

Глава 10

ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЛУНЫ

§ 1. О возможности захвата Луной космического аппарата

Большой теоретический и, несомненно, практический интерес представляет ответ на вопрос: может ли космический аппарат быть захвачен полем тяготения Луны? Под *захватом* при этом понимается следующее явление: космический аппарат приходит в район Луны со стороны Земли и остается затем в течение неограниченного времени в некоторой окрестности Луны, например в ее сфере действия ¹⁾.

Для так называемых траекторий сближения, т. е. траекторий космических аппаратов, стартующих с Земли и входящих в сферу действия Луны до того, как они завершат хотя бы один оборот вокруг Земли, ответ на поставленный вопрос нам известен. Даже минимальная селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны более чем вдвое превышает скорость освобождения от лунного притяжения на границе сферы действия Луны. Поэтому селеноцентрическая траектория представляет собой ярко выраженную гиперболу. Учет возмущений селеноцентрического движения со стороны Земли не может существенно изменить эту картину (уж «очень гиперболично» движение), и, таким образом, захват космического аппарата оказывается невозможным [3.16].

Но, строго говоря, такой ответ на поставленный вопрос не учитывает всех теоретически существующих возможностей. Представим себе, что запущен искусственный спутник Земли, невозмущенная эллиптическая орбита которого очень сильно вытянута, но все же не достигает сферы действия Луны. Постепенно лунные возмущения повышают апогей оскулирующей эллиптической орбиты, и после какого-то числа оборотов вокруг Земли космический аппарат может войти в сферу действия Луны. Особый характер предшествующего движения космического аппарата не позволяет нам теперь утверждать, что вход произойдет непременно

¹⁾ Случай столкновения с Луной не считается захватом.

с большой гиперболической селеноцентрической скоростью. Возможно, что скорость будет эллиптическая, или близкая к параболической, или слабогиперболическая.

Не только в случае, когда входная селеноцентрическая скорость параболическая или слабогиперболическая, но и в случае, когда она эллиптическая, космический аппарат может, войдя в сферу действия Луны, покинуть затем ее. В самом деле, ведь эллипс — замкнутая кривая, и космический аппарат должен возвратиться после одного оборота вокруг Луны в первоначальную точку входа с той же стороны, как и первый раз, а для этого он должен предварительно выйти из сферы действия Луны. Однако уверенно утверждать, что космический аппарат непременно покинет сферу действия, мы тоже не можем. Возмущения со стороны Земли могут не позволить ему вообще достичь изнутри вновь границы сферы действия Луны (даже при полете по слабогиперболической орбите). Область внутри сферы действия Луны вблизи ее границы пересекается космическим аппаратом со сравнительно малой селеноцентрической скоростью, и поэтому возмущениями со стороны Земли пренебрегать нельзя.

Наконец, если даже космический аппарат, обогнув Луну, и покинет ее сферу действия, выход произойдет со сравнительно небольшой селеноцентрической скоростью, и вполне может случиться, что космический аппарат вновь вернется в сферу действия Луны (в случае эллиптической входной скорости это вообще весьма вероятно), причем, не исключено, при более благоприятных для захвата условиях. Конечно, может случиться и обратное: сфера действия Луны будет покинута навсегда. Мы теперь ничего не можем утверждать с уверенностью, так как теперь граница сферы действия Луны перестает играть привычную для нас роль и нельзя пренебрегать ни лунными возмущениями геоцентрического движения перед входом в сферу действия, ни земными возмущениями селеноцентрической траектории после входа. Иными словами, здесь вообще неприменим приближенный метод расчета траекторий, которым мы все время пользуемся, и необходимо искать решение в рамках ограниченной задачи трех тел.

Представляет интерес случай, когда космический аппарат мог бы остаться в сфере действия Луны если не навсегда, то хотя бы на достаточно долгое время. Исследование в рамках задачи трех тел показывает [3.1], что если запустить спутник Земли на высоте 200 км со скоростью, большей 10 848,90 м/с, но меньшей 10 849,68 м/с (разница между скоростями менее 1 м/с)¹⁾, то он, совершив большое число оборотов вокруг Земли (не менее нескольких сотен), проникнет в район Луны, пройдя вблизи точки либ-

¹⁾ Скорости даны во вращающейся системе координат. В геоцентрической системе их разность была бы той же.

рации L_1 , и может превратиться во временный спутник Луны. Движение вокруг Луны в принципе может продолжаться очень долго, но может и быстро закончиться уходом из района Луны с обязательным обратным проходом вблизи точки L_1 . Конечно, осуществление столь строгих начальных условий вряд ли возможно, да и неучтенные влияния притяжения Солнца и эллиптичности орбиты Луны исказят всю картину, но этот пример ясно показывает принципиальную возможность хотя бы временного захвата ¹⁾.

Остается открытым вопрос, возможно ли создание подобным же образом постоянного спутника Луны. Известно лишь, что, если бы Луна имела значительно меньшую массу, постоянный захват был бы наверняка невозможен [3.1].

Как видим, приближенная методика расчета космических траекторий пригодна для решения отнюдь не любых задач. С точки зрения этой методики сфера действия Луны вообще не может быть достигнута, если первоначальный апогей орбиты спутника находится ниже ее: эта методика вообще игнорирует возмущения.

§ 2. Запуск искусственного спутника Луны

Экзотический метод запуска временного искусственного спутника Луны, описанный выше, конечно, неприменим на практике. С точки зрения практической космонавтики единственный способ вывода космического аппарата на орбиту спутника Луны заключается в уменьшении его селеноцентрической скорости внутри сферы действия Луны с гиперболической до эллиптической, причем до такой, чтобы апоселений орбиты не оказался вблизи границы сферы действия Луны (иначе из-за земных возмущений спутник может быть потерян Луной на первых же оборотах). Уменьшение скорости осуществляется включением тормозной двигательной установки, находящейся на борту космического аппарата.

Пусть космический аппарат входит в сферу действия Луны с некоторой заданной селеноцентрической скоростью $v_{вх}$ и описывает гиперболическую траекторию I (рис. 93, а).

В периселении A гиперболической орбиты селеноцентрическая скорость достигнет максимального значения, которое может быть вычислено по формуле (3) § 4 главы 2, где следует положить: $v_0 = v_{вх}$, $r_0 = 66\ 000$ км, $r = r_A$ (расстояние точки A от центра Луны O), $fM = K = 4903$ км³/с². Эту скорость нужно уменьшить до эллиптической (и не слишком большой!), направив силу тяги против вектора скорости. Для ориентации двигателя может быть

¹⁾ Аналогичные рассуждения позволяют утверждать, что в рамках задачи трех тел возможно и попадание в Луну при начальной скорости, меньшей минимальной.

использован прием, аналогичный тому, который был рассмотрен в параграфе о посадке на Луну. В точке B , которая найдется как пересечение с траекторией 1 линии OB , параллельной вектору скорости в точке A (т. е. перпендикулярной к OA), двигатель ориентируется по лунной вертикали OB , и затем система ориентации сохраняет положение корпуса аппарата до достижения точки A (или, если нужно, отклоняет ось двигателя на заданный угол). Здесь система стабилизации обеспечивает заданное направление тяги в течение всего времени работы двигателя.

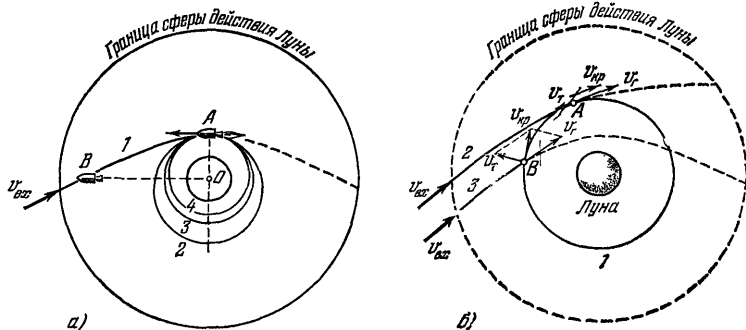


Рис. 93. Запуск спутника Луны: а) переход на окололунную орбиту в периселении пролетной траектории, б) сравнение двух способов запуска спутника Луны на круговую орбиту.

При некотором значении тормозного импульса v_t мы получаем орбиту 2 спутника Луны с периселением в точке A . При большем значении v_t можно получить круговую орбиту 3, а при еще большем — орбиту 4 с апоселением в точке A .

Легко показать, что для вывода спутника Луны на определенную круговую орбиту 1 (рис. 93, б) выгоднее всего выбрать такую гиперболическую траекторию 2 подлета к Луне, которая касается этой круговой орбиты, и сообщить тормозной импульс в ее периселении A . В самом деле, если траектория подлета 3 при том же векторе входной скорости не касается, а пересекает в точке B круговую орбиту, то для получения той же круговой скорости следует сообщить тормозной импульс под углом к направлению движения. Из рис. 93, б видно, что в точке B тормозной импульс v_t больше, чем в точке A (гиперболические скорости v_r в точках A и B одинаковы по величине, так как точки находятся на одинаковых расстояниях от центра Луны).

По указанной причине траектории подлета к Луне, если ставится цель запуска спутника Луны, могут быть только из числа пролетных; траектории же попадания исключаются.

Плоскость, в которой расположена орбита спутника Луны, остается, если пренебречь возмущениями, все время неизменно ориентированной в пространстве. Эта плоскость проходит через

вектор селеноцентрической скорости после окончания торможения и центр Луны. Если тормозной импульс лежит в плоскости селеноцентрического движения (это энергетически выгодно), то и орбита спутника Луны лежит в этой плоскости. Плоскость же селеноцентрического движения проходит через центр Луны и вектор входной селеноцентрической скорости. Значит, плоскость орбиты спутника Луны может быть выбрана в зависимости от условий входа в сферу действия Луны.

Велика ли должна быть доля тормозной двигательной установки в общей массе космического аппарата, выведенного на траекторию полета к Луне?

Допустим, что мы хотим вывести спутник Луны на круговую орбиту, расположенную на высоте 10 км над поверхностью. Такую орбиту можно условно считать самой низкой из возможных, так как максимальная высота гор на Луне составляет 9 км. Круговая скорость на высоте 10 км равна 1,67 км/с. При минимальной входной селеноцентрической скорости 0,8 км/с (при полете к Луне по полуэллиптической траектории) скорость в периселении гиперболы составит 2,5 км/с. Следовательно, тормозной импульс равен $2,5 - 1,67 \approx 0,8$ км/с. По формуле (2в) в § 1 гл. 1 можно рассчитать, что при скорости истечения 3 км/с количество топлива должно составить 23% общей массы космического аппарата.

При тех же предположениях запуск на круговую орбиту, отстоящую на один радиус Луны от ее поверхности (круговая скорость 1,18 км/с, гиперболическая скорость в периселении 1,85 км/с, тормозной импульс 0,67 км/с), потребует запаса топлива на борту, равного 20% общей массы. Конечно, нужно еще учесть массу и самого двигателя, но все же приведенные цифры говорят о том, что при запуске спутника Луны приходится жертвовать в пользу бортовой двигательной установки значительно меньшей частью полезной нагрузки космического аппарата, чем при посадке на Луну.

Увеличение скорости отлета с Земли приводит к увеличению скорости входа в сферу действия Луны и к увеличению энергетических затрат на запуск спутника Луны. Предполагая по-прежнему скорость истечения равной 3 км/с, найдем для случая отлета с Земли с параболической скоростью (2-суточный полет), что для выхода на круговую орбиту высотой 10 км требуется затратить топливо, составляющее 34% массы космического аппарата.

Здесь необходимо сделать одно замечание, имеющее большое теоретическое, хотя и ограниченное практическое, значение. Допустим, что мы желаем вывести спутник на круговую селеноцентрическую орбиту, радиус которой для нас не имеет значения, но нам бы хотелось, чтобы тормозной импульс был как можно меньше. Для случая входа в сферу действия Луны с селеноцентрической скоростью 0,8 км/с мы видели, что запуск спутника на круговую орбиту, расположенную на высоте радиуса Луны, требует

меньшего тормозного импульса, чем запуск на орбиту высотой 10 км. А что будет, если запустить спутник на еще бóльшую высоту? Оказывается, что до радиуса орбиты, равного 8,7 радиуса Луны (13 370 км над поверхностью), будет требоваться все меньший и меньший тормозной импульс. Но на бóльших высотах импульс будет больше, и, таким образом, радиус орбиты, равный 8,7 радиуса Луны, является *оптимальным* для круговой орбиты с точки зрения расхода топлива при входе в сферу действия Луны со скоростью 0,8 км/с. *Для каждой скорости входа существует своя оптимальная высота круговой орбиты*. Если приближенно рассматривать селеноцентрическую входную скорость $v_{вх}$ как скорость на бесконечности для гиперболического движения, то радиус оптимальной круговой орбиты $r_{опт}$ может быть найден по формуле

$$r_{опт} = \frac{2K}{v_{вх}^2} \quad \text{или} \quad \frac{r_{опт}}{r^*} = \frac{v_{осв}^{*2}}{v_{вх}^2},$$

где K — гравитационный параметр Луны, $r^* = 1737$ км — радиус Луны, $v_{осв}^* = 2,38$ км/с — параболическая скорость на поверхности Луны. При этом круговая скорость на оптимальной орбите всегда вдвое меньше скорости, которую нужно снизить, а местная параболическая скорость равна входной скорости. Тормозной импульс для оптимальной орбиты при $v_{вх} = 0,8$ км/с равен 0,57 км/с. Как видим, оптимальность орбиты в данном случае выражена очень слабо: на высоте радиуса Луны тормозной импульс был лишь на 0,1 км/с больше.

До сих пор мы говорили о запуске спутника Луны с помощью одноимпульсного маневра внутри сферы действия Луны. Но теоретически может оказаться энергетически выгодным использование двухимпульсного маневра. Эта выгода обнаруживается для круговых орбит, расположенных выше оптимальной орбиты. Ввиду малого практического значения этого обстоятельства для запуска спутников Луны (слишком высокие орбиты) мы отложим детальное рассмотрение этого вопроса до § 7 гл. 13, когда займемся искусственными спутниками планет.

Соображения экономии топлива требуют полета к Луне по траекториям, близким к траекториям минимальной скорости; лучше всего — по $3\frac{1}{2}$ -суточной эллиптической траектории. Эти траектории, однако, особенно чувствительны к начальным ошибкам; поэтому нужна коррекция.

Необходимо точное управление и стабилизация космического аппарата во время сообщения тормозного импульса. Особенно это важно при выведении спутников на низкие орбиты, когда существует опасность соударения с Луной.

Впервые в истории стала искусственным спутником Луны советская автоматическая станция «Луна-10», запущенная 31 марта 1966 г. [3.17]. При сходе с промежуточной околоземной орбиты

станция имела скорость 10,87 км/с, что обеспечило достижение района Луны через 3,5 сут. Селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны составляла около 1 км/с. На расстоянии 8000 км от поверхности Луны станция была ориентирована осью двигателя по лунной вертикали. Тормозной импульс был сообщен в направлении, противоположном движению, на высоте 1000 км, вблизи апоселения намечаемой орбиты спутника Луны. Скорость

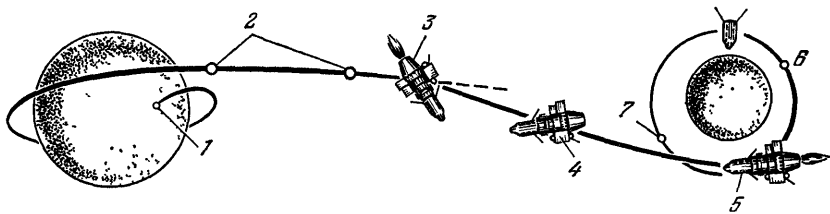


Рис 94. Схема полета станции «Луна 10» [3 17] 1 — старт, 2 — траекторные измерения, 3 — коррекция, 4 — ориентация по лунной вертикали, 5 — включение тормозного двигателя, 6 — периселений орбиты, 7 — апоселений орбиты

полета была уменьшена с гиперболической 2,1 км/с до эллиптической 1,25 км/с (местная параболическая скорость на высоте 1000 км равна 1,9 км/с, а круговая — примерно 1,3 км/с). Масса станции перед началом торможения составляла 1600 кг. Через 20 с после окончания торможения от станции отделился контейнер с научной аппаратурой массой 245 кг. Первоначальная орбита станции имела следующие параметры: апоселений на высоте 1017 км, периселений на высоте 350 км, период обращения 2 ч 58 мин 15 с, угол наклона плоскости орбиты к экваториальной плоскости Луны $71^{\circ}54'$ (рис. 94).

Аналогичным путем, хотя и на другие орбиты, запускались и другие советские спутники Луны. Сообщалось, что станция «Луна-12» после ориентации по лунной вертикали специально отклонялась затем до прихода в точку торможения на заданный угол.

Схема запуска американских спутников Луны «Лунар Орбитер-1—5» и «Лунар Эксплорер-35» мало отличалась от советской. Предусматривалась возможность второй коррекции на пути к Луне. Иным был способ ориентации космического аппарата перед выходом на окололунную орбиту. Тормозной импульс сообщался вблизи периселения намечаемой орбиты спутника или на высоте, промежуточной между высотами периселения и апоселения.

§ 3. Орбиты спутников Луны и их эволюция

Чтобы дать представление о периодах обращения искусственных спутников Луны, выделим из числа орбит несколько характерных. Прежде всего укажем на уже рассматривавшиеся круговые

орбиты, расположенные на высоте 10 км и на высоте радиуса Луны над поверхностью. Период обращения спутника по первой из них составляет 1 ч 49 мин, по второй — 5 ч 6 мин.

Заметим, что на протяжении первых 100 км над лунной поверхностью период обращения возрастает примерно равномерно: приблизительно на 1 мин при увеличении высоты круговой орбиты на 10 км.

Если условно принять границу сферы действия Луны за границу области возможного существования спутников Луны, то интересны параметры двух орбит: круговой радиуса 66 000 км и эллиптической с периселением у самой поверхности Луны и апоселением на границе сферы действия. Для первой круговая скорость равна 0,273 км/с, а период обращения 18 сут. Для второй скорость в периселении равна 1,68 км/с, в апоселении — 0,062 км/с, а период обращения составляет 6,6 сут. Сомнительно, однако, чтобы спутник Луны мог совершить более одного оборота вокруг Луны, будучи запущен на одну из таких орбит, и не был бы потерян Луной.

Здесь мы сталкиваемся с вопросом об устойчивости орбит искусственных спутников Луны в связи с действием гравитационных возмущений со стороны Земли и Солнца, а также из-за несферичности лунного поля тяготения.

Влиянием на движение спутника Луны сопротивления среды можно полностью пренебречь, так же как мы им пренебрегали, когда рассматривали движение искусственного спутника Земли вне атмосферы. Что касается влияния давления солнечных лучей, то оно должно было бы серьезно сказываться на движении надувных баллонов типа американских спутников Земли «Эхо».

Солнечные гравитационные возмущения примерно в 180 раз меньше земных гравитационных возмущений. Общий характер их воздействия на спутники Луны похож на воздействие земных возмущений.

Влияние земных и солнечных возмущений сильно зависит от формы орбиты спутника Луны и расположения ее плоскости.

На рис. 95 показано влияние земных и солнечных возмущений на орбиту спутника Луны, расположенную в плоскости, близкой к плоскости лунной орбиты, на протяжении неполных шести оборотов [3.18]. В данном случае движение сильно напоминает снижение спутника Земли в атмосфере. Полезно обратить внимание на характерный петлеобразный вид барицентрической (или, что практически почти одно и то же, геоцентрической) траектории.

Рис. 95 не слишком характерен для эволюции орбит, лежащих вблизи плоскости орбиты Луны. Эта эволюция, как правило, заключается в периодических колебаниях высот периселения и апоселения (период равен примерно двум неделям) [3.19]. Если периселений очень низок, то такие колебания могут привести к гибели

спутника, после того как периселений опустится до поверхности Луны.

Орбиты, плоскости которых перпендикулярны к плоскости лунной орбиты, возмущаются гораздо сильнее. Для них характерно опускание периселения и подъем апоселения при все увеличивающемся эксцентриситете (орбита вытягивается). В конце концов спутник падает на Луну [3.19].

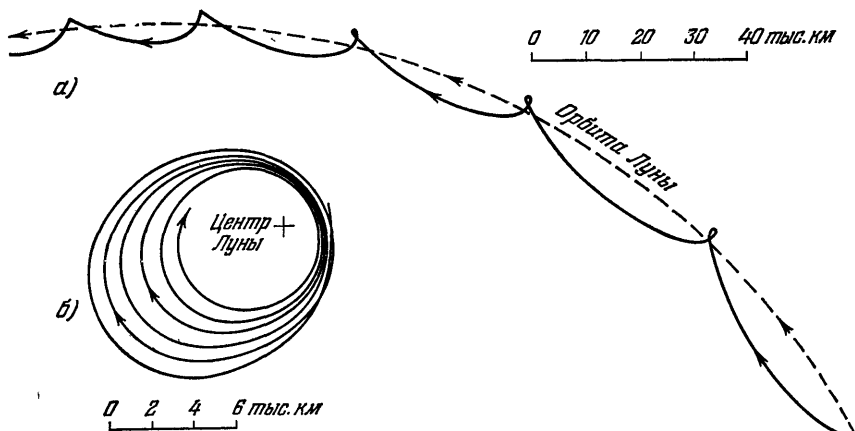


Рис. 95. Изменение орбиты спутника Луны под действием возмущений от Земли и Солнца [3.18]: а) орбита в барицентрической системе координат в проекции на экваториальную плоскость Земли; б) орбита в селеноцентрической системе координат в проекции на ту же плоскость

Обработка орбитальных измерений при полете «Луны-10» позволила установить, что возмущения за счет нецентральности поля тяготения Луны в 5—6 раз превышают возмущения движения, вызванные Землей и Солнцем. Поле тяготения Луны, по-видимому, таково, будто бы Луна имеет «грушевидную» форму с вытянутостью на обратной стороне [3.17, 3.20]. Между тем многие ученые ранее полагали, что Луна вытянута, наоборот, примерно на 1 км в сторону Земли. В пользу выпуклости на обратной стороне Луны говорит тот факт, что эта сторона, по данным фотографирования станций «Луна-3» и «Зонд-3», является более гористой, чем видимая сторона. Между тем «материковые» части на Луне (по крайней мере на видимой стороне) приподняты над «морями» на 1—2 км [3.17]. Лазерные высотомеры кораблей «Аполлон-15, -17» показали, что видимая сторона Луны лежит ниже среднего уровня, а невидимая — выше него. Центр масс Луны смещен на 2,5 км относительно сферы радиуса 1737 км в направлении, проходящем между Морем Ясности и Морем Кризисов.

Гравитационные аномалии приводили к быстрой эволюции околослунных орбит американских кораблей «Аполлон». За трое

суток первоначально почти круговая орбита с высотой периселения 111 км и апоселения 113 км превращалась в заметно эллиптическую с разностью высот между апоселением и периселением в 30 км.

Американские исследования в связи с обработкой данных о возмущениях орбит спутников «Лунар Орбитер» (главным образом спутника «Лунар Орбитер-5») установили наличие мест со значительной концентрацией масс. Эти образования получили название *масконов*. Масконы заставляли корабли «Аполлон» неожиданно ускорять свое движение, а потом тут же притормаживаться, опускаться на несколько десятков метров, совершать боковые «вихляния» и т. д.

Вначале были обнаружены масконы под поверхностью морей на видимой стороне Луны, потом под морями на границе видимой и невидимой сторон и, наконец, был обнаружен огромный «Скрытый» (ни с каким морем не связанный) в середине обратной стороны (он отклоняет на 1 км спутник, пролетающий на высоте 100 км). Общая избыточная масса всех масконов превышает 10^{-4} массы Луны. С лунными горами, наоборот, оказались связанными отрицательные аномалии гравитации [3.21]. Но, конечно, все эти аномалии сказываются только на относительно близких к Луне орбитах.

Ярким примером того, насколько велико влияние, которое оказывает Земля на движение спутников Луны (особенно вблизи границы ее сферы действия), может служить возможность (не только на бумаге) существования *либрационных спутников Луны* (и одновременно спутников Земли) в точках L_1 и L_2 (см. рис. 31 в § 6 гл. 4). Период обращения каждого из либрационных спутников равен 27,3 сут (сидерический месяц), в то время как на соответствующих расстояниях от Луны (58 000 км и 65 000 км) «невозможный» период обращения должен бы был быть меньше 18 сут.

Поскольку геоцентрическая скорость спутника в точке L_1 равна 0,87 км/с (см. § 6 гл. 4), а геоцентрическая скорость Луны равна 1,02 км/с, то Луна обгоняет¹⁾ спутник в точке L_1 со скоростью $1,02 - 0,87 = 0,15$ км/с, а спутник с такой же скоростью отстает от нее. Итак, селеноцентрическая скорость спутника в точке L_1 , на расстоянии 58 000 км от Луны, равна 0,15 км/с. Между тем соответствующая круговая селеноцентрическая скорость в той же точке, вычисляемая по формуле $v_{кр} = \sqrt{\frac{fM}{r}}$, равна 0,29 км/с.

Аналогично можно найти селеноцентрическую скорость спутника в точке L_2 (здесь спутник в геоцентрическом движении обгоняет Луну). Она оказывается равной 0,17 км/с, в то время как местная круговая селеноцентрическая скорость равна 0,27 км/с.

¹⁾ Обгоняет с точки зрения линейных скоростей. Угловые движения спутника в точке L_1 и Луны вокруг Земли одинаковы

На рис. 96, а светлыми (двойными) стрелками показаны векторы геоцентрических скоростей Луны и спутников L_1 и L_2 , а черными — векторы их селеноцентрических скоростей. Нетрудно заметить, что селеноцентрическое движение вокруг Луны происходит в направлении, противоположном вращению стрелки часов, т. е. в том же направлении, что и обращение Луны вокруг Земли (прямое движение спутников Луны).

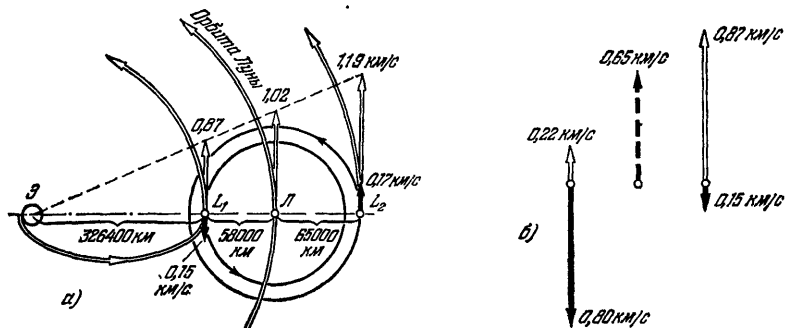


Рис 96 Выведение на орбиту либрационных спутников Луны и Земли а) селеноцентрические (черные) и геоцентрические (светлые) орбиты (не в масштабе), б) масштабная диаграмма селеноцентрических (черные стрелки) и геоцентрических (светлые стрелки) скоростей.

Поучительно рассмотреть вопрос о запуске либрационного спутника, например спутника в точке L_1 . Для этого необходимо вывести его в точку либрации, используя промежуточную (лучше всего полуэллиптическую) траекторию перехода, и здесь сообщить ему приращение скорости, доводящее геоцентрическую скорость до $0,87$ км/с и — одновременно — селеноцентрическую скорость до $0,15$ км/с.

Предположим, что переход от Земли до точки L_1 совершается по полуэллиптической траектории, начинающейся на высоте 230 км (начальная скорость несколько меньше минимальной скорости достижения Луны). Тогда в соответствии с формулой (6) § 5 гл. 2 скорость в апогее L_1 составит $0,22$ км/с. Такова будет геоцентрическая скорость. Селеноцентрическая же скорость будет направлена в противоположную сторону и равна $1,02 - 0,22 = 0,80$ км/с. Вычисляя эти скорости, мы пренебрегли влиянием лунного притяжения не только вне, но и внутри сферы действия Луны. В последнем случае оправданием нам служит то, что точка L_1 лежит близко от границы сферы действия.

Чтобы спутник стал либрационным, теперь достаточно сообщить ему с помощью ракетного двигателя разгонный импульс в направлении, совпадающем с направлением геоцентрической апогейной скорости, равный $0,65$ км/с. В результате геоцентрическая скорость достигнет необходимого значения $0,22 + 0,65 = 0,87$ км/с.

Но этот же импульс будет тормозным для селеноцентрической скорости (как всегда при запуске спутника Луны), и потому селеноцентрическая скорость уменьшится с $0,80$ км/с до $\sqrt{0,80^2 - 0,65^2} = 0,15$ км/с.

На рис. 96, б показана диаграмма скоростей до включения бортовой двигательной установки и после ее выключения. Светлые стрелки показывают геоцентрические скорости, черные — селеноцентрические, пунктирная стрелка изображает реактивное приращение скорости (в масштабе).

Заметим, что вычисленные нами значения (геоцентрические и селеноцентрические) скоростей прибытия в точку L_1 , а следовательно, и ракетного импульса в этой точке являются приблизительно такими, так как учет притяжений Земли и Луны на подходе к точке либрации должен проводиться в рамках ограниченной задачи трех тел и требует численного интегрирования. Ясно, однако, что значение импульса ($0,65$ км/с) имеет примерно тот же порядок, что и приведенные в § 2 данные о тормозных импульсах для выведения спутников на характерные окололунные орбиты.

§ 4. Движение спутника относительно лунной поверхности

Особенности трассы спутника на поверхности Луны определяются тем, что Луна очень медленно вращается. Если в течение земных суток спутник Земли с низкой орбитой 16 раз облетает планету, то за «лунные сутки» (за сидерический месяц — $27,3$ земных суток) спутник Луны с орбитой на высоте 10 км облетает Луну $359,8$ раза. Если такой спутник Луны движется по полярной орбите, то каждый виток его трассы расположен на один градус западнее предыдущего.

Особо следует рассмотреть вопрос о *стационарном спутнике Луны*. Если бы притяжение Земли отсутствовало, то с учетом того, что Луна совершает один оборот вокруг своей оси за $27,322$ сут, мы могли бы по формуле (5) § 5 гл. 2 вычислить радиус стационарной орбиты. Он оказывается равным $88\,600$ км, т. е. превышает радиус сферы действия Луны. Земные возмущения не позволяют такому спутнику совершить и одного оборота вокруг Луны.

Но эти же возмущения делают вполне реальными стационарные спутники, движущиеся внутри сферы действия Луны. Речь идет о либрационных спутниках в точках L_1 и L_2 , только что нами рассматривавшихся. Правда, под влиянием солнечных возмущений спутник покинет точку либрации и перестанет быть стационарным, но восстановить стационарность поможет корректирующая двигательная установка.

Однако можно указать на устойчивые либрационные спутники в точках L_4 и L_5 (рис. 31), которые хотя и лежат за пределами сферы действия Луны, но являются типичными стационарными

спутниками Луны, так как неподвижны в системе отсчета, связанной с вращением Луны вокруг своей оси. Либрационный спутник занимает неизменное положение на небе Луны при наблюдении из любой точки ее поверхности, а это и есть «примета» стационарного спутника.

Но с точки зрения этой «приметы» Луна уже обладает по крайней мере сотни миллионов лет естественным стационарным спутником — Землей! Можно еще указать на стационарный либрационный спутник Луны в точке L_3 (см. рис. 31 в § 6 гл. 4), не имеющий, по-видимому, практического значения. Но Земля в качестве связанного стационарного спутника Луны, обеспечивающего релейную связь для видимого полушария Луны, — совершенно реальная перспектива. Напомним, что Луна лишена атмосферы и, следовательно, высокого слоя ионосферы, который мог бы отражать радиоволны, как это происходит на Земле.

Чтобы убедиться в «заправдашности» указанных стационарных спутников Луны, заметим, что их проекции на поверхность Луны суть неподвижные точки (мы пренебрегаем так называемыми либрациями Луны). Для либрационных спутников L_1 , L_3 и Земли такая точка — центр видимого полушария Луны, для спутника L_2 — центр невидимого полушария, для спутников L_4 и L_5 — это точки, лежащие примерно под 60° западной и восточной долготы («примерно» — так как лунный экватор несколько наклонен к плоскости орбиты Луны).

§ 5. Маневрирование спутников Луны

Имея бортовую двигательную установку, искусственные спутники Луны способны совершать различные маневры, изменяя свою орбиту. Сравнительно слабые импульсы могут перевести спутник на совершенно иную орбиту. Например, если спутник движется у самой поверхности Луны, то, увеличив его скорость на 10 м/с, мы переведем его на орбиту с апоселением на высоте 42 км, а увеличив затем в апоселении скорость еще на 10 м/с, выведем его на круговую орбиту высотой 42 км [3.22].

Большие энергетические затраты требуются для поворота плоскости орбиты спутника. Так, для поворота на 51° плоскости круговой орбиты, расположенной на высоте 50 км, без изменения ее формы понадобился бы импульс 736 м/с. Такой поворот может понадобиться для ускоренного обзора поверхности Луны с ее полярного спутника [3.23].

Американские спутники серии «Лунар Орбитер», как правило, оставались на первоначальных окололунных орбитах лишь несколько дней (7; 5 и 4 сут для первого, второго и третьего аппаратов), причем в случаях первых двух спутников это делалось с целью уточнения параметров гравитационного поля Луны. Апо-

селении первоначальных орбит располагались на высоте около 1850 км, а периселении — примерно на высоте 200 км. Затем для фотографирования участков лунной поверхности с близкого расстояния спутники получали тормозной импульс в апоселении, вследствие чего периселений опускался до высоты 40—50 км над поверхностью. Спутник «Лунар Орбитер-4» совершал позже повторный маневр, при котором апоселений был приближен к Луне. Орбита спутника «Лунар Орбитер-5» специально уменьшалась, чтобы сократить пребывание солнечных батарей станции в тени Земли во время лунного затмения.

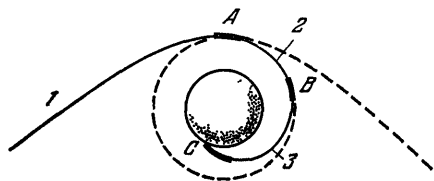


Рис. 97 Спуск на Луну с предварительным выходом на круговую орбиту 1 — гиперболическая пролетная траектория, 2 — круговая орбита ожидания, 3 — эллиптическая орбита снижения, А, В, С — активные участки полета

точность управления, чтобы не произошло столкновения с Луной. Но иногда такое столкновение достигается намеренно. Американские спутники «Лунар Орбитер-1, -2, -3, -5» специально разбивались о поверхность Луны, чтобы их радиопередатчики не засоряли эфир во время работы новых автоматических станций (спутник «Лунар Орбитер-4» упал на Луну естественным образом осенью 1967 г.).

Наконец, спуск с околулунной орбиты может сопровождаться мягкой посадкой. Для этого, очевидно, перед соприкосновением с лунной поверхностью должна быть совершена операция ракетного торможения, подобная рассматривавшейся в § 7 гл. 8.

Если место прилунения произвольно, то меньше всего требуется энергии для спуска на Луну, когда сход с орбиты осуществляется в периселении с помощью горизонтального тормозного импульса и угловая дальность спуска составляет 180° (полуэллиптическая траектория).

Мягкая посадка с околулунной орбиты может быть завершающим этапом полета с Земли на Луну, сопровождающегося предварительным выходом на орбиту спутника Луны — так называемую *орбиту ожидания* (рис. 97). Перейдя с нее на эллиптическую орбиту снижения, космический аппарат затем начинает завершающий этап посадки вблизи периселения. Как по круговой, так и по эллиптической орбите может быть совершено несколько оборотов.

Подобный метод посадки на Луну может иметь определенные преимущества перед методом прямой посадки, рассмотренным в § 7 гл. 8. Эти преимущества, однако, не энергетического характера, а связаны с целью полета.

Использование орбиты ожидания позволяет совершить посадку в восточной части Луны, где прямая посадка попросту невозможна

(космический аппарат не может «догнать Луну»). Оно желательно и в тех случаях, когда точка лунной поверхности может быть достигнута лишь по навесной («баскетбольной») траектории подлета к сфере действия Луны. Советские станции «Луна-16» и «Луна-20», совершившие посадки в восточной части Луны, спускались с орбиты ожидания.

То же касается и станции «Луна-17», доставившей «Луноход-1», но по другой причине (станция села в районе Моря Дождей, т. е. в западном полушарии Луны). Орбита ожидания позволяет уточнить место посадки, выбрав его в любом пункте трассы полета, в то время как при прямой посадке такое место предопределено уже на большом расстоянии от Луны. По одной этой причине выход на орбиту ожидания обязателен в случае полета на Луну человека (см. главу 12).

Метод посадки с орбиты, по существу, состоит в разбиении торможения на два этапа: при выходе на орбиту и при прилунении. Однако всякое разбиение торможения, как уже говорилось в § 7 гл. 8, нецелесообразно с энергетической точки зрения. Поэтому применение метода посадки с орбиты спутника Луны не приводит к энергетическим потерям только в том случае, если орбита низко расположена — на такой высоте, на какой могло бы уже начаться торможение при прямой посадке. В остальных случаях требуется лишняя затрата топлива, причем тем большая, чем выше орбита [3.24]. Сказанное справедливо, конечно, для того случая, когда с орбиты спутника Луны сходит весь космический аппарат, а не какая-то его часть (последний случай будет рассмотрен в главе 12).

§ 6. Научное значение спутников Луны

Можно указать три главных цели запусков автоматических станций на окололунные орбиты: 1) изучение детальной структуры поля тяготения Луны и, в частности, уточнение отношения массы Луны к массе Земли; 2) исследование вещества, излучений и магнитного поля в окололунном пространстве; 3) фотографирование лунной поверхности.

Первой цели служит любой искусственный спутник Луны, связанный со станциями наблюдений по радио и способный посылать собственные сигналы на Землю и возвращать на Землю полученные сигналы. Таким путем определяется положение спутника в пространстве, т. е. направление на спутник и расстояние до него (по времени прохождения радиосигнала туда и обратно), а также его лучевая («доплеровская») скорость — проекция скорости спутника относительно пункта наблюдения на луч зрения, т. е. скорость удаления или приближения спутника. Измерительным прибором при этом служит сам спутник, а показаниями прибора — перемещение спутника в пространстве. Искусственные спутники

Луны — главное средство сбора сведений о гравитационном поле Луны, так как возможно наблюдать длительную эволюцию их орбит, в то время как пролетная траектория испытывает лишь кратковременное воздействие притяжения Луны. Специально на систематические длительные наблюдения эволюции орбиты были рассчитаны советские спутники «Луна-14» (запущен 7 апреля 1968 г.) и «Луна-19» (запущен 18 сентября 1971 г.).

Исследования астро- и селенофизического характера с помощью окололунных станций весьма разнообразны. Их объектами могут являться [3.17]:

— магнитные поля Луны, Земли и межпланетного пространства и их взаимодействие,

— излучение поверхностных лунных пород (инфракрасное, рентгеновское, флюоресцентное, гамма-излучение), позволяющее косвенно судить о составе лунных пород;

— отражательные свойства лунной поверхности;

— ионосфера Луны (ее поиски);

— метеорные частицы;

— заряженные частицы в магнитном шлейфе Земли;

— частицы «солнечного ветра»;

— космическое радиоизлучение.

Спутниками, специально предназначенными для такого рода исследований, были советские «Луна-10, -11, -14, -19, -22» и американский «Лунар Эксплорер-35». Станция «Луна-10» была выведена на окололунную орбиту специально в тот период, когда Луна проходила магнитный шлейф Земли — область магнитных силовых линий, отбрасываемых на ночную сторону Земли «солнечным ветром». Научные задачи потребовали вывода станции «Луна-10» на околополярную орбиту, а станции «Луна-11», оснащенной примерно той же аппаратурой, — на орбиту, близкую к экваториальной [3.17].

Лунная ионосфера может изучаться как непосредственно, так и путем наблюдений прохождения радиосигналов при заходе спутника за Луну. Такие наблюдения проводились на советском спутнике «Луна-14» и американском «Лунар Эксплорер-35».

С помощью спутника «Лунар Эксплорер-35» проводилось исследование электромагнитных отражающих свойств различных участков лунной поверхности. С этой целью осуществлялся прием на Земле радиосигналов спутника, отраженных от поверхности Луны. Это позволяло делать косвенные заключения о составе и структуре поверхностных пород.

Американский спутник «Эксплорер-49», запущенный в июне 1973 г. на почти круговую окололунную орбиту высотой 1000 км, подобен по своей конструкции спутнику Земли «Эксплорер-38» (§ 2 гл. 6) и предназначен для проведения радиоастрономических наблюдений неба в те моменты, когда Луна защищает его от радиомоб Земли.

Фотографирование Луны является специфической задачей окололунных станций. Фототелевизионной аппаратурой были оснащены станции «Луна-12» (рис 98), «Луна-19, -22» и спутники серии «Лунар Орбитер».

С помощью спутников Луны были получены детальные фотографии всей лунной поверхности (в том числе невидимого полушария). Американские фотографии преследовали также цель выбора мест, удобных для посадки на Луну корабля с людьми. Со спутников «Лунар Орбитер» производилось фотографирование места падения космического аппарата «Рейнджер-8» и совершившего посадку аппарата «Сервейер-1».

Большой интерес представляет панорамное фотографирование (под небольшим углом к горизонту), позволяющее получить четкие (благодаря отсутствию атмосферы) изображения лунных пейзажей, удаленных на несколько сотен километров, с высоты в несколько десятков километров.

На середину 80-х гг. в США намечается одновременный запуск одной ракетой «Торад-Дельта» двух спутников Луны — LPO и «Реле», разделяющихся на пути к Луне через 15 ч после старта. LPO должен выйти на околокруговую орбиту высотой примерно 100 км с наклоном 85° и периодом обращения около 2 ч. Орбита будет неизбежно подвержена сильным возмущениям, поэтому спутник снабжен двигателем «Реле» выходит на круговую орбиту высотой 5000 км, наклоном 10° , периодом обращения 14 ч. Ожидается, что она в течение года будет слабо изменяться. Через «Реле» будет осуществляться слежение за орбитой «LPO», в частности за 60% ее невидимой части. Главная задача запуска — исследование аномалий гравитационного поля Луны; кроме того, будет производиться съемка Луны, магнитные и другие измерения.

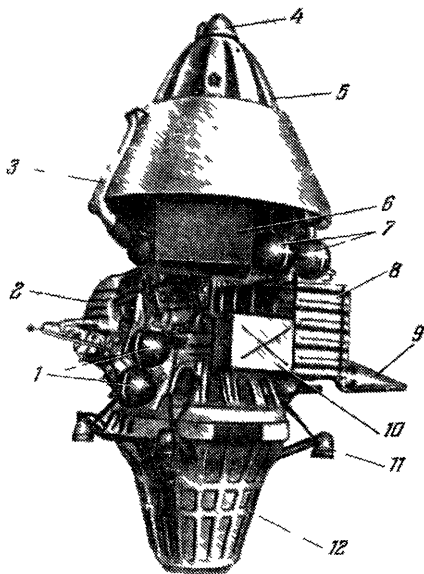


Рис 98 Общий вид автоматической станции «Луна 12»