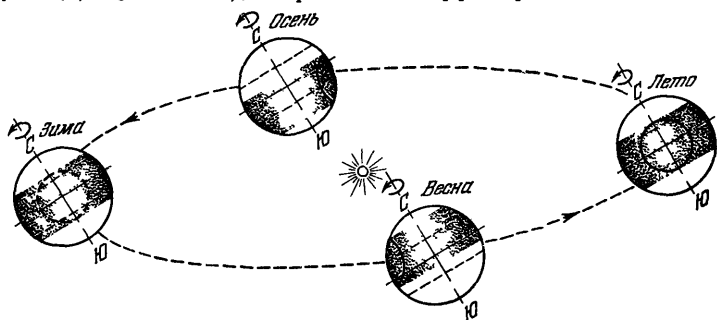


Рис. 140 Географические условия старта к Марсу. Указаны времена года для северного полушария

самый южный пункт которого расположен под 35° с. ш., удобнее всего весной в те моменты, когда вследствие суточного вращения Земли космодром пересекает указанную окружность.

Для стартовых площадок, расположенных в северном полушарии, наиболее благоприятны те сезоны полетов к Марсу, которые приходится на весну, менее же благоприятны осенние сезоны. Для космодромов в южном полушарии дело обстоит формально таким же образом, так как южная весна совпадает с северной осенью.

Благоприятные сезоны 1969 и 1971 гг. приходились на весну и начало лета в северном полушарии, что сделало возможным прямые (без выхода на околоземную орбиту) запуски американских космических аппаратов в сторону Марса с мыса Канаверал.

§ 4. Посадка на Марс

Скорость сближения с Марсом космического аппарата (скорость падения) минимальна при гомановском перелете и равна $5,7$ км/с. Ее можно принять за скорость входа в атмосферу, расчетную высоту которой считают равной 100 км [4 39].

Сравнительно малая скорость входа в атмосферу и, главное, малая плотность атмосферы Марса приводят к благоприятным условиям для посадки космического аппарата. Даже при вертикальном баллистическом входе в атмосферу с параболической скоростью максимальная перегрузка не превысит 50 . Это значит, что для автоматических аппаратов не страшен никакой угол входа. Но оказы-

вается, что и для пилотируемых аппаратов (предельный коэффициент перегрузки равен 10) дело обстоит очень хорошо. Коридор входа даже при баллистическом спуске имеет ширину 320 км, а при аэродинамическом качестве, равном единице, его ширина составляет 440 км. При входе в атмосферу Марса со скоростью вчетверо большей, чем местная круговая (14 км/с), предельная перегрузка не будет превышена, даже если спускаемый аппарат обладает малым аэродинамическим качеством (меньше единицы) [4 14]. Использование большого аэродинамического качества будет затруднительно, так как потребует больших крыльев [4 13].

Малая плотность атмосферы Марса делает возможным крутой вход в нее, а значит, было бы возможно и целесообразно осуществить аэродинамическое торможение в нижних, наиболее плотных, слоях атмосферы. Предел тут кладет опасность неожиданной ударной встречи с поверхностью еще до раскрытия парашютной системы из-за незнания нами рельефа Марса. Для увеличения торможения посадочный аппарат снабжается лобовым экраном (аэродинамическим конусом) сравнительно большого диаметра (3,52 м у американского аппарата «Викинг»). На последнем этапе посадки, кроме парашютной системы большой площади, необходимо использовать после ее отбрасывания реактивное торможение с помощью бортовой тормозной установки. Лучше совершать посадку в районах, расположенных ниже среднего уровня планеты, где плотность атмосферы больше. Дополнительная трудность заключается в ураганных ветрах, дующих на Марсе (до 150 м/с). Поверхность в районе посадки должна удовлетворять определенным требованиям в отношении свойств грунта и крутизны склонов.

Целесообразно спускаться на Марс лишь часть космического аппарата — посадочный отсек или несколько таких отсеков. Сам космический аппарат-носитель может при этом, двигаясь по пролетной гиперболической траектории, не войти в атмосферу Марса, а обогнуть его или, уже после отделения посадочных отсеков, выйти на орбиту искусственного спутника Марса

Возможен и иной вариант, когда аппарат-носитель выходит на орбиту спутника вместе с посадочными отсеками, которые лишь после этого отделяются от него и совершают спуск в атмосфере. Этот вариант связан с дополнительными энергетическими потерями, так как тормозной импульс должен сообщаться большей массе. Положение дел здесь коренным образом отличается от того, с которым мы встречались при спуске на Луну. Наличие у Марса атмосферы дает преимущество, существенное в случае ограниченности энергетических ресурсов космического аппарата. Однако при спуске с орбиты делается возможным выбор места посадки.

Максимальная перегрузка при баллистическом спуске с низкой орбиты спутника Марса (например, при высадке на Марс людей) — порядка 1,5, в то время как при аналогичном спуске с низкой ор-

биты спутника Земли она равна примерно 8. Тепловые же потоки меньше, чем при спуске с околоземной орбиты, в 20 раз [4.38].

Впервые в истории мягкая посадка на Марс была осуществлена 2 декабря 1971 г. В 12 ч 14 мин по московскому времени от советской станции «Марс-3», двигавшейся по пролетной траектории, отделился спускаемый аппарат, который через 15 мин с помощью собственного двигателя перешел на траекторию встречи с планетой. Затем аппарат развернулся, чтобы вход в атмосферу произошел под необходимым углом атаки. В 16 ч 44 мин аппарат вошел в атмосферу, и началось аэродинамическое торможение, закончившееся парашютным

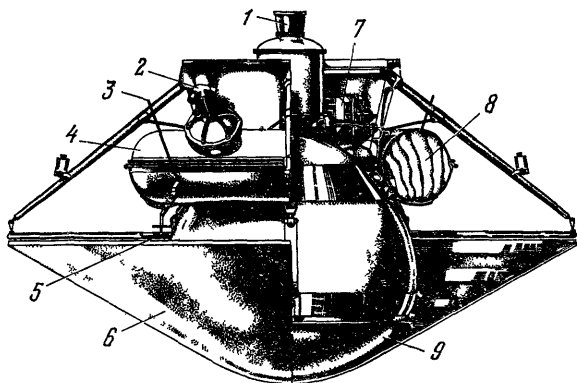


Рис 141 Спускаемый аппарат (СА) «Марс 6» (в правой части — разрез) 1 — двигатель увода СА, 2 — двигатель ввода в действие вытяжного парашюта, 3 — антенны связи со станцией на орбите, 4 — парашютный контейнер, 5 — антенна радиовысотомера, 6 — аэродинамический тормозной конус, 7 — приборы и аппаратура системы автоматического управления, 8 — основной парашют, 9 — автоматическая марсианская станция

спуском. После сброса аэродинамического конуса на высоте 20—30 м по сигналу от радиовысотомера выключился тормозной двигатель мягкой посадки. Парашют был уведен в сторону другим двигателем. Через 1½ мин после посадки в районе между областями Электрис и Фазонтис (145° ю ш, 158° з д) автоматическая марсианская станция была приведена в рабочее состояние, и в 16 ч 50 мин 35 с началась передача видеосигнала. Сигналы от аппарата были записаны на борту станции «Марс-3», к этому моменту уже перешедшей на орбиту искусственного спутника планеты, и затем переданы на Землю. Сигналы были непродолжительными и резко прекратились. Сильнейшая пылевая буря, бушевавшая в это время на Марсе, могла явиться возможной причиной этого печального события.

Аналогичным образом совершалась посадка советской станции «Марс-6» (рис. 141). Главное отличие схемы посадок американских станций «Викинг-1,-2» от описанной выше заключалось в том, что

эти станции предварительно выводились на орбиты спутников Марса вместе с орбитальными отсеками, от которых они отделялись через несколько недель, требовавшихся для выбора места посадки.

§ 5. Искусственные спутники Марса

Радиус оптимальной одноимпульсной орбиты спутника Марса равен 3,60 радиуса Марса, что соответствует высоте 8800 км над поверхностью планеты, причем тормозной импульс, равный местной круговой скорости, составляет 1,873 км/с.

Если мы хотим вывести спутник Марса на круговую орбиту, расположенную выше оптимальной, то выгоднее совершить двухимпульсный маневр, показанный на рис. 123 (§ 7 гл. 13). Подобные орбиты, однако, не представляют большого практического интереса. Исключением, пожалуй, является орбита *стационарного спутника Марса*. Учитывая, что Марс совершает один оборот вокруг своей оси за 24 ч 37 мин 23 с, мы найдем, что радиус стационарной орбиты равен 20 428 км. Со стационарного спутника Марса может наблюдаться 83% поверхности его полушария (соответственно для стационарного спутника Земли — 85%).

При полете к Марсу по гомановской траектории тормозной импульс перехода на низкую орбиту равен 2,128 км/с. Это лишь на 0,255 км/с больше импульса, необходимого для выхода на оптимальную орбиту. Как видим, оптимальность этой орбиты не очень ярко выражена.

Эллиптические орбиты искусственных спутников Марса предоставляют большие возможности для исследования планеты. Их параметры подбираются с учетом требований наблюдений Марса (в частности, учитывается соотношение периода обращения спутника с марсианскими сутками), радиосвязи с Землей (соотношение периода с земными сутками), желательности или нежелательности затмения Марсом Земли (первое полезно для радиопросвечивания атмосферы Марса), удобства ориентации на звезду Канопус (не должен мешать свет Марса и его естественных спутников) и т. д. При выборе высоты перицентра в США учитывалось требование 17-летнего карантина (в течение этого срока космический аппарат не должен был упасть на Марс; минимальная высота 800 км), а также ограниченность запасов топлива — тормозной импульс вместе с корректирующими не должен был превышать 1,65 км/с [4.40]. В случае, если намечается последующий сход с орбиты для возврата к Земле (как, например, при полете человека, см. главу 22), орбита должна соответствующим образом выбираться.

Первые искусственные спутники были выведены на околомарсианские орбиты в 1971 году: 14 ноября — американский аппарат «Маринер-9» (высота перицентра 1390 км, апоцентра 17 920 км, наклонение 64,28°, период обращения 12 ч 34 мин, тормозной импульс

1,6 км/с на высоте 2755 км, скорость после торможения 3,48 км/с), 27 ноября — советская станция «Марс-2» (высота перицентра 1380 км, апоцентра 25 000 км, наклонение $48^{\circ}54'$, период обращения 18 ч), 2 декабря — станция «Марс-3» (около 1500 км, более 200 000 км, 12,5 сут).

Искусственные спутники Марса способны изменять свои орбиты в зависимости от преследуемых целей (см., например, § 6). Орбитальный отсек «Викинга-2» даже менял наклонение орбиты с 57° до 80° .

Для посадки на Марс с орбиты его спутника желательно, чтобы направление обращения спутника совпадало с направлением вращения Марса вокруг его оси. Нетрудно сообразить, что для этого точка входа в сферу действия Марса (расположенная, как мы знаем, на фронтальной ее части) должна находиться с внутренней стороны орбиты Марса. Напомним, что суточное вращение Марса совпадает по направлению с его движением вокруг Солнца (против часовой стрелки, если смотреть на Солнечную систему со стороны северного полюса небесной сферы).

Если выход на орбиту спутника Марса должен происходить с помощью тормозного ракетного импульса, то требования экономии топлива вынуждают выбирать траектории перелета к Марсу, нуждающиеся в минимальной скорости отлета с Земли. Поэтому сезоны старта к Марсу, близкие к моменту, когда Земля пересекает линию узлов орбиты Марса, наиболее благоприятны для запуска спутника Марса [4.24]. Оптимальная гелиоцентрическая траектория перелета к Марсу, когда ставится задача выхода космического аппарата на орбиту его искусственного спутника, несколько отличается от оптимальной траектории, когда целью является пролет Марса или прямое попадание в него. Причина заключается в необходимости минимизировать сумму импульсов — стартового околоземного и тормозного около Марса, а следовательно, в необходимости учета условий входа в сферу действия Марса. Однако разница в датах старта с Земли составляет не более 10—15 сут [4.38].

Весьма разреженная, но значительно более протяженная, чем земная, атмосфера Марса ограничивает время существования его искусственных спутников. Более чем годовой срок жизни спутников обеспечивается высотой перицентра орбиты, превышающей примерно 1000 км [4.38].

§ 6. Полеты на спутники Марса — Фобос и Деймос

Марс обладает двумя небольшими естественными спутниками. Среднее расстояние Фобоса от центра Марса 9400 км; эксцентриситет орбиты 0,019; наклонение к плоскости экватора $1,8^{\circ}$; период обращения 0,32 сут. Для Деймоса соответственно 23 500 км; 0,031; $1,4^{\circ}$; 1,26 сут. Как показали фотографии, полученные станциями

«Маринер-9» и «Викинг-1, -2», оба естественных спутника представляют собой малые естественные тела неправильной формы, которые можно в приближенном рассмотрении считать трехосными эллипсоидами со следующими размерами главных осей в км: Фобос — 13,5 ($\pm 0,5$); 10,8 ($\pm 0,7$); 9,4 ($\pm 0,7$); Деймос — 7,5 (+3, -1); 6,1 (± 1); $5,5 \pm 1$. Благодаря градиенту гравитации каждый из этих спутников постоянно обращен концом большой оси к Марсу, средняя ось лежит приблизительно в плоскости орбиты, а малая перпендикулярно ей.

Ввиду очень слабого притяжения Фобоса и Деймоса полет на любой из них представляет собой, по существу, операцию встречи и стыковки космического аппарата со спутником. Разница по сравнению со встречей двух спутников Земли будет заключаться, однако, в том, что теперь запуск производится не с поверхности планеты, а «из местной бесконечности».

Вход в сферу действия Марса должен быть произведен таким образом, чтобы плоскость планетоцентрической гиперболы подхода была как можно ближе к плоскости орбиты спутника Марса (т. е. фактически к экваториальной плоскости), а еще лучше — совпадала с ней. Одноимпульсный переход с гиперболы на орбиту спутника Марса будет при этом неоправдан. Во-первых, очень маловероятно, чтобы Фобос или Деймос оказался как раз в точке перехода с гиперболы на орбиту. Во-вторых, двухимпульсный переход более выгоден энергетически, так как орбиты и Фобоса и Деймоса расположены выше оптимальной (для одноимпульсного маневра) орбиты. Особенно это существенно при полете на Деймос.

Поэтому наиболее подходящим будет двухимпульсный маневр. Тормозной импульс в перицентре гиперболы подхода переведет космический аппарат на промежуточную орбиту искусственного спутника Марса, касающуюся или пересекающую орбиту естественного спутника планеты. Промежуточная орбита должна быть выбрана таким образом, чтобы через некоторое время искусственный и естественный спутники встретились в общей точке их орбит (возможно, после нескольких оборотов). Здесь дополнительный ракетный импульс должен будет уравнять векторы скоростей спутников. Желательно, чтобы перицентр гиперболы подхода был как можно ближе к атмосфере Марса (см. § 7 гл. 13), а апоцентр промежуточной орбиты — к орбите естественного спутника (лежал бы снаружи орбиты, а еще лучше — на ней). При этом расход топлива был бы минимальным.

Наконец, можно с помощью тормозного импульса в перицентре гиперболы подхода перевести космический аппарат на к р у г о в у ю орбиту ожидания и дожидаться конфигурации космического аппарата и Фобоса или Деймоса, позволяющей совершить гомановский перелет к естественному спутнику Марса. Но это уже будет трехимпульсный маневр с большой суммарной характеристической скоростью.

Если вначале плоскости гиперболы подхода и орбиты естественного спутника не совпадали, то нужно стремиться к тому, чтобы каждый импульс скорости одновременно сближал эти плоскости [4.24].

Можно надеяться, что удастся заменить первый ракетный тормозной импульс «даровым» торможением в марсианской атмосфере и тем самым добиться значительного энергетического выигрыша.

После уравнивания скоростей космического аппарата и спутника Марса предстоит его причаливание к спутнику, мало отличающееся от обычной стыковки.

Все вышесказанное — дело возможного будущего. До сих же пор совершались только более или менее близкие пролеты искусственных спутников Марса мимо естественных. Орбиты орбитальных отсеков аппаратов «Викинг-1, -2» специально корректировались, чтобы их периоды обращения стали соизмеримы с периодами естественных спутников, благодаря чему делались возможными периодические пролеты на более или менее близких расстояниях «Викинга-1» мимо Фобоса и «Викинга-2» мимо Деймоса. При этом по возмущениям орбит искусственных спутников определялись массы Фобоса и Деймоса. Удалось сфотографировать Фобос с расстояния 89,9 км и Деймос с расстояния 23 км (в последнем случае были различимы детали в 2—3 м). Вращение космического аппарата по специальной программе позволяло избежать смазывания деталей на фотографиях во время экспозиции.

Для гравитационного параметра Фобоса была найдена величина $K=0,00066 \text{ км}^3/\text{с}^2$. Если предположить, что Фобос притягивает, как шар радиуса $r^*=10,8 \text{ км}$, то по формуле $\sqrt{2K/r^*}$ оценим величину скорости освобождения в 11 м/с (фактически она разная в разных точках поверхности, причем пользоваться этой формулой, строго говоря, незаконно: Фобос — не шар). Это — скорость падения на Земле с балкона третьего этажа. На Деймосе скорость освобождения меньше. Все же без амортизирующих устройств при причаливании к естественным спутникам Марса, видимо, не обойтись.

§ 7. Облет Марса с возвращением к Земле

Представляет интерес так рассчитать полет, чтобы после выхода из сферы действия Марса космический аппарат, двигаясь по новой гелиоцентрической орбите, пересек орбиту Земли и притом в той ее точке, где в этот момент находится Земля. Таким путем можно возвратить капсулу с космического аппарата на Землю. Очевидно, возвращение имеет особое значение для космического корабля с экипажем. Подобные полеты обычно называют облетами Марса, причем не имеется в виду обязательный пролет над «обратной» стороной Марса.

В предыдущей главе мы встречались с траекториями полета, приводящими к возвращению к Земле через целое или дробное число лет. Если бы Марс не обладал полем тяготения, то любая из этих траекторий, пересекающая орбиту Марса, была бы пригодна для наших целей. Фактически пролет сферы действия Марса приведет к таким возмущениям, что возвращение к Земле в прежней точке ее орбиты не произойдет, но может произойти в новой точке.

Как показывают расчеты, «гравитационный удар» приводит к сокращению общей продолжительности полета Земля — Марс — Земля по сравнению с воображаемым случаем отсутствия поля тяготения у Марса. Так, пролет на близком расстоянии от поверхности Марса сокращает двухгодичное путешествие Земля — Марс — Земля примерно на 60 сут. Марс может быть достигнут как до, так и после достижения афелия орбиты перелета.

Возможны также полеты Земля — Марс — Земля с возвращением к Земле примерно через 3 года. Их траектории близки к орбите искусственной планеты с периодом обращения $\frac{3}{2}$ года [4.8].

Продолжительность перелета Земля — Марс — Земля может быть сокращена на 1 год с помощью активного маневра при облете [4.41]. Благодаря импульсу при облете Марса порядка 1—4 км/с возвращение к Земле может произойти через 450—500 сут. Скорость входа в земную атмосферу при этом, однако, составит 22,5 км/с, в то время как при длительном перелете Земля — Марс — Земля (700—750 сут) вход произойдет со скоростью 12 км/с (при этом импульс вблизи Марса будет менее 0,1 км/с, т. е. будет просто импульсом коррекции) [4.38].

§ 8. Автоматические станции исследуют Марс

Первым космическим аппаратом, запущенным к Марсу, была советская автоматическая станция «Марс-1», стартовавшая 1 ноября 1962 г. Связь со станцией прервалась в марте 1963 г., когда она находилась на расстоянии 106^7 млн. км от Земли.

28 ноября 1964 г. стартовал американский космический аппарат «Маринер-4», прошедший 15 июля 1965 г. на расстоянии 10 000 км от Марса. Были получены 22 снимка, охвативших 1% поверхности Марса, и впервые стало известно о кратерах на Марсе. «Вторая Луна», — писали газеты о Марсе. Ниже мы убедимся в поспешности такого суждения.

24 февраля и 27 марта 1969 г. были запущены американские аппараты «Маринер-6» (начальная скорость 11,49 км/с) и «Маринер-7», которые прошли 31 июля и 5 августа 1969 г. на расстояниях соответственно 3410 и 3200 км от Марса (скорости в перигентрах — 7,88 и 7,18 км/с). Получено 202 снимка (на некоторых виден Фобос на фоне Марса).

19 и 28 мая 1971 г. стартовали советские станции «Марс-2» и «Марс-3», которые вышли на орбиты вокруг Марса 27 ноября и 2 декабря 1971 г. Перед этим от первой станции отделилась капсула с вымпелами, а от второй спускаемый аппарат, совершивший мягкую посадку. Свыше 8 месяцев орбитальные аппараты исследовали поверхность и атмосферу Марса. Фотографирование было осложнено сильной пылевой бурей на Марсе.

После падения в океан 9 мая 1971 г. космического аппарата «Маринер-8» 30 мая был запущен американский аппарат «Маринер-9», который 14 ноября 1971 г. перешел на орбиту вокруг Марса (см. § 5). На Землю было передано 7329 снимков, в том числе фотографии Фобоса и Деймоса с расстояний порядка 5500 км. Фотографирование продолжалось до 27 октября 1972 г.

21 и 25 июля и 5 и 9 августа 1973 г. в направлении Марса были запущены советские станции «Марс-4—7», причем две последних несли спускаемые аппараты. Станция «Марс-4» прошла 10 февраля 1974 г. на расстоянии 2200 км от Марса, передав ряд его фотографий. Отказ тормозного двигателя не позволил перейти на околопланетную орбиту. Станция «Марс-5» 12 февраля вышла на орбиту с расстояниями до центра Марса $5150 \div 39950$ км (эксцентриситет 0,74974), с наклоном $35^{\circ}20'$ и периодом обращения 24 ч 52 мин 50 с и начала передавать фотографии поверхности Марса. Спускаемый аппарат станции «Марс-6» отделился от нее на расстоянии 48 000 км от Марса, перешел на траекторию встречи с планетой и 12 марта достиг поверхности вблизи точки 24° ю. ш., 20° з. д., впервые успев передать данные прямых измерений в атмосфере, начиная с высоты 20 км, до того, как вблизи поверхности прервалась радиосвязь. Сама станция «Марс-6» прошла на расстоянии 1600 км от Марса. Спускаемый аппарат станции «Марс-7» приблизился к Марсу еще 9 марта, но из-за неисправности прошел на расстоянии 1300 км от планеты. Со станций «Марс-4, -5» было получено около 60 снимков района, который не был заснят «Маринером-9» из-за пылевой бури [4.42]; они же ретранслировали на Землю сигналы спускаемого аппарата «Марс-6».

20 августа и 9 сентября 1975 г. стартовали к Марсу космические аппараты «Викинг-1, -2» (рис. 142) массой около 4 т каждый. Аппараты несли посадочные блоки, для каждого из которых были заранее выбраны из 22 возможных районов посадки один определенный основной район посадки и один запасной. 19 июня 1976 г. «Викинг-1» перешел на орбиту вокруг Марса, которая 21 июня путем коррекции была превращена в синхронную (период обращения 24 ч 37 мин), и началось изучение намеченного района посадки. Вскоре выяснилось, что он слишком неровен, и 8 июля после новой коррекции началось фотографирование нового района. Только 20 июля был совершен успешный спуск в район равнины Хриса (первоначально посадка намечалась на 4 июля 1976 г. — день 200-летия независимо-

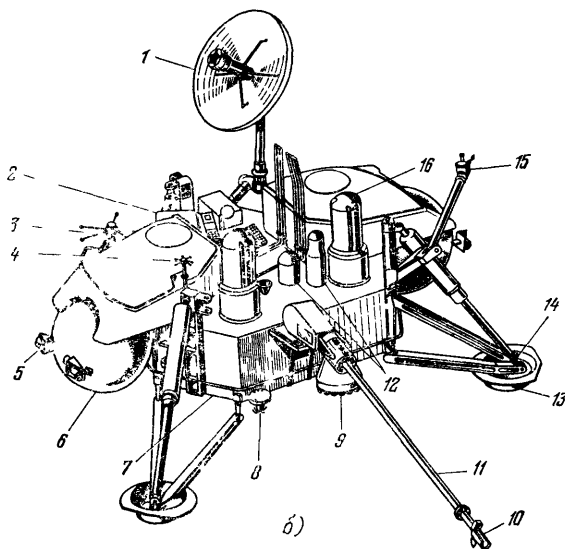
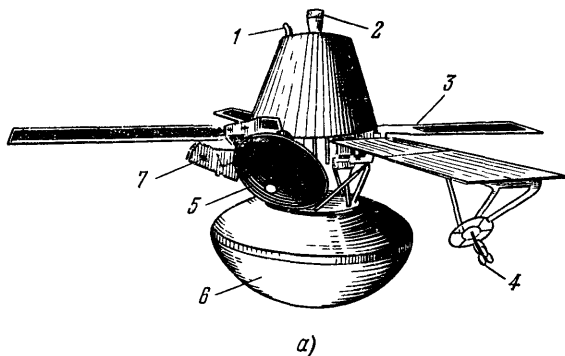


Рис 142 Станция «Викинг» а) общий вид до разделения 1 — вснаправленная антенна, 2 — двигатель ориентации 3 — панель солнечной батареи, 4 — узконаправленная антенна, 5 — антенна ретрансляции, 6 — спускаемый аппарат, 7 — научная аппаратура орбитального блока, б) посадочный блок 1 — остронаправленная антенна, 2 — сейсмометр, 3 — антенна, 4 — приемная антенна, 5 — ЖРД на корпусе посадочного блока (всего 6), 6 — топливный бак, 7 — радиолокатор посадки, 8 — антенна радиовысотомера, 9 — один из трех многокамерных тормозных двигателей, 10 — грунтозаборник, 11 — его штанга, 12 — устройство для приема грунта, 13 — опора посадочного шасси, 14 — температурный датчик, 15 — метеорологические приборы, 16 — фототелевизионная установка

сти США). Аналогичным образом «Викинг-2» перешел на орбиту спутника Марса 7 августа 1976 г. и лишь 4 сентября совершил спуск на равнине Утопия. Началась продолжительная работа по комплексному изучению Марса (а также его естественных спутников) с помощью двух посадочных и двух орбитальных (способных к маневрированию) блоков. Только 25 июля 1978 г. была по команде с Земли выключена аппаратура орбитального блока «Викинг-2» (течь в баллоне со сжатым газом привела бы все равно к отказу микродвигателей системы ориентации). Орбитальный блок «Викинг-1» и оба посадочных блока продолжали работу в 1979 г.

§ 9. Результаты исследований Марса

Космические аппараты передали на Землю колоссальное количество информации, львиная доля которой добыта с помощью «Викингов».

Попробуем дать краткую сводку того, что нам стало известно о Марсе [4.43—4.45].

При составлении гравитационной карты Марса на нем были обнаружены *масконы*.

Магнитное поле Марса имеет в сотни раз меньшую напряженность, чем магнитное поле Земли. *Ось магнитного диполя Марса проходит вблизи экватора*, и наблюдаются воронки — каспы (см. § 2 гл. 6), но они ведут не в районы географических полюсов, а к точкам экватора. Магнитосфера Марса сдута на ночную сторону солнечным ветром. Она не может защитить атмосферу дневной стороны от потоков солнечного ветра, но увеличивает ширину магнитосферного хвоста [4.43].

Температура поверхности Марса вблизи экватора: днем плюс 10—20°C, ночью минус 60—70°C, в полярных зонах — до минус 130°C. Возле грунта ночью стелется туман из частиц водяного льда. В атмосфере до высоты 30 км всегда много частиц поверхностной пыли. *Небо на Марсе розовое или оранжевое*.

Атмосферное давление в местах посадки «Викингов» — 7,6 и 8,1 мбар (на Земле на уровне моря 1013 мбар), в глубоких низинах — 10 мбар, на высочайших вершинах 1÷2 мбар. Только на четверти поверхности Марса давление таково, что при 273 К (0°C) могли бы существовать открытые жидкие водоемы.

Ветер у поверхности вблизи «Викингов» регулярно менял направление в течение суток. Его средняя скорость за час — 7 м/с и 3,5 м/с соответственно вблизи «Викинга-1» и «Викинга-2». Но наблюдались с орбиты пылевые облака, двигавшиеся со скоростью 15 м/с вблизи поверхности, 40—50 м/с на высоте 200 м и выше.

В атмосфере содержатся углекислый газ CO₂ (95%), азот (2—3%), аргон (1—2%), кислород (0,1—0,4%), окись углерода CO

(0,16%), озон (0,03%), водяной пар, количество которого различно в разных местах (больше всего в полярных зонах) и в разное время, но может составлять 0,03%. Атмосфера не препятствует проникновению ультрафиолетовых лучей к поверхности. Верхняя атмосфера обогащена окисью углерода и окисью азота. Общеизвестно, что современная атмосфера составляет ничтожную часть того, что когда-то было.

На цветных панорамах, переданных с Марса, видна равнина, усеянная камнями, и все это имеет ржаво-красный оттенок, благодаря наличию окислов железа и в грунте и в пыли. Кроме железа (12—15%) в грунте обнаружены кремний (13—15%), алюминий (2—7%), кальций (3—8%), титан (0,5—2%) и др.

Полярные шапки Марса состоят в своей наружной части из снегообразной двуокиси углерода CO_2 («сухой лед»), которая летом испаряется, и под ней обнаруживается нечто, что, по крайней мере снаружи, представляет собой водяной лед H_2O с примесью пыли. Возможно, что под коркой водяного льда H_2O находится вечный лед CO_2 . Общая толщина летнего остатка полярных шапок неизвестна. Возможно — метр, но быть может и километр...

Рельеф Марса. Около 10% поверхности планеты снято «Викингами» и передано на Землю с разрешением 100 м. Большие площади (но отнюдь не вся поверхность и не большая ее часть) покрыты *кратерами*, которые образовались главным образом вследствие ударов метеоритов. Наблюдаются и *низменные равнины* (главным образом в северном полушарии), вовсе лишенные кратеров или содержащие малое число их. Встречаются территории, покрытые *сглаженными многовершинными горами*, но нет горных хребтов. Вершины гор возвышаются иногда на 5 км над густыми облаками. Сейсмическая активность в настоящее время не обнаружена, но наблюдаются следы проявлений вулканизма в прошлом. Существуют *вулканы*, иногда расположенные цепочками. Самый большой вулкан Олимпия (в области Тарсис) возвышается на 22 км над окружающей местностью, диаметр его главного кратера 65 км, а поперечник подножия — 500 км. Как у полюсов, так и главным образом в тропическом поясе видны глубокие длинные впадины — *каньоны*; самый большой из них протянулся на 2500 км и имеет в ширину 100—250 км и даже 500 км (с боковыми котловинами). Встречаются круглые плоские образования, окруженные гористыми областями. Самый крупный из этих *бассейнов* (область Хеллас) имеет 4 км в глубину. Быть может здесь вечная пылевая буря, а может быть — водоем под слоем повсеместной вечной мерзлоты, в котором кратеры от ударов метеоритов быстро затягиваются.

Великая загадка Марса — извилистые *русла* (рис. 143), ничем не отличающиеся от речных долин (увы, без воды). Они имеют иногда длину до 1500 км и ширину в десятки километров. Видны притоки, отмели, острова и т. д. Нет сомнения: *русла образованы мощными*

потоками легко текущей жидкости. Русла кончаются после выхода на низменную равнину. В их потоках зачастую расположены *лабиринты* — хаотически расположенные трещины из-за проседания грунта.

Многие планетологи склоняются к мысли, что на Марсе неоднократно (возможно, периодически) наступало потепление. Нагрев полярных шапок наполнял атмосферу углекислым газом и парами

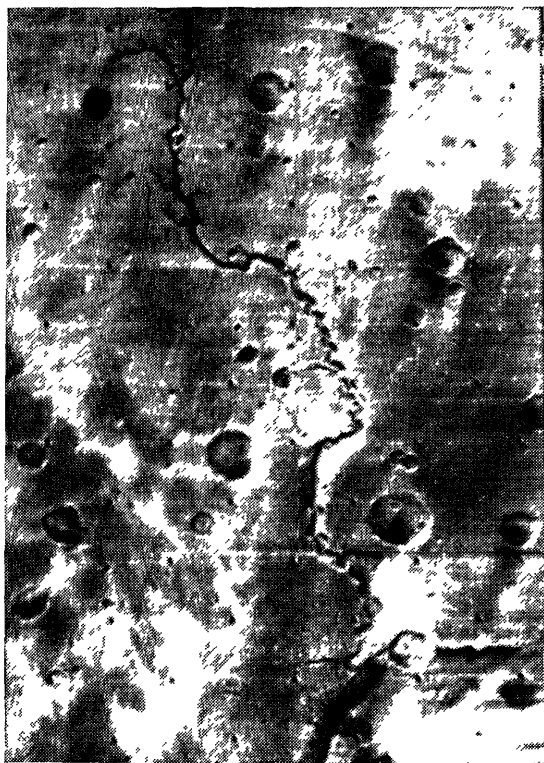


Рис. 143. Фотография с борта «Маринера-9» — извилистое русло длиной 400 км и шириной от 5 до 6 км.

воды. Он затем усиливался благодаря «парниковому эффекту». Прорывавшаяся из-под вечной мерзлоты вода текла по руслам и не испарялась благодаря повышенному давлению. А потом вся атмосфера снова уходила в полярные шапки... По теории У. Уорда (США) эти изменения климата на Марсе объясняются периодическими колебаниями (с переменной амплитудой) наклона экватора к плоско-

сти орбиты. Поставлять CO_2 и H_2O в атмосферу могут и поверхностные породы.

На каждом из посадочных блоков «Викинга» были по несколько раз проведены три различных эксперимента по обнаружению микроорганизмов. Гипотеза существования жизни на Марсе не подтвердилась, однако не был получен и категорический ответ «нет». Небольшие шансы еще есть...

О наблюдениях *Фобоса* и *Деймоса* уже говорилось в § 6. Добавим, что на Фобосе (рис. 144) помимо многочисленных кратеров, самый большой из которых — кратер Стикни — имеет диаметр 10 км, существует система многочисленных борозд, пересекающих Фобос и во многих случаях параллельных между собой. Ширина борозд — 100—200 м, глубина 20—30 м. Одна из предполагавшихся причин образования борозд — растяжение Фобоса благодаря наличию градиента марсианской гравитации, другая (более вероятная) — удар метеорита, образовавший кратер Стикни. Кратеры на поверхности Деймоса почти не видны; они покрыты слоем рыхлой породы, из которой высовываются угловатые камни (поверхность Деймоса менее прочная, чем у Фобоса).

В дальнейшем, по-видимому, предстоит изучение Марса с помощью передвижных аппаратов — *марсоходов*. Управление ими будет в гораздо большей степени автономным, чем в случае луноходов, из-за долгого прохождения радиосигнала с Земли до Марса и обратно. Возможна доставка марсоходов, способных пройти сотни километров.

Согласно публикациям 1978—79 гг. Лаборатория реактивного движения США разрабатывает проект доставки с помощью трех космических аппаратов в атмосферу Марса в сложенном виде 12 винтомоторных *самолетов* с гидразиновыми двигателями. Развертывание каждого самолета происходит во время спуска на парашюте на высоте 7,5 км. Масса самолета 300 кг (в том числе 100 кг полезной нагрузки), размах крыла 21 м, дальность полета 10 000 км, крейсерская высота полета 1 км, скорость не более 100 м/с. Самолет способен совершать посадки и взлетать. Аппаратура предназначена для фотографирования, в частности наклонного, гамма- и инфракрасной спектроскопии (определение элементов поверхностных пород), электромагнитного облучения поверхности (поиски подповерхностного льда), гравитационных и магнитных измерений, изучения атмосферы. Полеты самолетов в атмосфере Марса полностью автономны, но возможно обновление с Земли их программ. Каждый космический аппарат выходит на орбиту вокруг Марса, а после отделения от него контейнера с четырьмя самолетами переходит на синхронную орбиту с наклоном 28° , чтобы служить ретранслятором. Три аппарата перекрывают всю поверхность Марса.

В США разрабатывается также идея засылки на Марс ударных зондов — *пенетраторов*, углубляющихся в грунт.

Ожидается, что в 80-х гг. будет предпринята попытка доставки на Землю образца грунта с Марса. Чтобы избежать случайного выбора образца, возможно, при этом будет применен небольшой марсоход малого радиуса действия. Грунт доставляется на околоземную



Рис. 144. Фотография участка поверхности Фобоса, сделанная с орбитального аппарата «Викинг-1» с расстояния 120 км. Видны кратеры диаметром от 10 м до 1 км и борозды.

орбиту или непосредственно с поверхности Марса, или — выгоднее энергетически, но сложнее с точки зрения управления — доставляется предварительно на околомарсианский орбитальный блок. После анализа грунта на борту «Шатла» (карантин!) он доставляется на Землю. Из-за большой характеристической скорости описанного эксперимента в США рассматривается возможность использования солнечного паруса.