

Глава 8

ДОСТИЖЕНИЕ ЛУНЫ

§ 1. Плоская задача достижения Луны

Почти любое сближение автоматической лунной станции (АЛС) или пилотируемого корабля с Луной, будь то облет Луны, падение или посадка на нее или даже простой пролет на более или менее близком расстоянии от Луны, может принести полезную научную информацию. Для определенности мы будем называть *сближением с Луной* достижение космическим аппаратом любой точки пространства, находящейся внутри сферы действия Луны. *Траекториями сближения* [3.1] будем называть такие траектории, которые приводят космический аппарат в сферу действия Луны еще до того, как он завершит свой первый оборот вокруг Земли. Последняя оговорка объясняется тем, что сфера действия Луны может быть в принципе достигнута после того, как лунно-солнечные гравитационные возмущения, «расшатав» длинную эллиптическую орбиту спутника Земли, приведут его в конце концов в окрестность Луны (такой случай встретится нам в § 1 гл. 10).

Из всех траекторий сближения наибольший интерес с точки зрения практического использования представляют *траектории достижения Луны*, или *траектории попадания в Луну*. Мы сознательно отказываемся от того, чтобы рассматривать полет на Луну как решение задачи о встрече со спутником в том смысле, как это делалось в § 6 гл. 5. В самом деле, нам нет смысла заниматься уравниванием векторов скоростей космического аппарата и Луны, так как это все равно не обеспечило бы безопасного «причаливания» к Луне из-за наличия у нее собственного поля тяготения. Иными словами, мы до поры до времени будем интересоваться попаданием в Луну в «артиллерийском» понимании этого термина. Проблема совершения безопасной посадки на Луну будет рассмотрена позже в этой же главе.

Для выявления основных закономерностей полетов к Луне упростим задачу: будем считать Луну непритягивающей точкой, совпадающей с центром Луны и движущейся по круговой орбите радиуса 384 400 км, или 60,34 радиуса Земли (среднее расстояние Луны от Земли). Позднее мы уточним наши выводы, учитывая и

эллиптичность орбиты Луны, и размер и притяжение естественного спутника Земли, и влияние солнечного притяжения.

Для достижения Луны могут быть использованы кеплеровы траектории любого вида: прямые линии, эллипсы, параболы, гиперболы, но, как увидим далее, местоположение стартовой площадки на земной поверхности и положение Луны в той или иной точке ее орбиты в течение периода обращения (равного 27,3 сут) сильно ограничивают выбор траекторий. Для попадания в Луну необходимо, чтобы траектория пересекла орбиту Луны или по крайней мере коснулась ее.

Если траектория полета эллиптическая, то пересечение орбиты Луны возможно как на восходящей части траектории — до достижения апогея, так и на нисходящей части — после прохождения апогея, расположенного выше орбиты Луны. Эллиптические траектории второго типа, подобные траектории баскетбольного мяча, требуют, очевидно, большего времени перелета и большей точности наведения.

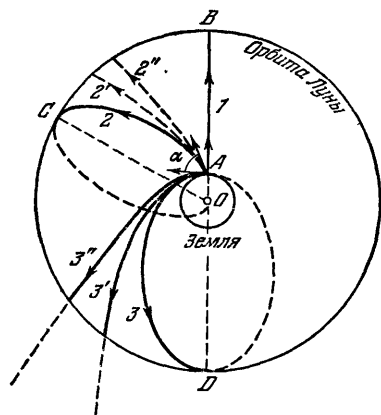


Рис. 68. Траектории достижения Луны при минимальной начальной скорости.

Намечаемое место встречи с Лунной выбирается в качестве точки прицеливания впереди Луны с таким расчетом, чтобы Луна за время перелета пришла в эту «упрежденную» точку орбиты (Луна проходит за сутки дугу $13,2^\circ$).

Рассмотрим прежде всего траектории, расположенные в плоскости орбиты Луны; для краткости будем называть их «плоскими»¹⁾. Исследование таких траекторий связано со значительно меньшими трудностями, чем исследование «пространственных» траекторий достижения Луны, не расположенных в плоскости лунной орбиты.

Предположим, что мы стремимся достичь орбиты Луны, сообщая космическому аппарату в некоторой точке *A* вблизи Земли начальные скорости различного направления.

При вертикальной начальной скорости Луна достигается по прямолинейной траектории *1* (рис. 68), если величина начальной скорости составляет не меньше 11,09 км/с, когда точка *A* лежит на земной поверхности (теоретический случай), и не меньше

¹⁾ Это название, конечно, условно, так как всякая кеплерова траектория является плоской (лежит в плоскости, проходящей через вектор начальной скорости и центр Земли).

10,9 км/с, если точка A находится на высоте 200 км [3.1] (практически реальный случай). При указанной минимальной вертикальной скорости космический аппарат в точке B достижения орбиты Луны имеет скорость, равную нулю.

Если задаться определенным наклоном начальной скорости к горизонту, то, изменяя величину скорости, мы можем получить различные траектории $2, 2', 2''$ (рис. 68). Одна из них, а именно эллипс 2 с апогеем, лежащим на орбите Луны, не пересечет эту орбиту, а лишь коснется ее в точке C . Она, очевидно, является *траекторией минимальной скорости* для заданного направления начальной скорости.

Наконец, в случае горизонтальной начальной скорости мы также будем иметь множество траекторий $3, 3', 3''$, из которых траекторией минимальной скорости будет полуэллиптическая траектория 3 , апогей которой лежит в точке орбиты Луны, диаметрально противоположной точке старта ¹⁾.

Начальная скорость, соответствующая траектории 1 , несколько больше скорости отлета, соответствующей траектории 2 , а та в свою очередь меньше начальной скорости для траектории 3 . Это видно хотя бы из формулы (9) гл. 2, так как входящая в эту формулу большая полуось a у орбиты 3 больше, чем у орбиты 2 . Разница в величине a , однако, относительно мала (величина a несколько более $30R$, где R — радиус Земли). Как показывает расчет, минимальная начальная горизонтальная скорость больше минимальной вертикальной начальной скорости всего лишь на 1,6 м/с (для начальной высоты 200 км над Землей) [3.1]. Поэтому все траектории, касающиеся орбиты Луны, можно называть *траекториями минимальной скорости* и считать величину минимальной скорости одинаковой для любого ее направления, а именно равной 11,09 км/с для теоретического случая начала пассивного полета с поверхности Земли и 10,9 км/с для реальной (но, конечно, необязательной) начальной высоты 200 км.

При этом следует иметь в виду, что так как выход на крутую траекторию пассивного полета связан с большими гравитационными потерями на разгон, чем выход на пологие траектории, то из всех траекторий минимальной скорости наиболее выгодна с точки зрения расхода топлива полуэллиптическая.

Обратим внимание на то, что при фиксированном угле *возвышения* α вектора начальной скорости над горизонтом по мере увеличения начальной скорости траектория все более распрямляется (рис. 68), причем *угловая дальность уменьшается*. Как известно, при стрельбе по земным целям дело обстоит как раз наоборот. Напомним, что угловая дальность есть угол между направле-

¹⁾ Мы не называем эту орбиту гомановской, как в § 6 гл. 5, так как здесь мы имеем дело не с перелетом между орбитами.

ниями из центра Земли на начальную и конечную точки полета. Для вертикальной траектории 1 (рис. 68) угловая дальность равна нулю, для траектории 2 — углу AOC , для полуэллиптической траектории 3 — углу AOD , т. е. 180° . Для параболической траектории с горизонтальной начальной скоростью, как показывает расчет, угловая дальность равна 165° (при высоте начальной точки 200 км над поверхностью Земли).

Таким образом, *траектории с большой угловой дальностью оказываются более выгодными*, так как требуют меньшей начальной скорости.

С другой стороны, если фиксировать величину начальной скорости, но придавать ее вектору различные наклоны (менять угол возвышения вектора скорости над горизонтом), то оказывается, что пологие траектории имеют большую угловую дальность, чем крутые. Например, вертикальная «параболическая» траектория (т. е. прямолинейная траектория при параболической начальной скорости) имеет нулевую угловую дальность, а параболическая траектория с горизонтальной начальной скоростью — угловую дальность 165° . Но запуск на пологую траекторию, как мы знаем, требует меньших затрат топлива.

Таким образом, мы приходим к общему выводу: *при полетах к Луне следует стремиться к выбору траекторий с большой угловой дальностью*.

Если же угловая дальность фиксирована, т. е. производятся старты из определенной точки земной поверхности (Земля считается невращающейся) в определенную точку орбиты Луны, то существует бесконечное количество траекторий (эллиптических, гиперболических, а также две параболических [3.2]), которые приводят к цели. Главную роль при выборе траектории в этом случае должна играть величина начальной скорости, размер же гравитационных потерь отходит на второй план.

В случае нулевой угловой дальности все возможные траектории представляют собой вертикальные прямые с начальными скоростями, превышающими минимальную.

Случай угловой дальности, равной 180° , является особым: имеется единственная траектория, приводящая к цели, — полуэллиптическая.

При выборе траектории, конечно, важное значение имеет продолжительность перелета. Расчеты показывают, что *время перелета до Луны зависит практически лишь от величины начальной скорости*, а не от ее направления.

На рис. 69 приведены графики продолжительности полета до Луны по восходящим траекториям при горизонтальной и вертикальной начальных скоростях [3.1]. Как видим, эти графики очень близки между собой. Еще меньше отличаются от указанных графики продолжительности перелетов при промежуточных на-

клонах начальных скоростей (типа траектории 2 на рис. 68). На горизонтальной оси рис. 69 отложены значения не самой начальной скорости, а разницы между нею и параболической скоростью на высоте 200 км над Землей (где параболическая скорость составляет 11,02 км/с). Мы видим, что время перелета с минимальной скоростью составляет около 5 сут. Увеличение минимальной скорости всего лишь на 0,05 км/с вдвое сокращает продолжительность перелета. При параболической начальной скорости продолжительность перелета равна уже двум суткам. Сокращение времени перелета до суток возможно при превышении параболической скорости на 0,5 км/с. Таким образом, если ставится

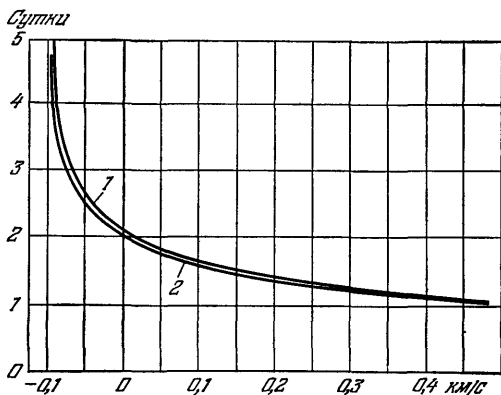


Рис. 69. Графики продолжительности полетов до Луны при горизонтальной (1) и вертикальной (2) начальных скоростях [3.1]. Нулевая отметка на оси абсцисс соответствует параболической скорости на высоте 200 км.

задача простого попадания в Луну, то незначительное увеличение стартового веса ракеты-носителя или небольшое уменьшение полезной нагрузки уже обеспечивает очень большой выигрыш во времени перелета. Кроме того, как мы увидим, траектории, близкие к параболической, имеют и ряд других преимуществ (см. § 5 настоящей главы).

Заметим, что полет по «плоским» траекториям достижения Луны возможен только в том случае, если место старта находится в плоскости лунной орбиты. Если же место старта находится на некотором удалении, то для осуществления «плоской» траектории понадобится боковой маневр, требующий дополнительного расхода топлива.

Если бы плоскость орбиты Луны совпадала с плоскостью земного экватора, то с любой точки экватора был бы возможен полет к Луне по «плоской» траектории. Правда, не всякая траектория была бы осуществима в любой момент времени. Например, если бы Луна находилась где-то в верхней части орбиты, изображенной

на рис. 68, то заведомо было бы невозможно достичь ее из точки *A* по выгодной полуэллиптической орбите *Z*, хотя это и можно было бы сделать с помощью какой-либо из крутых орбит. Однако в течение суток из-за перемещения стартовой площадки вследствие вращения Земли всегда можно было бы выбрать траекторию с любой угловой дальностью.

Фактически, однако, плоскость лунной орбиты наклонена к экваториальной плоскости Земли на угол, который медленно (за 9,3 года) увеличивается от $18^{\circ}18'$ (так уже было, например, в конце декабря 1959 г. и в начале августа 1978 г.) до $28^{\circ}36'$ (конец марта 1969 г., начало ноября 1987 г.) и затем снова уменьшается¹⁾. Поэтому полет в плоскости орбиты Луны возможен лишь в том случае, если космодром расположен в прилегающей к экватору зоне, занимающей в наиболее благоприятную эпоху диапазон широт между $28^{\circ}36'$ с. ш. (параллель Дели, Лхасы, мыса Канаверал) и $28^{\circ}36'$ ю. ш., а в самую неблагоприятную эпоху — между $18^{\circ}18'$ с. ш. (параллель Бомбея, Мехико) и $18^{\circ}18'$ ю. ш. Но, даже если космодром находится в указанной зоне, старт возможен лишь в тот момент, когда космодром пересекает (из-за вращения Земли) плоскость орбиты Луны, а это случается лишь дважды в сутки. При этом вполне может оказаться, что Луна находится в такой точке орбиты, что возможен полет лишь по траектории малой угловой дальности, а это, как мы знаем, требует крутого разгона ракеты-носителя. Или может оказаться, что хотя пологий разгон и возможен, но он должен происходить в сторону, противоположную вращению Земли...

Мы, однако, не будем подробнее изучать возможности полетов по «плоским» траекториям, так как даже самый южный пункт Советского Союза расположен в самую благоприятную эпоху на 6° севернее указанной выше экваториальной зоны.

§ 2. Пространственная задача достижения Луны

Рассмотрим условия полета к Луне с космодрома, расположенного вне благоприятной экваториальной зоны, о которой говорилось выше. Пусть это будет космодром в северном полушарии, примером которого может служить советский космодром Байконур (47° с. ш.).

Теперь можно указать ряд траекторий, осуществить которые невозможно. Очевидно, например, что невозможен полет по полуэллиптической траектории, так как угловая дальность 180° не су-

¹⁾ Это объясняется тем, что земной экватор наклонен на $23^{\circ}27'$ к плоскости эклиптики, а лунная орбита — на $5^{\circ}9'$ к этой же плоскости, но последняя при этом совершает прецессионное движение с периодом 18,6 года, подобное прецессии орбиты искусственного спутника из-за сжатия Земли.

существует для точек старта, не лежащих в плоскости орбиты Луны (Луна никогда не бывает в надире, «под ногами»). То же касается и вертикальной траектории с нулевой угловой дальностью (Луна не бывает в зените). Невозможны и траектории, близкие к указанным.

На рис. 70 показана типичная плоскость перелета к Луне из северного полушария. Космодром в течение суток перемещается по своей параллели, что позволяет выбрать наиболее выгодную угловую дальность перелета $AOЛ$, где $Л$ — упрежденное положение Луны (в момент встречи с космическим аппаратом).

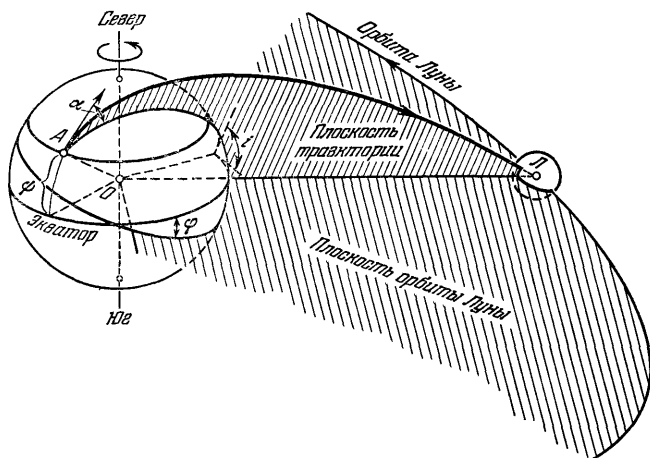


Рис. 70. Типичная плоскость перелета к Луне из северного полушария: α — угол возвышения начальной скорости; i — наклон плоскости траектории к экватору; φ — наклон плоскости орбиты Луны к экватору; ψ — широта космодрома.

Максимальной угловой дальности полета соответствует случай, когда «упрежденная» Луна находится в самой южной точке своей орбиты, а плоскость полета проходит через земную ось, т. е. наклонена к плоскости земного экватора на 90° . Если не учитывать вращения Земли и некоторых иных обстоятельств, то такая плоскость была бы наилучшей. Однако полет в этой плоскости заставил бы отказаться от «дарового» прибавка скорости вследствие суточного вращения Земли (см. § 1 гл. 3). Воспользоваться им можно только при разгоне в восточном направлении, а это вынуждает к некоторому компромиссу — отказу от максимальной угловой дальности. Кроме того, желательно выбрать направление разгона так, чтобы траектория не проходила над населенными пунктами, чтобы ей соответствовала сеть наблюдательных станций, и т. д. [3.3]. Первые советские космические ракеты направлялись к Луне в плоскостях, образующих угол 65° с плоскостью экватора [3.4].

Рассмотрим для наглядности условия полета к Луне в плоскости, проходящей через ось Земли [3.5]. Линия L_1L_2 — след плоскости орбиты Луны на этой плоскости (рис. 71, а). Плоскость орбиты Луны образует угол φ с плоскостью экватора. Пусть стартовая площадка находится на широте φ .

В течение суток космодром перемещается по параллели, занимая различные положения в пространстве. В течение сидерического месяца (27,3 сут) Луна совершает полный оборот по своей орбите. Очевидно, что угловая дальность принимает максимальное значение, когда цель находится в точке L_1 , а космодром — в точке A

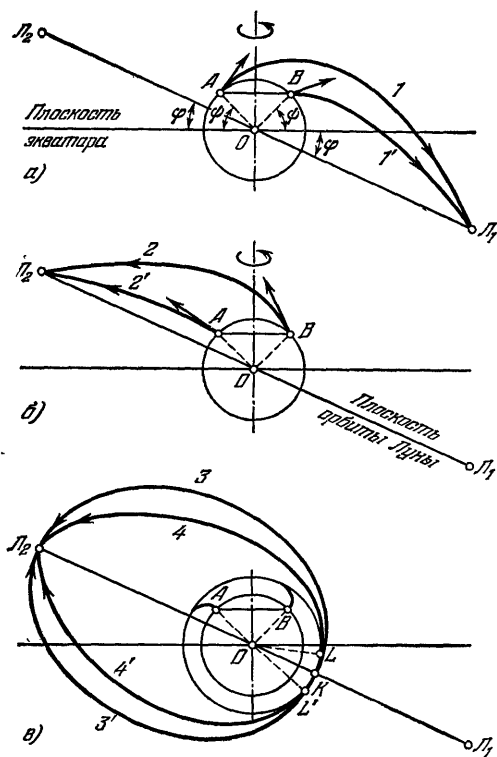


Рис. 71. Полет к Луне: а) в благоприятный период; б) в неблагоприятный период; в) с использованием промежуточной орбиты спутника Земли.

(мы пренебрегаем по-прежнему длиной активного участка разгона). Поэтому период, когда Луна приближается к точке L_1 — самому южному участку своей орбиты (точка с «минимальным склонением», как говорят астрономы), является наиболее благоприятным с точки зрения энергетических затрат для полета к Луне, а сама точка L_1 —

наиболее благоприятная цель. Указанная угловая дальность равна $\angle AOL_1 = 180^\circ + \varphi - \psi$.

В наиболее благоприятную эпоху (например, 1969 г.), когда угол φ максимален и равен $28^\circ 36'$, мы для широты Байконура $\psi = 47^\circ$ получим значение угловой дальности $\angle AOL_1 \approx 162^\circ$ ¹⁾.

Выше указывалось, что параболическая траектория с горизонтальной начальной скоростью имеет угловую дальность 165° . Значит, наша траектория 1 (рис. 71, а) мало отличается от нее. Старт должен быть произведен именно в то время суток, когда космодром окажется в точке А. В точке же В, например, угловая дальность будет равна $\angle BOL_1 = \varphi + \psi \approx 76^\circ$, и понадобится к р у т а я траектория 1', приводящая к большим гравитационным потерям.

В наименее благоприятную эпоху (например, 1959 г.), когда угол φ минимален и равен $18^\circ 18'$, максимальная угловая дальность для широты Байконура составляет 151° , и положение ухудшается, но, впрочем, не сильно. Нетрудно понять, что США, чья территория расположена южнее СССР, находятся в этом смысле в лучших географических условиях, чем наша страна. Широта космодрома на мысе Канаверал равна $28^\circ 27'$, и угловая дальность иногда составляет 180° , т. е. делается возможным даже полет по полуэллиптической траектории.

Положение Луны вблизи точки L_2 (рис. 71, б) представляет собой наиболее неблагоприятную цель на орбите Луны. Даже самая большая в течение суток угловая дальность при этом равна $\angle BOL_2 = 180^\circ - \varphi - \psi$. Она на 2φ меньше «хорошей» угловой дальности, когда цель — в точке L_1 . Теперь, даже если запуск будет осуществляться из точки В, траектория 2 будет гораздо более крутой, чем траектория 1 (рис. 71, а). О траектории 2', начинающейся в точке А, нечего и говорить: она будет приближаться к вертикальной. Предоставляем читателю самому подсчитать соответствующие угловые дальности.

Любопытно, что неблагоприятный период, когда Луна находится вблизи точки L_2 , будет наиболее неблагоприятен в ту эпоху, когда угол φ максимален и равен $28^\circ 36'$. Как мы знаем, эта эпоха наиболее благоприятна при запуске в точку L_1 . Следовательно, необходимость выбора в течение месяца периода, наиболее благоприятного для полета к Луне, в такую эпоху является более острой.

Итак, в течение месяца существует небольшой период (примерно в одну неделю), когда полет к Луне связан с минимальными гравитационными потерями при запуске. Это тот период, когда Луна приближается к самой южной точке своей орбиты. В осталь-

¹⁾ Вследствие существования активного участка, длиной которого мы здесь пренебрегаем, угловая дальность будет несколько меньше.

ное время приходится жертвовать какой-то частью полезной нагрузки [3.4].

Однако существует способ обойти неудобства географического расположения стартовой площадки и не только без существенных потерь в полезной нагрузке осуществлять в любой день месяца запуск к Луне, но и использовать при этом любую траекторию перелета — с любой угловой дальностью, даже равной 180° .

Такая возможность существует даже при самом неблагоприятном взаимном расположении космодрома на своей параллели (точка A) и Луны на своей орбите (точка L_2). Выведем предварительно из точки A космический аппарат на низкую промежуточную круговую орбиту спутника Земли (рис. 66, в). В течение одного примерно полуторачасового оборота спутника вектор его орбитальной скорости, оставаясь горизонтальным, принимает любое направление в плоскости орбиты. Так же принимает любое направление линия, соединяющая центр Земли со спутником. Поэтому на орбите спутника в течение его оборота можно выбрать точку, сход с которой в направлении полета обеспечит полет по траектории любой желаемой угловой дальности. Например, сход в точке K с минимальной скоростью обеспечивает достижение Луны по полуэллиптической траектории 3. Сход в точке L , если выбрать ее так, чтобы $\angle LOL_2 = 165^\circ$, дает возможность попасть на Луну по параболической траектории 4¹⁾. Если орбита находится на высоте 200 км, то в первом случае надо к орбитальной круговой скорости 7,79 км/с добавить скорость $10,9 - 7,79 = 3,11$ км/с, а во втором — скорость $11,02 - 7,79 = 3,23$ км/с (11,02 км/с — параболическая скорость на высоте 200 км).

Произведя запуск из точки A на ту же круговую орбиту в противоположном направлении (по часовой стрелке) и осуществляя сход с орбиты в точках K и L' ($\angle L'OL_2 = 165^\circ$), мы получим траектории 3' и 4', симметричные траекториям 3 и 4.

Разумеется, полеты по траекториям 3, 4, 3', 4' можно осуществить и совершая старт в момент, когда космодром находится в точке B своей параллели.

Наконец, есть полный смысл воспользоваться промежуточной орбитой и в тот период, когда Луна приближается к точке L_1 . Старт с орбиты позволит выбрать угловую дальность большую, чем $\angle AOL_1$.

Описанный маневр называют по-разному: *старт с орбиты*, использование *траектории разгона с пассивным участком*, *старт с помощью орбитального разгонного блока*. Смысл маневра заключается в том, что один крутой разгон заменяется двумя пологими (практически горизонтальными): при выходе на промежуточную

¹⁾ На рис. 71 эта траектория не выглядит параболой, так как чертеж не мог быть выполнен в масштабе.

орбиту (если исключить обязательный момент вертикального отрыва от стартовой площадки) и при сходе с орбиты. Таким образом, сводятся к минимуму гравитационные потери.

Старт с орбиты позволяет преодолеть также специальное ограничение на продолжительность полета, связанное с условиями связи с автоматической станцией в момент ее сближения с Луной. Если полет к Луне происходит в благоприятный период (рис. 71, а), то старт, как мы знаем, должен производиться в момент, когда космодром находится в точке A . Между тем наилучшие условия для связи со станцией, когда она приближается к точке L_1 , будут, если станция наблюдений находится в положении B . А так как станция наблюдений и космодром, естественно, находятся сравнительно близко друг от друга, то ясно, что между моментами старта и сближения с Луной должно пройти $1/2$, $1\frac{1}{2}$, $2\frac{1}{2}$, $3\frac{1}{2}$ или $4\frac{1}{2}$ сут (через такие промежутки времени точка A будет приходить в B) [3.4]. Полусуточный полет отпадает, так как требует слишком большой скорости (см. графики на рис. 69).

Полеты к Луне советских автоматических станций «Луна-1», «Луна-2» и «Луна-3» в 1959 г. происходили без использования маневра старта с орбиты. Первые два из них продолжались $1\frac{1}{2}$ сут («Луна-1» пролетела на расстоянии 5—6 тыс. км от поверхности Луны, «Луна-2» впервые в истории достигла Луны), что требовало начальных скоростей, несколько превышавших параболическую, а третий — $2\frac{1}{2}$ сут и происходил по эллиптической траектории (обеспечившей облет Луны; см. подробности в следующей главе). Также без старта с орбиты происходили в 1958—1959 гг. и полеты в сторону Луны американских космических аппаратов «Пионер-1», «Пионер-2» и «Пионер-3» (первые два упали на Землю, преодолев лишь треть расстояния до Луны, а третий прошел на расстоянии 60 000 км от Луны).

Все последующие советские запуски в сторону Луны и большинство последующих американских сопровождались стартом с орбиты. Преимущества старта с орбиты перед непрерывным участком разгона слишком очевидны, чтобы не воспользоваться первым, несмотря на некоторые недостатки этого метода, требующие преодоления различных технических затруднений. Желательно, чтобы точка схода с орбиты была в пределах радиовидимости наземных станций, а это не всегда возможно, так как пассивный участок полета по круговой орбите может быть довольно велик [3.3]. Вообще, чем длиннее этот участок, тем существеннее могут оказаться навигационные ошибки; поэтому траектории $3'$ и $4'$ на рис. 71, в выгоднее, чем траектории 3 и 4 , и если они избраны, то старт лучше производить в момент, когда космодром находится в точке B , а не в точке A .

Какой должна быть высота промежуточной орбиты? Это небезразлично с точки зрения энергетики полета. Чем больше высота,

тем, вообще говоря, меньше импульс скорости при сходе с орбиты, но зато и тем больше затраты энергии на вывод на орбиту, причем последнее обстоятельство существеннее. Поэтому выбираются всегда низкие промежуточные орбиты.

§ 3. Учет эллиптичности лунной орбиты, притяжения Луны и ее размеров

До сих пор мы рассматривали траектории попадания в Луну, считая Луну геометрической точкой, движущейся по круговой орбите радиуса 384 400 км. Фактически же Луна движется вокруг Земли по эллиптической орбите, причем ее перигейное расстояние составляет 363 300 км¹⁾, а апогейное — 405 500 км, т. е. эти расстояния отличаются от среднего на 21 100 км. Кроме того, Луна, естественно, не является точкой, а представляет собой материальное тело довольно внушительных размеров: ее диаметр равен 3474 км, а масса равна 1/81,30 массы Земли, что соответствует гравитационному параметру $K=4,903 \cdot 10^3 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Эллиптичность орбиты Луны должна учитываться при расчете каждой конкретной траектории достижения Луны (также должны учитываться и все «неравенства» движения Луны, т. е. влияния на нее различных возмущений — от сжатия Земли, от Солнца и от планет). Однако на энергетических условиях полета к Луне эллиптичность орбиты Луны сказывается в ничтожной степени. Это видно из того, что, например, при полете по полуэллиптической орбите увеличение начальной скорости на 1 м/с повышает апогей траектории перелета на 4000 км [3.6]. Следовательно, минимальная скорость достижения Луны в перигее ее орбиты всего лишь на 5 м/с меньше, а в апогее на 5 м/с больше, чем минимальная скорость достижения Луны при среднем расстоянии 384 400 км. Таким образом, лишено какого-либо основания мнение о том, что положение Луны в ближайшей к Земле точке орбиты якобы соответствует благоприятному для перелетов периоду.

Что касается продолжительности перелета, то, очевидно, достижение лунного перигея сокращает ее по сравнению с полетом на среднее расстояние, особенно если учесть, что урезается как раз та часть траектории, где движение особенно медленно. При скорости порядка параболической и несколько большей (обеспечивающей 1^{1/2}-суточный полет, как у станций «Луна-1» и «Луна-2») такое сокращение составляет примерно 3 часа [3.1].

Рассмотрим теперь влияние притяжения Луны, которым мы до сих пор пренебрегали.

¹⁾ На самом деле из-за гравитационных возмущений со стороны Солнца минимальное расстояние Луны от Земли иногда оказывается меньше 360 000 км [3.1].

Существует довольно распространенное в среде неспециалистов мнение, что для попадания в Луну достаточно попасть в сферу притяжения Луны с нулевой конечной скоростью. Затем якобы начнется простое падение космического аппарата на Луну. Это рассуждение не станет более убедительным, если вместо сферы притяжения Луны ввести в рассмотрение сферу действия Луны. Дело в том, что если даже геоцентрическая скорость космического аппарата и равна нулю, то его скорость относительно Луны (селеноцентрическая скорость) равна по величине скорости Луны и направлена в противоположную сторону. Поэтому «простого падения» на Луну ни в коем случае быть не может.

Вход в сферу действия Луны должен происходить не с нулевой скоростью. Обратимся к рис. 72. Точка L_0 показывает положение Луны в момент старта с Земли в точке A . В момент, когда космический аппарат в точке B входит в движущуюся ему напер-

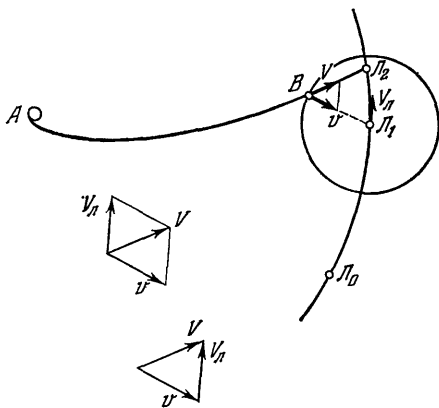


Рис. 72. Попадание в притягивающую Луну.

рез сферу действия Луны, сама Луна находится в точке L_1 и имеет скорость $V_L = 1,02$ км/с. Геоцентрическая скорость V космического аппарата направлена вдоль траектории. Ее можно рассматривать как абсолютную скорость, складывающуюся векторно из переносной скорости V_L аппарата в его движении вместе со сферой действия Луны и относительной скорости v — селеноцентрической скорости. Абсолютная скорость, как известно, может быть представлена в виде диагонали параллелограмма, построенного на переносной и относительной скоростях. Для этой цели может быть также построен и треугольник скоростей. Соответствующие построения показаны на рис. 72.

Чтобы попадание в Луну могло произойти, селеноцентрическая скорость v в точке B должна быть направлена в точности на Луну. Если мы теперь, в согласии с приближенной методикой, будем рассматривать селеноцентрическое движение внутри сферы действия Луны, вовсе забыв о притяжении Земли, то оно будет происходить с начальной скоростью v . Траектория будет представлять радиальную прямую BL_1 .

Геоцентрическое же движение космического аппарата (относительно Земли) будет происходить отнюдь не по прямой линии, так как, двигаясь по линии BL_1 , он одновременно как бы пере-

носится вместе со сферой действия Луны. Получающееся в результате движение будет происходить по криволинейной траектории $ВЛ_2$. Как показывают расчеты, траектория геоцентрического движения практически не отличается от продолжения траектории $АВ$. Иными словами, притяжение Луны практически не сказывается на номинальной траектории попадания, т. е. траектории,

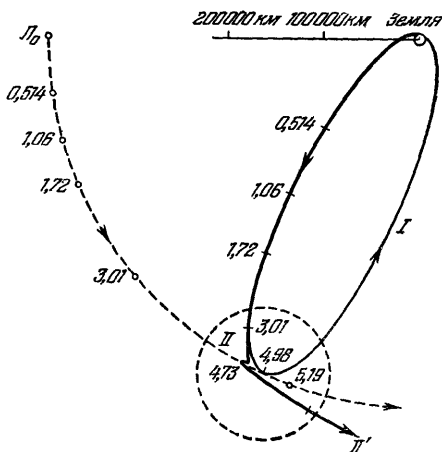


Рис. 73. Попадание в притягивающую Луну в случае, когда номинальная траектория I полуэллиптическая [3.1]. Действительная траектория II не проходит через центр Луны; II' — ветвь траектории, которую прошел бы космический аппарат, если бы Луна была притягивающей материальной точкой. Числовые засечки обозначают время (в сутках), прошедшее с момента старта.

факт, что аппарат должен лететь фактически не до центра Луны, а только до ее поверхности, приводят к незначительному сокращению времени перелета, составляющему примерно 30 мин при начальных скоростях, близких к параболической скорости (на 0,1 км/с меньше ее или на 0,2 км/с больше) [3.1].

При подсчете энергетических затрат на отлет с Земли притяжение Луны можно вовсе не принимать во внимание. Даже при полете в плоскости орбиты Луны, когда влияние Луны особенно велико, минимальная скорость достижения Луны уменьшается всего лишь на 0,2 м/с [3.1].

¹⁾ Мы употребляем здесь термин «номинальная траектория» в смысле, соответствующем работе [3.1] и означающем примерно: «в первом приближении». Ни в коем случае не нужно понимать здесь термин «номинальная траектория» в смысле «расчетная траектория».

не учитывающей ни притяжения, ни размеров Луны (Луна принимается за точку)¹⁾. Лишь вблизи Луны конец фактической траектории несколько отклоняется от номинальной навстречу движущейся наперерез Луне (рис. 73), и так как Луна не является точкой, то попадание все равно происходит. При этом отклонение точки падения на Луну от точки падения, соответствующей номинальной траектории, составит примерно 100 км, если полет происходит с минимальной скоростью, и не превысит нескольких километров при скорости отлета, близкой к параболической [3.1].

Некоторое ускорение движения аппарата вследствие лунного притяжения и тот

§ 4. Влияние гравитационных возмущений от сжатия Земли и от Солнца

Влияние сжатия Земли в незначительной степени сказывается на продолжительности полета к Луне. Экваториальное вздутие Земли как бы ослабляет земное притяжение в то время, когда космический аппарат находится вдали от плоскости экватора, и усиливает его в противоположном случае. В первом случае сжатие Земли ослабляет уменьшение скорости удаления аппарата от Земли, во втором усиливает это замедление. Сравнительно значительно поэтому влияние сжатия Земли на плоские траектории достижения Луны: продолжительность полета несколько увеличивается по сравнению с невозмущенной траекторией.

Для пространственных траекторий, характерных для старта с территории СССР (старт в направлении на северо-восток, угол наклона к плоскости экватора примерно 65°), сравнительно сильно сказывается ослабление земного притяжения из-за сжатия Земли в начале полета, когда аппарат удаляется от плоскости экватора. В дальнейшем трасса аппарата переходит в низкие широты и сжатие Земли компенсирует, хотя и не полностью, первоначальный эффект. В результате продолжительность перелета по параболической траектории уменьшается на 27,1 мин, а при начальной скорости, на 0,13 км/с большей, — на 12,5 мин [3.1].

Солнечные гравитационные возмущения геоцентрического движения возникают оттого, что Солнце сообщает разные ускорения космическому аппарату и Земле. Из-за дальности Солнца эти возмущения невелики, а в начале полета (аппарат вблизи Земли) их почти и вовсе нет. Эффект действия солнечных возмущений сравнительно велик, когда полет происходит в сторону Солнца (в период новолуния) или в противоположную сторону (в период полнолуния). Никакого отношения к выбору энергетически благоприятного времени старта относительное расположение Земли, Луны и Солнца не имеет¹⁾. И в период новолуния, и в период полнолуния Солнце в какой-то степени способствует полету, сокращая его продолжительность. Любопытно, что в период полнолуния (Луна и Солнце находятся по разные стороны Земли) возмущающее влияние Солнца «отталкивает» космический аппарат к Луне²⁾. Увы, уменьшение времени перелета ... не превышает трех минут [3.1].

¹⁾ Однако это расположение определяет условие освещенности того пункта лунной поверхности, куда направляется космический аппарат, а потому оно должно учитываться при выборе момента старта. Но с энергетикой полета этот момент не связан.

²⁾ Читатель может убедиться в этом, повторив рассуждения и построения, аналогичные тем, которые проводились в § 5 гл. 4.

§ 5. Точность наведения

Если рассматривать Луну в качестве материальной точки (притягивающей или непритягивающей — безразлично), то малейшее отклонение какого-либо из начальных условий пассивного полета (высота начальной точки, величина и направление начальной скорости) от его расчетного значения приведет к искажению траектории и промаху. Но Луна представляет собой шар диаметром 3474 км; поэтому при малых погрешностях искаженная траектория все же пройдет через поверхность Луны. Представляет

интерес оценить максимальные погрешности начальных условий, при которых попадание в Луну будет обеспечено.

Если допущена ошибка в величине начальной скорости, но направление вектора скорости точно соблюдено, то искаженная траектория будет несколько распрямлена по сравнению с расчетной, если скорость завышена, или, наоборот, будет иметь несколько большую кривизну, если скорость занижена. Кроме того, в первом случае продолжительность перелета сократится, а во втором увеличится.

Особенно чувствительны в этом отношении траектории минимальной скорости. Достаточно вспомнить, что апогей полуэллиптической орбиты поднимается на 4000 км при увеличении начальной скорости на 1 м/с. При этом, как показывает график на рис. 69, резко сокращается время перелета, вследствие чего, если космический аппарат и пересечет орбиту Луны (это неизбежно в случае «плоской» траектории), Луна опоздает прийти в новую точку пере-

сечения. При больших начальных скоростях продолжительность перелета будет не столь резко меняться в случае ошибки и Луна может успеть подойти к точке пересечения траектории с орбитой Луны, так как из-за распрямления траектории точка пересечения переместится навстречу Луне.

Пусть на рис. 74 траектория 1 соответствует точному соблюдению величины начальной скорости, причем за время перелета Луна из точки L_0 переходит в точку L_1 . Траектория 2 соответствует некоторому допустимому превышению начальной скорости, а траектория 3 — некоторому ее недобору. В первом случае время перелета сокращается и Луна успевает прийти в точку L_2 , а во втором увеличивается и Луна приходит как раз в точку L_3 .

Подобный эффект наиболее отчетливо заметен при горизонтальных начальных скоростях порядка параболической и несколько

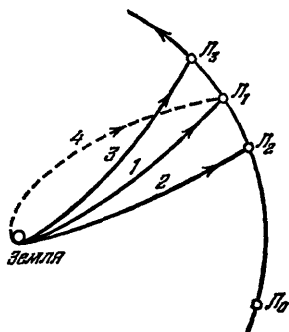


Рис. 74. Влияние ошибок в величине начальной скорости для попадания в Луну.

большей [3.1]. В случае параболической начальной скорости даже при ошибке в величине начальной скорости, составляющей 50 м/с, траектория заденет край Луны.

Рассмотренный эффект, очевидно, справедлив только для траекторий, совпадающих по направлению обхода Земли с направлением движения Луны («прямые» траектории). В противоположном случае («обратные» траектории типа 4 на рис. 74) ошибки только усугубляются.

Мы имели в виду выше наиболее желательные (и вполне осуществимые при полетах в плоскости орбиты Луны) граектории с пологим начальным участком. В случае же крутого начального подъема дело будет обстоять гораздо хуже. Например, любая ошибка в начальной вертикальной скорости лишь приводит к изменению времени перелета, но не смещает точку пересечения орбиты Луны, а значит, эффект рис. 74 будет отсутствовать.

Что касается ошибок в угле возвышения начальной скорости, то они приводят к изменению формы траектории и, следовательно, смещению точки пересечения орбиты Луны, но практически не влияют на продолжительность полета. Пологие траектории минимальной скорости менее всего чувствительны к ошибкам в направлении начальной скорости: попадание в Луну обеспечено даже при ошибке, превышающей 1° [3.1]. Но уже при параболической скорости допустима ошибка лишь в $0,5^\circ$.

Крутые траектории минимальной скорости, напротив, особенно чувствительны к ошибкам в направлении начальной скорости. Чтобы понять, в чем тут дело, достаточно представить себе, как резко отклоняется бьющая вверх струя брандспойта, если отклонить ее от вертикали.

Нетрудно сообразить, чему должно быть равно максимально допустимое отклонение вектора начальной скорости при очень больших гиперболических скоростях. Представим себе, что полет происходит с бесконечно большой скоростью. Тогда поля тяготения и Земли и Луны совершенно не воздействуют на траекторию, которая должна представлять собой прямолинейный луч, подобный лучу света. А так как угловой размер Луны на небе составляет примерно $0,5^\circ$, то максимально допустимое отклонение равно $0,25^\circ$.

Отметим, что траектории «баскетбольного» типа в несколько раз чувствительнее к ошибкам в величине и направлении скорости, чем восходящие [3.1]. (Здесь опять-таки полезно представить себе бьющую вверх струю брандспойта.)

Допустим, наконец, что величина начальной скорости и ее угол возвышения выдержаны при запуске идеально, но старт дан с некоторым опозданием. Благодаря опозданию Земля успеет повернуться вокруг своей оси на некоторый угол, и на такой же угол, не меняя формы, повернется вместе с Землей вся траектория, в результате чего она может пройти мимо края Луны.

Промах может также произойти в результате выхода на траекторию пассивного полета не на заданной высоте.

Притяжение Луны увеличивает размер допустимых погрешностей начальных условий. Космический аппарат при входе в сферу действия Луны может иметь селеноцентрическую скорость, направленную не только не на центр Луны, но даже не на край Луны; однако траектория аппарата, изогнувшись из-за лунного притяжения, сможет все же задеть край Луны (рис. 75).

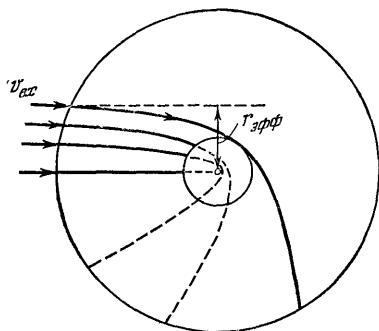


Рис. 75. Эффективный радиус Луны.

Эффективным радиусом Луны [3.7]. Эффективный радиус тем больше, чем меньше селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны (т. е. чем меньше, вообще говоря, скорость отлета с Земли). Он может быть вычислен по формуле [3.7]

$$r_{эфф}^2 = R \left(\frac{2K}{v_{вх}^2} + R \right),$$

где K — гравитационный параметр Луны, R — ее радиус, $v_{вх}$ — селеноцентрическая скорость входа (при выводе формулы предполагается, что скорость $v_{вх}$ равна «скорости на бесконечности» v_{∞} в гиперболическом движении). Максимальный эффективный радиус равен примерно 5400 км; в случае параболической скорости он составляет 3000 км [3.1]. Таковы размеры той области, в которую фактически приходится целиться, чтобы можно было гарантировать попадание в Луну. Как видно, это вовсе не то же самое, что «целиться в сферу притяжения Луны», как это ошибочно может представиться.

При полете в плоскости лунной орбиты наименее чувствителен к начальным ошибкам пологий запуск со скоростью, несколько превышающей параболическую: могут одновременно допускаться ошибки в величине начальной скорости 50 м/с, в угле возвышения $0,5^\circ$, в высоте отсечки двигателя 50 км, во времени старта несколько минут.

При старте с территории Советского Союза ошибка 1 м/с в величине начальной скорости приводит к отклонению точки падения на Луну от расчетной на 250 км. Ошибка в угле возвышения вектора начальной скорости на $1'$ вызывает смещение на 200 км. Та-

кое же смещение будет и при ошибке в моменте старта, равной лишь 10 с. В результате попадание в Луну может быть обеспечено, если ошибка в величине начальной скорости не превышает нескольких метров в секунду, в угле возвышения — $0,1^\circ$, в моменте старта — нескольких секунд [3.1, 3.5]. Эти требования были блестяще выдержаны при первом в истории попадании в Луну, осуществленном в сентябре 1959 г. советской АЛС «Луна-2» (ошибка в моменте старта составила лишь секунды). Начальная скорость несколько превышала параболическую.

Приведенные выше значения допустимых погрешностей не имеют значения на практике, если стоит задача попадания в определенную точку лунной поверхности, но они позволяют сравнить чувствительность к ошибкам наведения различного рода траекторий.

§ 6. Коррекция траектории

На определенном уровне развития космической техники встала задача попадания в определенную, выбранную из научных соображений точку лунной поверхности или выхода в заранее заданный район вблизи Луны (при облете или запуске спутника Луны). В этом случае становится необходимой *коррекция траектории* на пути к Луне. Эта коррекция должна перевести космический аппарат на новую траекторию, отличающуюся (хотя и незначительно) как от расчетной, так и от фактической (до коррекции) траектории, но приводящую к цели [3.8]. Повторными коррекциями через некоторые промежутки времени в принципе можно было бы вернуть аппарат и на расчетную траекторию, но в этом обычно нет нужды.

Если ставится задача не исправлять продолжительность полета до Луны, а лишь ликвидировать отклонение от расчетной точки падения на Луну, то достаточно отклонить траекторию в поперечном направлении с помощью поперечного импульса, не изменив практически во много раз большую величину скорости полета. Технически сравнительно просто расположить с помощью системы ориентации ось корректирующего двигателя в плоскости, перпендикулярной к направлению на Луну. Для этого можно использовать оптический датчик Луны. Чем ближе к Луне, тем точнее указанная плоскость совпадает с плоскостью, перпендикулярной к вектору скорости полета. Направление корректирующего импульса в указанной плоскости выбирается в зависимости от того, в какую сторону нужно переместить на Луне точку падения. Если же нужно изменить (приблизить к запланированному) и время перелета, то ось двигателя должна быть несколько отклонена от этой плоскости [3.7].

Величина и направление корректирующего импульса должны быть выдержаны с большой точностью. К ошибкам особенно чувствительны траектории минимальной скорости ($3^{1/2}$ -суточная траектория вдвое чувствительнее $2^{1/2}$ -суточной). Допустимая погрешность времени включения корректирующего двигателя измеряется минутами и десятками минут [3.7].

§ 7. Посадка на Луну

Встреча космического аппарата с Луной, если не будут приняты специальные меры, должна привести к его разрушению вследствие удара о поверхность Луны. Попробуем выяснить величину скорости соударения.

Пусть полет происходит по полуэллиптической траектории с начальной скоростью 11,09 км/с, сообщаемой у поверхности Земли в направлении ее вращения (траектория 3 на рис. 63). В апогее в момент достижения орбиты Луны расстояние космического аппарата от Земли будет составлять 60 земных радиусов. Согласно формуле (6) § 5 гл. 2 скорость аппарата в этот момент будет равна $11,09 : 60 \approx 0,2$ км/с, причем движение будет происходить в ту же сторону, куда движется Луна. Но скорость Луны равна 1 км/с. Поэтому относительная скорость сближения космического аппарата с нагоняющей его Луной составит $1 - 0,2 = 0,8$ км/с.

С такой скоростью аппарат ударился бы о поверхность Луны, если бы Луна не притягивала его. Сфера действия Луны нагоняет аппарат в тот момент, когда он приближается к своему апогею. При этом скорости аппарата и Луны имеют почти одинаковые направления. Поэтому можно считать, что начальная селеноцентрическая скорость движения космического аппарата внутри сферы действия Луны (селеноцентрическая скорость входа в сферу действия) равна 0,8 км/с. По формуле (3) § 4 гл. 2, учитывая, что начальное расстояние равно 66 000 км, мы сможем вычислить скорость аппарата на расстоянии радиуса Луны (1737 км), т. е. в момент удара. Она оказывается равной 2,5 км/с.

Если увеличить скорость отлета с Земли, то еще сильнее увеличится скорость космического аппарата на подходе к Луне. Если, например, полет совершается по параболической траектории с начальной скоростью 11,19 км/с, то аппарат в момент пересечения границы сферы действия Луны будет иметь скорость порядка 1,3—1,6 км/с [3.1]¹⁾, т. е. увеличение скорости отлета с Земли

¹⁾ Различия в скоростях входа объясняются тем, что точки встречи со сферой действия Луны для различных параболических траекторий (при разных углах возвышения начальной скорости) находятся на несколько отличающихся расстояниях от Земли. На среднем расстоянии Луны от Земли параболическая скорость равна 1,4 км/с.

всего лишь на 1% (по сравнению с минимальной скоростью) приводит к увеличению скорости на границе сферы действия Луны в 6—8 раз. К тому же Луна теперь будет двигаться не вдогонку аппарата, а наперерез ему. В результате относительная скорость входа аппарата в сферу действия Луны составит 1,7—1,9 км/с [3.1]. Соответственно скорость падения на поверхность Луны по формуле (3) гл. 2 составит 2,9—3,0 км/с.

Как видим, с увеличением начальной скорости скорость падения на Луну заметно увеличивается, хотя и не в такой степени, как скорость встречи со сферой действия Луны.

Попутно отметим примечательное свойство селеноцентрических траекторий внутри сферы действия Луны. Скорость освобождения от лунного притяжения на границе сферы действия Луны равна 383 м/с (ее можно подсчитать по формуле (10) § 5 гл. 2). Следовательно, даже минимальная селеноцентрическая скорость входа в сферу действия (0,8 км/с) более чем вдвое превышает параболическую. Поэтому *селеноцентрические траектории внутри сферы действия всегда представляют собой ярко выраженные гиперболы.*

Благополучная посадка на Луну автоматической станции требует полного или почти полного погашения скорости ее падения. Так как Луна не обладает атмосферой, то единственным способом погашения скорости является торможение с помощью ракетного двигателя.

Запас топлива для тормозной двигательной установки (ТДУ) должен содержаться на борту космического аппарата. Каков этот запас? Если предположить, что характеристическая скорость торможения (скорость, которая гасится, плюс гравитационные потери) равна 3 км/с, а скорость истечения продуктов сгорания также равна 3 км/с, то согласно формуле Циолковского масса космического аппарата при начале торможения должна быть в 2,7 раза больше массы в конце торможения, т. е. топливо должно составлять 63% массы аппарата.

Чтобы затраты топлива на торможение были минимальны, необходимо вывести автоматическую станцию на траекторию полета к Луне с минимальной начальной скоростью. При этом, как мы видели, скорость, которую надо погасить, равна 2,5 км/с.

Таким образом, траектории перелета, предназначенные для посадки на Луну, отличаются от «ударных» траекторий попадания тем, что первые — эллиптические, а вторые, как правило, — гиперболические, близкие к параболе. Но эллиптические траектории особенно чувствительны к погрешностям в величине начальной скорости и полет по ним требует дополнительного запаса топлива для коррекции.

Чтобы уменьшить количество топлива, затрачиваемое на торможение, теоретически выгоднее всего начинать гасить скорость на минимальном расстоянии от Луны. Чем дальше происходит

торможение, тем больше гравитационные потери (тормозной двигатель должен не только погасить уже имеющуюся скорость, но и долгие препятствовать ее дальнейшему возрастанию под действием притяжения Луны). Ограничением здесь является то, что чересчур быстрое торможение вблизи Луны может привести к столь большим перегрузкам, что они разрушат научную аппаратуру или погубят космонавтов. Нецелесообразно также разбивать торможение на несколько активных участков (например, первый расположить на высоте 1000 км над Луной), так как это только увеличило бы энергетические затраты.

Здесь действует общий принцип механики космического полета: *всегда выгоднее расходовать топливо вблизи от небесного тела, чем вдали от него*¹⁾.

Управление при посадке должно осуществляться бортовой автономной системой, так как точность слежения за движением аппарата с Земли недостаточна и вдобавок сигналы с Земли будут запаздывать (радиосигнал от Земли до Луны и обратно идет 2,5 с). Лишь первый сигнал о начале маневров по спуску может даваться с Земли [3.9]. Тормозная двигательная установка не может включаться по сигналу программного временного устройства, находящегося на борту космического аппарата, так как ничтожная ошибка в величине начальной скорости отлета с Земли, равная, например, 0,3 м/с, приведет к ошибке во времени встречи с Луной на 100 с, и торможение начнется на нерасчетной высоте, поскольку аппарат за это время пролетит примерно 260 км [3.10].

В зависимости от возможностей системы управления посадка может быть *грубой* (или, как еще говорят, «жесткой» или «полужесткой»), когда скорость встречи аппарата с лунной поверхностью составляет десятки метров в секунду (скорость автомобиля, налетающего на препятствие), и *мягкой*, когда прилунение происходит столь же плавно, как приземление парашютиста.

При грубой посадке скорость сближения космического аппарата с Луной гасится полностью на некоторой высоте над лунной поверхностью, после чего аппарат свободно падает. По неосуществленному американскому проекту (вариант программы «Рейнджер»), например, точное падение должно было начаться на высоте 350 м и привести к встрече с Луной со скоростью 40 м/с.

При мягкой посадке после полного или почти полного погашения скорости основным двигателем могут включаться вспомо-

¹⁾ Представим себе, например, что мы хотим запустить вертикально вверх ракетный аппарат с параболической скоростью (т. е. 11,19 км/с у поверхности Земли), но мы недобрали скорость и сообщили ему 11,09 км/с. При этом, как мы знаем, аппарат достигнет орбиты Луны с нулевой скоростью. Если мы хотим теперь здесь, на расстоянии 384 400 км от Земли, заставить аппарат все же «достичь бесконечности», то должны уже добрать не 0,1 км/с, а 1,4 км/с (параболическая скорость на орбите Луны).

гательные малые («верньерные») ракетные двигатели. Они управляются в зависимости от показаний радиолокатора (данные о скорости) и радиовысотомера (данные о высоте) и должны удерживать скорость падения в узких пределах, а также не позволять аппарату опрокинуться [3.9, 3.10]. Верньерные двигатели могут работать непрерывно или в импульсном режиме [3.11]. Сравнительно слабый удар при посадке амортизируется с помощью специальных приспособлений.

Классическим примером мягкой посадки является первая в истории подобная посадка, осуществленная 3 февраля 1966 г. советской автоматической лунной станцией (АЛС) «Луна-9». Рассмотрим основные этапы полета станции (рис. 76) [3.11].

31 января 1966 г. станция «Луна-9» была выведена на промежуточную орбиту спутника Земли высотой 173 км в перигее и 224 км в апогее и наклоном 52°. Дата старта была приурочена к наступлению лунного утра в Океане Бурь — намеченном месте прилунения. Иными словами, посадка на Луну должна была быть совершена вблизи терминатора — границы света и тени на Луне, что обеспечивало контрастность фотографий лунных пейзажей (большая длина теней из-за низкого расположения Солнца на лунном небе) и благоприятный температурный режим станции после посадки.

При разгоне с орбиты станция получила скорость, обеспечивавшую достижение Луны через 3,5 сут. Благодаря этому в момент прилунения станция должна была быть наблюдаема с Земли высоко над горизонтом. Как видно из графика на рис. 69, траектория полета была близка к траекториям минимальной скорости. Скорость соударения с Луной, которую нужно было погасить при посадке, равнялась 2,6 км/с. Ее можно было бы уменьшить, уменьшив скорость схода с околоземной орбиты, но это привело бы к большей чувствительности траектории перелета к ошибкам и, как следствие, к возрастанию количества топлива для коррекции, от чего полезная нагрузка станции только бы уменьшилась.

После выхода на траекторию полета к Луне станция «Луна-9» (рис. 77) отделилась от разгонного блока. Ее масса составляла 1583 кг. Станции было придано вращение вокруг оси, перпендикулярной к направлению на Солнце. Это обеспечило постоянный температурный режим станции.

Обработка траекторных измерений показала, что станция должна пройти на расстоянии примерно 10 000 км от центра Луны. Понадобилась коррекция траектории, которая была проведена 1 февраля в 22 ч 29 мин на расстоянии 190 000 км от Луны. Перед

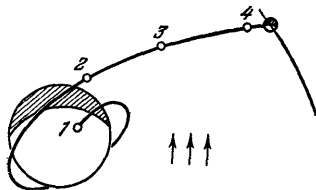


Рис. 76. Основные этапы полета АЛС «Луна-9»: 1 — старт 31 января 1966 г., 2 — разгон с промежуточной орбиты, 3 — коррекция, 4 — астроориентация, торможение и мягкая посадка.

коррекцией система ориентации остановила вращение станции и, используя в качестве опорных светил Солнце, Землю и Луну, развернула станцию в положение, при котором ось бортового двигателя приняла заданное направление. Корректирующий импульс равнялся 71,2 м/с. Одновременно с запуском двигателя была включена система стабилизации, удерживавшая станцию в заданном положении, пока действовала тяга двигателя. Корректирующий двигатель работал с весьма высокой точностью (при ошибке в величине приращения скорости на 0,1 м/с или в направлении на 1' место встречи с Лунной отклонилось бы на 10—15 км).

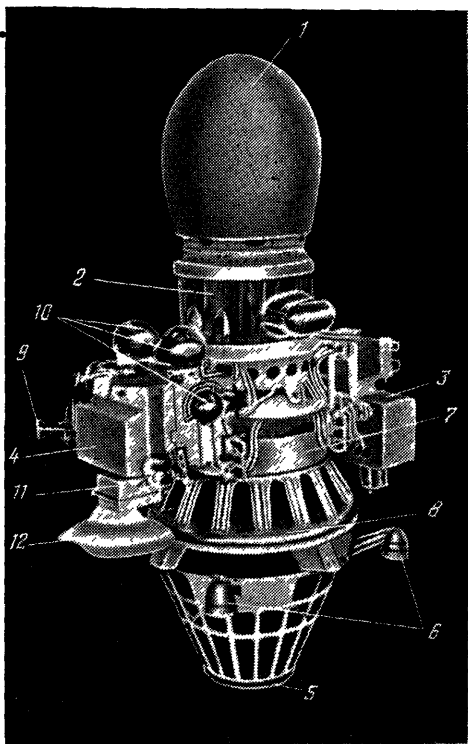


Рис. 77. Станция «Луна-9» после отделения от разгонного блока: 1 — автоматическая лунная станция, 2 — отсек системы управления, 3, 4 — отделяемые отсеки с аппаратурой, 5 — ЖРД, 6 — малые управляющие двигатели, 7 — бак окислителя, 8 — бак горючего, 9 — микродвигатели системы ориентации, 10 — баллоны с запасом газа для них, 11 — радиовысотомер, 12 — антенна радиовысотомера.

Чтобы была погашена скорость сближения станции с Луной, ось тормозного двигателя должна быть расположена вдоль вектора скорости, соплом вперед. Ориентация станции в таком направлении была бы легко достигнута, если бы падение на Луну происходило вертикально по траектории, проходящей через центр Луны, так как оптические средства позволяют легко определить направление на центр видимого со станции диска Луны, т. е. построить лунную вертикаль.

Проведем через центр Луны O (рис. 78) прямую, параллельную вектору скорости соударения в точке A , до пересечения ее в точке B с гиперболой падения на Луну. Заставим ось тормозного двигателя расположиться в точке B по лунной вертикали OB , и пусть при последующем движении до точки A система ориентации будет удерживать космический аппарат в заданном положении, так что аппарат будет перемещаться поступательно. Таким путем в точке A тяга двигателя сможет быть направлена необходимым образом

(фактически точка A включения двигателя находится, конечно, на некоторой высоте, незначительной по сравнению с расстоянием OB).

Если взять пучок гиперболических траекторий, получающихся при одинаковых по величине и направлению селеноцентрических скоростях входа в сферу действия Луны (но входящих в разных точках границы сферы действия), то обнаружится следующее замечательное свойство этих траекторий [3.12]. Проведем для каждой траектории построение, указанное на рис. 78. При этом с большой точностью обнаруживается, что все точки пересечения прямых, параллельных соответствующим скоростям соударения, с гиперболами оказываются на одной и той же высоте над Луной. Для скорости входа 1 км/с (характерной для полета станции «Луна-9») эта высота равна 8300 км .

На расстоянии $15\text{--}20 \text{ тыс. км}$ от Луны начал проводиться последний сеанс астроориентации станции. На высоте 8300 км за час до падения на Луну станция была сориентирована по лунной вертикали BO и далее перемещалась поступательно до момента достижения высоты 75 км . На этой высоте за 48 с до посадки по командному сигналу от радиовысотомера (ось его параболической антенны была параллельна оси двигателя) был включен тормозной двигатель. (Перед этим от станции были отделены два отсека, ненужные при посадке.) Работа двигателя продолжалась до того момента, когда автоматическая обработка (интегрирование) показаний акселерометра, измеряющего реактивное ускорение, показала, что расчетная скорость сближения с Луной погашена. На высоте примерно 150 м основной двигатель был выключен, и дальнейшее гашение скорости, а также стабилизация станции при спуске производились с помощью малых ракетных двигателей.

Когда станция оказалась на высоте 5 м , специально выдвинутый штыревой датчик соприкоснулся с лунной поверхностью, что послужило сигналом к отделению и отбрасыванию лунной станции от тормозной установки. В результате станция прилунилась несколько в стороне, опустившись на не поврежденный выхлопными газами участок. Скорость посадки составляла $4\text{--}7 \text{ м/с}$. Свойства грунта Луны до этого полета были неизвестны, и поэтому станция была заключена в амортизирующее устройство — эластичную оболочку, которая перед прилунением надувалась сжатым газом и должна была предохранить станцию от удара и при скальном и при песчаном грунте. Подпрыгнув несколько раз, надутая оболочка остановилась и распалась на две части, которые были отброшены через 4 мин , и станция оказалась на грунте [3.13]. Прилунение

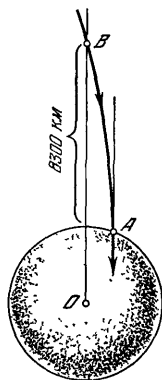


Рис. 78. Способ ориентации оси тормозного двигателя по вектору скорости соударения с Луной.

произошло 3 февраля 1966 г. в 21 ч. 45 мин 30 с в небольшом углублении в районе Океана Бурь. После посадки раскрылись 4 передающих лепестковых антенны, одновременно стабилизировавших станцию на поверхности, и 4 принимающих штыревых антенны.

Аналогичным путем была совершена посадка на Луну 24 декабря 1966 г. автоматической станции «Луна-13» (рис. 79). При этом помимо антенн были развернуты также механизмы для выноса приборов.

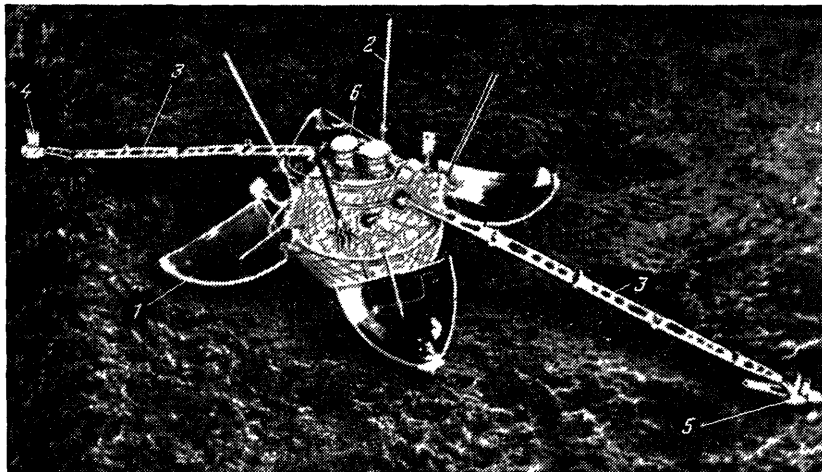


Рис 79. Автоматическая станция «Луна-13»: 1 — лепестковые антенны, 2 — штыревые антенны, 3 — механизмы выноса приборов, 4 — механический грунтомер, 5 — радиационный плотномер, 6 — телевизионная камера

Другим примером программы мягкой посадки может служить программа, которая использовалась при полетах американских космических аппаратов серии «Сервейер» (рис. 80). Масса аппарата «Сервейер» равнялась 950 кг, причем две трети ее приходилось на тормозную двигательную установку. Аппараты выводились на траектории полета к Луне с помощью ракет-носителей типа «Атлас — Центавр». Через три дня полета на расстоянии 1600 км от поверхности Луны двигатели системы ориентации разворачивали аппарат таким образом, чтобы тяга тормозного двигателя была направлена прямо противоположно скорости. Одновременно включалась телекамера, передававшая на Землю каждые 3 с одно изображение участка лунной поверхности. Камера позволяла установить место посадки с точностью порядка 1,6 км. На высоте 83 км, когда скорость аппарата равнялась 2,62 км/с, включался тормозной двигатель, работа которого прекращалась на высоте 8500 м (± 2700 м) при скорости 122 м/с (± 38 м/с). Включались верньерные двигатели,

а основной тормозной двигатель сбрасывался. Верньерные двигатели постепенно переводили движение аппарата на вертикаль, уменьшали скорость до 1,5 м/с на высоте 12 м и поддерживали ее постоянной (реактивное ускорение в точности равнялось ускорению лунного притяжения $1,62 \text{ м/с}^2$) до высоты 4 м, после чего выключались. Аппарат падал на поверхность, отклоняясь от вертикали не более чем на 5° , со скоростью от 3 до 5 м/с. Удар смягчался тремя когтями-амортизаторами. Вся операция посадки продолжалась 2 мин. В момент посадки масса аппарата составляла примерно 270 кг, из которых на научную аппаратуру приходилось 68 кг.

Рассмотренные нами программы мягкой посадки на Луну соответствуют случаю так называемой *прямой посадки*, т. е. посадки, не сопровождающейся предварительным выходом на орбиту спутника Луны.

Посадки с окологоризонтальной орбиты будут рассмотрены в § 5 гл. 10 и § 5 гл. 12. Они, в частности, необходимы для достижения тех областей Луны, которые недоступны при прямой посадке.

§ 8. Научное значение автоматических лунных станций

Даже аппараты, обреченные на неизбежное разрушение при ударе о лунную поверхность, которые запускались на начальном этапе исследования Луны, принесли богатую научную информацию. Уже полет в сентябре 1959 г. советской станции «Луна-2», упавшей в Море Дождей, позволил установить, что Луна не обладает сколь угодно значительным магнитным полем и не окружена зонами радиации. Американские ударные зонды «Рейнджер-7, -8, -9», запущенные на Луну в 1964—1965 гг. и снабженные телеви-

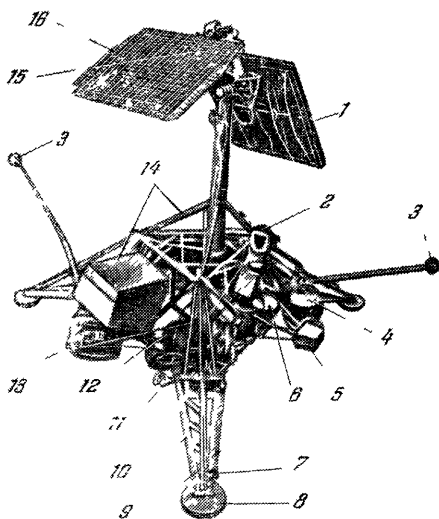


Рис. 80. Американская автоматическая станция «Сервейер-1» 1 — остронаправленная антенна, 2 — телекамера с установленным перед ней зеркалом, 3 — всенаправленная антенна, 4 — емкость для сжатого гелия, 5 — аккумуляторная батарея, 6 — емкость для азота, 7 — двигатель системы ориентации, 8 — пята посадочной ноги, 9 — демпфирующая конструкция, 10 — посадочная нога, 11 — верньерный двигатель, 12 — емкость для жидкого горючего, 13 — антенна радара, 14 — корпус блоков электронного оборудования, 15 — солнечный датчик, 16 — солнечная панель.

зионной аппаратурой, передали на Землю больше тысячи высококачественных фотографий отдельных участков лунной поверхности в местах падений (соответственно в Море Облаков, в Море Спокойствия и в кратере Альфонс). Фотографирование производилось в последние 17 мин полета с высоты от 1800 км до 300 м, причем на фотографиях были различимы детали лунной поверхности размером менее метра. Регистрация с помощью радиовысотомера быстроты падения ударного зонда на Луну позволяла уточнять массу Луны, а информация, полученная в момент удара, могла в принципе дать сведения о структуре поверхностного слоя.

Гораздо больше информации дали мягкие посадки на Луну. Советские станции «Луна-9, -13» и американские станции «Сервейер-1, -3, -5, -6, -7», обладавшие возможностью кругового телевизионного обзора, передали на Землю десятки тысяч фотографий, на которых видны различные образования в непосредственной близости от мест посадки, более удаленные холмы и горы, а также Земля на небе Луны. Помимо того, станции сообщили ценнейшие сведения о механических параметрах поверхностного слоя лунного грунта (сцепление, внутреннее трение, несущая способность и т. д.), его структуре, толщине, плотности и химическом составе. Были получены также данные о свойствах грунта на некоторой глубине с помощью специальных копательных устройств. Была доказана пригодность грунта, по крайней мере во многих местах, для посадки космических кораблей с людьми. С помощью аппаратов «Сервейер» проводились также эксперименты по лазерной связи. Производились перемещения аппаратов «Сервейер» («прыжки») с помощью бортового ракетного двигателя.

Особенно эффективны исследования Луны с помощью передвижных автоматических аппаратов. Принципиальная трудность управления с Земли, которая при этом возникает, заключается в запаздывании радиосигналов, поступающих на аппарат с Земли. При большой скорости передвижения, когда ситуация на Луне быстро изменяется, это обстоятельство делается немаловажным. Становятся необходимыми периодические остановки (для обзора ландшафта) и ограничение скорости.

10 ноября 1970 г. стартовала с помощью ракеты-носителя «Протон» и 17 ноября совершила мягкую посадку на Луне в районе Моря Дождей после маневрирования на окололунных орбитах советская автоматическая станция «Луна-17» (рис. 81). С ее посадочной ступени на поверхность Луны по специальному трапу сошел самодвижущийся восьмиколесный экипаж «Луноход-1». Лишь 4 октября 1971 г. прекратилось из-за выработки ресурсов радиоизотопного источника тепла функционирование аппарата, прерывавшееся в течение $10\frac{1}{2}$ месяца только во время лунной ночи и при высоком положении Солнца над горизонтом, когда телепанорамы теряли контрастность. Было пройдено расстояние 10 540 м по

сильно пересеченной местности, детально исследована поверхность 80 000 м², получено более 200 панорам, свыше 20 000 снимков. В 500 пунктах трассы аппарата изучались физико-механические свойства грунта, в 25 точках проведен его химический анализ.

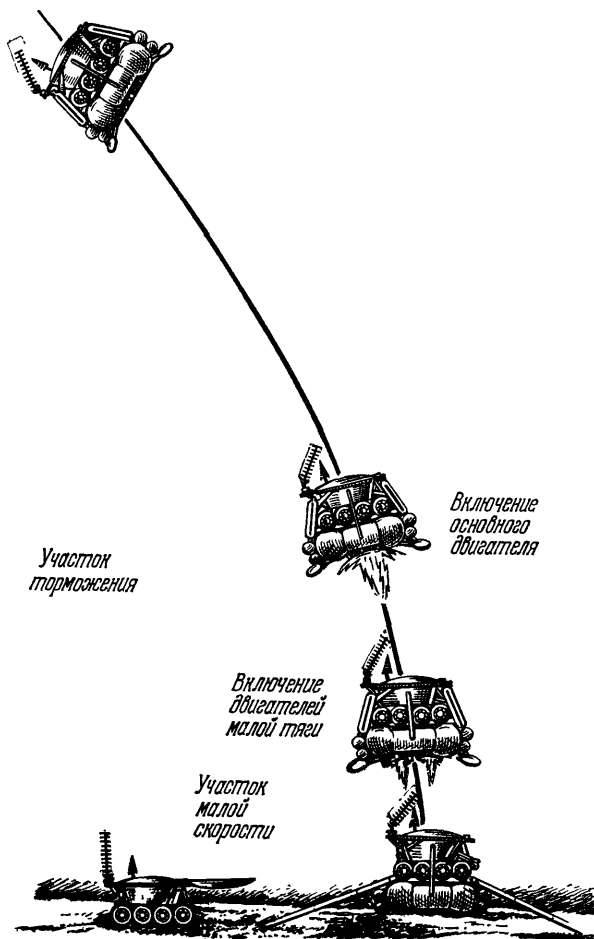


Рис. 81. Посадка станции с аппаратом «Луноход».

Проведено длительное и планомерное изучение космического рентгеновского излучения и радиационных свойств поверхности. После прекращения активной жизни «Лунохода-1» проводилась лазерная локация с Земли французского уголкового отражателя, установленного на Луне. Такая локация, по существу, означает использование Луны в качестве геодезического спутника.

16 января 1973 г. в 01 ч 35 мин станция «Луна-21», стартовавшая с Земли 8 января, совершила посадку на восточной окраине Моря Ясности, внутри полузатопленного кратера Лемонье, и доставила на поверхность Луны передвижной аппарат «Луноход-2». Конструкция аппарата отличалась от конструкции «Лунохода-1» незначительной модернизацией (в частности, добавлением выносной высоко расположенной телекамеры). В числе исследований, проводившихся аппаратурой «Лунохода-2» в неподвижном его состоянии, были магнитные измерения с целью установления связи магнитного поля Луны с изменениями межпланетного магнитного поля и магнитного шлейфа Земли, измерявшимися одновременно спутником «Прогноз-3». Благодаря навыкам, приобретенным наземным «экипажем» аппарата, и улучшению обзора средняя скорость «Лунохода-2» значительно превысила скорость перемещения «Лунохода-1». К моменту окончания работы «Лунохода-2», продолжавшейся 5 лунных дней, аппарат преодолел 37 км, передвигаясь в условиях сложного рельефа.

В главе 11 мы рассмотрим проблемы возвращения на Землю автоматических лунных станций.