

Глава 9

ПРОЛЕТНЫЕ ОПЕРАЦИИ

§ 1. Пролетная траектория

До сих пор нас интересовали лишь такие траектории сближения с Луной, которые приводили к достижению поверхности Луны. Но для космонавтики огромный интерес представляют и такие траектории, по которым космический аппарат пролетает мимо Луны на том или ином расстоянии, испытав силу ее притяжения. Эти траектории вовсе не обязательно являются результатом «промаха» при «стрельбе» по Луне, а в большинстве случаев непосредственно удовлетворяют нуждам научных исследований или служат для осуществления сложных задач космонавтики.

Рассмотрим построение пролетной траектории на конкретном примере [3.1].

В некоторый момент, когда Луна находится в точке L_0 (рис. 82, *а*), с Земли стартует космический аппарат, получив на высоте 200 км почти горизонтальную начальную скорость, на 0,092356 км/с меньшую местной параболической скорости (что всего лишь на 0,5 м/с превышает начальную скорость, соответствующую полуэллиптической траектории). Через 2,9 сут полета аппарат, двигаясь по эллипсу, достигает в точке A_1 границу сферы действия Луны, движущейся ему наперерез (Луна находится в этот момент в точке L_1). Если бы Луна была неподвижна, то наш аппарат пролетел бы через окраину сферы действия, едва испытав на себе притяжение Луны. Но, поскольку Луна движется, селеноцентрическая скорость оказывается направленной в глубь сферы действия. Ее направление может быть найдено с помощью треугольника скоростей (рис. 82, *б*), в котором «абсолютная», геоцентрическая, входная скорость $V_{вх}$ (она задана по величине и направлению и равна примерно 0,6 км/с) представляет собой векторную сумму «относительной», селеноцентрической, входной скорости $v_{вх}$ и «переносной» скорости Луны V_{L_1} (она равна 1,02 км/с и известна по направлению).

Зная величину и направление входной селеноцентрической скорости, мы можем теперь построить (рис. 82, *в*) селеноцентрическую траекторию внутри сферы действия, совершенно забыв

Угол поворота α является важной характеристикой того влияния, которое притяжение Луны оказывает на пролетную траекторию. Он тем больше, чем меньше прицельная дальность и чем меньше входная селеноцентрическая скорость. Максимальное его значение соответствует пролету в непосредственной близости от лунной поверхности при минимальной входной селеноцентрической скорости (около 0,8 км/с) и составляет около 120° .

Вернемся, однако, к нашему примеру. Нетрудно найти ту точку A_2 геоцентрического пространства (рис. 82, а), в которой окажется космический аппарат при выходе из сферы действия. Для этого достаточно переместить сферу действия вместе с Луной в положение, соответствующее моменту 4,2 сут, так, чтобы оси системы отсчета при этом сохранили свое направление.

Представляет интерес выяснить форму геоцентрического движения между точками A_1 и A_2 . Начертим селеноцентрическую гиперболу на листке бумаги и наложим его на чертеж, изображающий геоцентрическое движение. Если теперь иглой в разные моменты времени протыкать оба листа бумаги в точках местонахождения космического аппарата, не забывая при этом перемещать наложенный лист вместе с Луной, то проткнутые места на нижнем листе обозначат искомый участок геоцентрической траектории. Этот участок окажется в данном случае петлей типа «восьмерки», характерной для *облета Луны*.

Далее приступим к построению геоцентрической траектории после выхода из сферы действия Луны. Для этого сначала с помощью треугольника скоростей (рис. 82, б) найдем вектор выходной геоцентрической скорости $V_{\text{вых}}$ в точке A_2 . При этом учтем, что скорость Луны V_L за время пролета внутри сферы действия повернулась на некоторый угол (вектор скорости Луны за сутки поворачивается на $360^\circ : 27,3 = 13,2^\circ$). Геоцентрическая скорость выхода оказалась эллиптической и не направленной к центру Земли. Поэтому траектория последующего геоцентрического движения будет представлять собой эллиптическую орбиту спутника Земли.

В случае, если бы выходная геоцентрическая скорость оказалась равной местной (в точке A_2) параболической (относительно Земли) или превысила ее, космический аппарат покинул бы сферу действия Земли.

Заметим, что движение космического аппарата после выхода из сферы действия Луны оказалось бы совершенно иным, если бы вход в сферу действия произошел не слева, а справа от Луны в точке A'_1 . Теперь бы аппарат обогнул Луну в направлении против часовой стрелки (пунктир на рис. 82, в). Выход к границе сферы действия произошел бы в точке A'_2 , за орбитой Луны, причем, как показывает треугольник скоростей (рис. 82, д), выходная геоцентрическая скорость оказалась бы гиперболической. Между

тем вход в сферу действия в точке A_1' был бы вполне возможен даже при небольших ошибках в начальных условиях ¹⁾.

Представляет интерес рассмотреть движение космического аппарата еще в одной, специфической, системе отсчета, а именно в системе отсчета, связанной с линией Земля — Луна и вращающейся вместе с ней. Эта система не является чем-то искусственным, а полностью соответствует точке зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Луны.

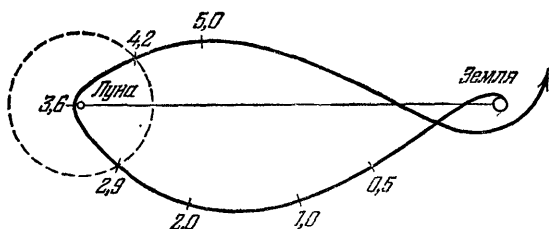


Рис. 83. Пролетная траектория, показанная на рис. 82, в системе отсчета, вращающейся вместе с линией Земля — Луна [3.11].

дющегося на поверхности Луны. В самом деле, поскольку Луна повернута к Земле одной своей стороной, ее можно считать как бы жестко посаженной на ось Земля — Луна ²⁾.

Лунный наблюдатель увидит сначала космический аппарат слева от Земли, но очень скоро аппарат пересечет линию Земля — Луна (пройдет по диску Земли, если лунный наблюдатель видит Землю в зените) и перейдет направо. Зная расстояние до космического аппарата, наблюдатель сможет начертить его путь. Получится траектория, изображенная на рис. 83.

Обратим внимание на то, что участок этой траектории внутри сферы действия Луны заметно похож на селеноцентрическую траекторию (рис. 82, в). Это объясняется тем, что хотя наша новая система отсчета, в отличие от селеноцентрической, и вращается, но вращение это очень медленное ($13,2^\circ$ в сутки). Удобство рассмотрения движения во вращающейся системе отсчета станет особенно ясным далее.

Интересно, что не в любую точку сферы действия Луны при полете с Земли может войти космический аппарат. Значительная часть тыльной половины сферы действия представляет собой запретную зону. Это объясняется самим фактом орбитального движения Луны. Если траектория полета к Луне близка к траектории минимальной скорости, то апогей ее находится вблизи орбиты Луны и космический аппарат, двигаясь со скоростью порядка

¹⁾ Пунктирная траектория на рис. 82, в построена в предположении, что вектор входной селеноцентрической скорости остался прежним.

²⁾ Фактически все же Луна совершает незначительные вращательные колебания (либрации) относительно направления на Землю, не превышающие 7° .

0,2 км/с, просто не может нагнать сферу действия, убегающую от него со скоростью 1 км/с. Если апогей эллиптической траектории находится далеко за орбитой Луны, то подход к орбите Луны совершается круто с геоцентрической скоростью менее 1,4 км/с. Расстояние порядка радиуса сферы действия проходимся космическим аппаратом слишком медленно, чтобы он мог нагнать сферу действия Луны, движущуюся ему наперерез. В частности, это касается и «баскетбольного» запуска. Однако при очень больших гиперболических скоростях отлета с Земли нижняя часть тыльной половины сферы действия оказывается доступной для входа. Это видно из того, что при бесконечно большой начальной скорости заведомо доступна любая точка нижней половины сферы действия, точнее, той ее части (несколько меньшей половины), которая ограничена линией (окружностью), где прямолинейные траектории, ведущие с Земли, касаются сферы действия. (При бесконечно больших скоростях траектории прямолинейны.) Однако верхняя часть тыльной половины сферы действия Луны недоступна для входа всегда.

Наконец, отметим, что пространственная пролетная траектория строится описанным же методом, но, конечно, расчет ее оказывается более трудоемким.

§ 2. Сближение с возвращением к Земле

Ввиду разнообразия траекторий полета к Луне и, что не менее важно, условий входа в сферу действия Луны существует огромное разнообразие пролетных траекторий. Они, однако, могут быть классифицированы как формально, так и с точки зрения практического использования. Будем придерживаться в основном одной из возможных классификаций плоских траекторий [3.1], достоинство которой в ее полноте.

Будем называть *сближением с возвращением* такой полет, при котором космический аппарат, выйдя из сферы действия Луны, возвращается в ближайшую окрестность Земли. Примером может служить полет, показанный на рис. 82 и 83. Несколько расплывчатое понятие «ближайшей окрестности Земли» мы сейчас не будем уточнять, а вместо этого введем понятие *номинальной траектории сближения с возвращением*, подразумевая под ней траекторию, возвращающуюся в центр Земли. Очевидно, для осуществления такой траектории нужно, чтобы геоцентрическая выходная скорость была или равна нулю, или направлена прямо на центр Земли, или, хотя и направлена прямо от Земли, но не превышала бы местную параболическую скорость. Тогда геоцентрическая траектория после выхода из сферы действия будет радиальной прямой.

Если космический аппарат пролетает над обратной стороной Луны так, что траектория во вращающейся системе отсчета охва-

тывает Луну, то такой случай называют *облетом Луны*. Примером может служить все та же траектория на рис. 82 и 83. Может быть и так, что хотя с борта космического аппарата и будет видна часть обратной стороны Луны, аппарат не обогнет ее всю и траектория во вращающейся системе отсчета не охватит Луну. В этом случае траекторию сближения с возвращением называют *долетной* [3.1].

Строгое различие между облетной и долетной траекториями теряется, когда речь идет о пространственном сближении с возвращением. В этом случае говорят просто об *облете Луны*.

На рис. 84 показаны классы плоских номинальных облетных траекторий, а на рис. 85 — долетных траекторий [3.1]. Верхние траектории соответствуют тесному сближению с Луной, а нижние — слабому. На чертежах одновременно указаны траектории и в геоцентрической, и во вращающейся системах отсчета. Сейчас мы увидим, насколько удобны последние для анализа происходящего.

Прежде всего мы видим, что все облеты Луны происходят в направлении вращения стрелки часов (кстати, в таком же направлении совершается обход Луны и в селеноцентрическом движении по гиперболе). Облет в направлении, обратном вращению стрелки часов, т. е. в том же направлении, как и движение Луны вокруг Земли, невозможен по той же причине, по которой запрещен вход в тыльную часть сферы действия Луны (см. выше).

Не следует думать, что точки максимального удаления от Земли на рис. 84, *в*, *г* соответствуют моментам прохода над центром невидимой стороны Луны. Траектории во вращающейся системе отсчета показывают, что это не так.

Траектория на рис. 85, *в* не является облетной, на что ясно указывает ее вид во вращающейся системе отсчета. С другой стороны, траектория на рис. 86 [3.14] является облетной, но Луна огибается не против часовой стрелки, как может показаться, а по часовой стрелке. Это можно заметить, сопоставив числовые отметки на орбите Луны и на траектории космического аппарата: сначала аппарат находится левее Луны (если смотреть со стороны Земли), потом позади нее, затем справа. Обратим внимание на то, что и в этом случае роль Луны сводится к спрямлению траектории и приближению ее к Земле, хотя траектория и не является номинальной. Облет получается дальний, и поэтому «восьмерка» вокруг Луны не описывается. Продолжительность полета по номинальным траекториям сближения с возвращением различна. Меньше всего времени для полета требуют облетные траектории, дающие тесное сближение (рис. 84, *а*, *б*): 5—10 сут. Дольше всего (15—20 сут) должны продолжаться полеты по долетным траекториям с тесным сближением (рис. 85, *а*, *б*).

Облет Луны с тесным сближением (рис. 84, *а*, *б*) был бы теоретически возможен даже при очень больших скоростях, но

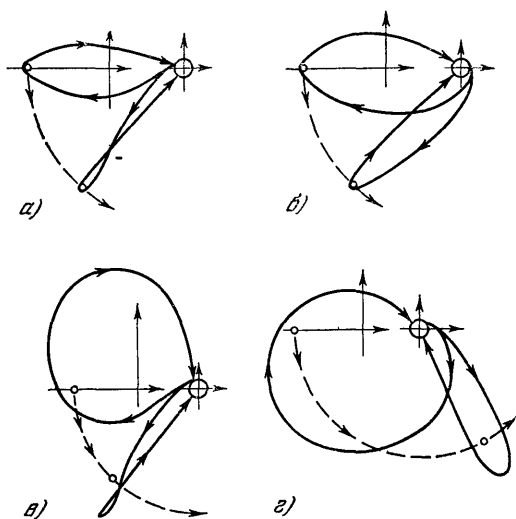


Рис. 84. Классы номинальных облетных траекторий [3.1] Отмеченное положение Луны в геоцентрической системе координат соответствует моменту максимального сближения.

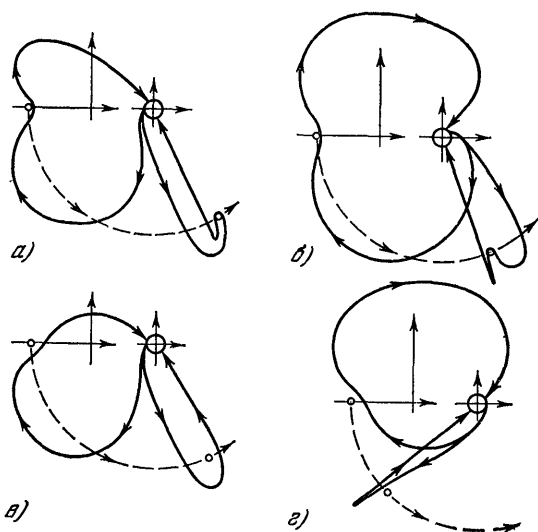


Рис. 85. Классы номинальных долетных траекторий [3.1].

минимальное расстояние от центра Луны при этом должно было бы быть меньше ее радиуса. Фактически же облетные и долетные траектории с тесным сближением (рис. 84, а, б и 85, а, б) возможны лишь при начальных скоростях, близких к минимальным.

Траектории, показанные на рис. 84, г и 85, а, б, в, возможны исключительно при скоростях отлета с Земли, меньших второй космической скорости: у них участок до входа в сферу действия Луны представляет собой незаконченный эллипс, пройденный более чем наполовину.

«Заострения» на траекториях (рис. 84, в и 85, а, б, г) соответствуют моменту обращения в нуль геоцентрической скорости после

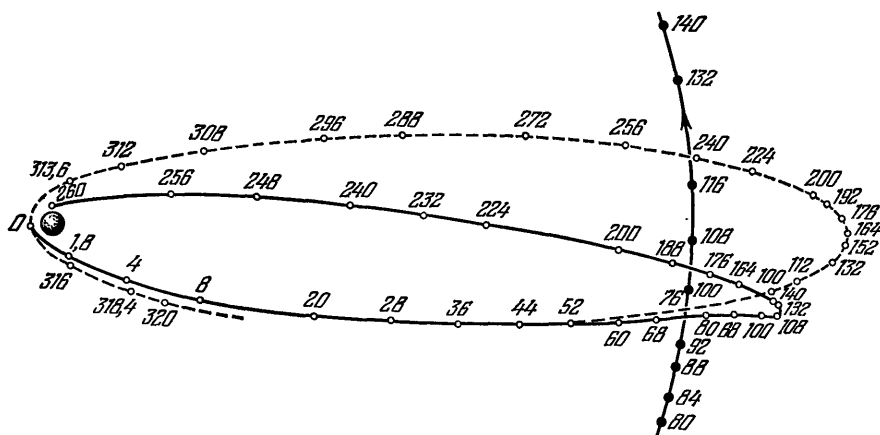


Рис. 86. Траектории дальнего облета Луны [3.14]. Цифры указывают время в часах с момента старта. Штриховая линия — невозмущенная траектория.

выхода из сферы действия Луны с эллиптической скоростью, направленной от Земли. В остальных случаях выход происходит в сторону Земли.

Для траекторий с тесным сближением допустимы лишь весьма малые ошибки в величине и направлении начальной скорости. Незначительная ошибка может привести к нерасчетному попаданию в Луну или пролету мимо нее с незапланированной стороны (пунктир на рис. 82, в). В результате даже близкие между собой траектории Луна может возмущать совершенно различным образом, играя роль усилителя начальных ошибок выведения (эффект усиления ошибок отчетливо виден, например, из рис. 75: гиперболические траектории рассеиваются центром притяжения). А последние и без того приводят к значительным отклонениям вблизи Луны, так как начальная скорость близка к минимальной.

На практике представляют большой интерес не номинальные траектории возвращения, проходящие через центр Земли, а специальные траектории (рис. 87), проходящие от центра Земли на расстоянии, примерно на 100 км превышающем радиус Земли, т. е. траектории *пологого входа в атмосферу* (условная высота атмосферы обычно принимается за 100 км). Они позволяют, как мы увидим в § 3 гл. 11, вернуть на Землю облетевший Луну космический аппарат. Однако эти траектории, к сожалению, особенно чувствительны к начальным ошибкам. Например, для случая облета Луны с пологим входом в атмосферу, когда горизонтальная начальная скорость на 83,77 м/с меньше параболической, полет продолжается $9\frac{1}{2}$ сут и минимальное расстояние от центра Луны составляет 27 000 км, увеличение начальной скорости всего лишь на 0,2 м/с изменяет высоту входа в атмосферу на 160 км. При ошибке в угле возвышения вектора начальной скорости на треть градуса высота изменится на 100 км. Более тесное сближение с Луной оказывается чреватым еще большей чувствительностью траектории к ошибкам.

До сих пор мы рассматривали плоскую задачу о сближении с возвращением. Подобного рода полеты, однако, неосуществимы с территории Советского Союза. Первым реально осуществленным облетом Луны был полет советской автоматической станции «Луна-3» в октябре 1959 г. с целью фотографирования обратной стороны Луны.

Станция «Луна-3» стартовала 4 октября 1959 г. с эллиптической начальной скоростью ($2\frac{1}{2}$ -суточный полет). Если бы на пути станции не оказалась сфера действия Луны, то «Луна-3» испытала бы столь сильные солнечные возмущения вблизи апогея своей траектории, находившегося около границы сферы действия Земли, что, возможно, сразу стала бы искусственной планетой. Если бы она и завершила первый оборот, то погибла бы, войдя в атмосферу над южным полушарием Земли.

Но «Луна-3» вошла в сферу действия Луны. Пройдя 6 октября в 17 ч 16 мин южнее Луны на минимальном расстоянии от ее центра (7900 км), она обогнула Луну и оказалась над обратной ее стороной. Удаляясь от Луны, станция в 6—7 ч московского времени

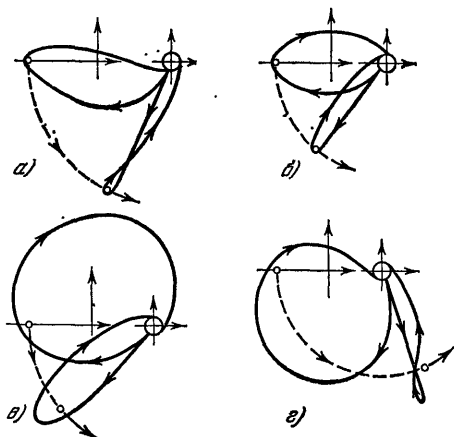


Рис. 87. Классы траекторий плоского облета Луны с пологим входом в атмосферу [3.1].

7 октября вышла из сферы действия Луны с эллиптической геоцентрической скоростью и превратилась в искусственный спутник Земли. Орбита этого спутника была расположена в плоскости, примерно перпендикулярной к плоскости орбиты Луны, апогей находился на расстоянии 480 000 км от центра Земли, а перигей — на расстоянии 47 500 км от центра Земли. Период обращения составлял около 15 сут. «Луна-3» прошла апогей со скоростью 0,4 км/с и через 7 сут, 19 октября в 19 ч 30 мин, впервые пришла в перигей со скоростью 3,91 км/с. «Подведем итоги» на этот момент.

Притяжение Луны примерно в полтора раза приблизило апогей первоначальной эллиптической орбиты к Земле и сильно удалило перигей от Земли (перигей первоначальной орбиты был расположен под земной поверхностью). Тем самым притяжение Луны не позволило станции погибнуть на первом же обороте. Кроме того, оно перевело движение в другую плоскость и так изменило направление обращения вокруг Земли, что «Луна-3» возвратилась к Земле с севера, а не с юга. Это обеспечило чрезвычайно благоприятные условия радиосвязи со станцией с территории Советского Союза [3.4].

Лунные и солнечные возмущения в дальнейшем привели к серьезным изменениям спутниковой орбиты станции «Луна-3», о чем уже говорилось в § 5 гл. 4.

Осуществленный облет Луны является классическим примером успешного *пертурбационного маневра*, т. е. маневра по изменению для каких-либо целей траектории полета, совершаемого не с помощью ракетных двигателей, а с использованием поля тяготения небесного тела. Обычно пертурбационные маневры требуют особенно точного выведения космического аппарата на траекторию пассивного полета. В частности, полет станции «Луна-3» требовал большей точности начальных данных, чем полет станции «Луна-2», попавшей в Луну в сентябре 1959 г.

§ 3. Периодический облет Луны

Мы сейчас обратимся к особому виду траекториям облета Луны, имеющим скорее теоретическое, нежели практическое значение, но отличающимся своеобразным изяществом.

Отметим прежде всего траектории *симметричного облета*. Такие траектории в геоцентрических координатах состоят из двух половин, являющихся зеркальным отражением друг друга. Это означает, что после выхода из сферы действия Луны космический аппарат движется как бы по продолжению той траектории, по которой он достиг сферы действия, но это продолжение повернуто на некоторый угол, т. е. обе части траектории являются частями одинаковых по форме, но по-разному расположенных кеплеровых орбит. Пройдя вторую часть своей симметрич-

ной траектории и обогнув Землю (если не задета атмосфера), космический аппарат вновь восстановит свои начальные условия, но в другой точке пространства. Далее он будет двигаться по продолжению второй части облетной траектории. Это продолжение не будет по форме отличаться от первой части облетной траектории, но будет иначе расположено и приведет космический аппарат в новый район орбиты Луны.

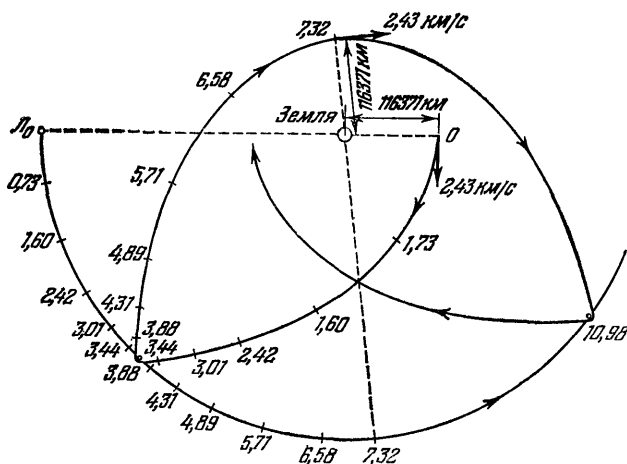


Рис. 88. Периодический облет Луны.

Представим теперь, что, придя в этот новый район, космический аппарат встретит там Луну при таких же точных условиях, как первый раз. Тогда снова повторится симметричный облет, и после того, как будет обогнута Земля, вновь, уже третий раз, произойдет встреча с Луной... Мы получим траекторию *периодического облета Луны*.

Пример подобной траектории мы видим на рис. 88¹⁾. Получив на высоте 110 000 км над поверхностью Земли горизонтальную начальную гиперболическую скорость 2,43 км/с, космический аппарат через 3,66 сут окажется над центром обратной стороны Луны на расстоянии 2000 км от центра Луны. Лунное тяготение отбросит его затем к Земле по симметричной ветви гиперболы, и по истечении 7,32 сут после старта восстановятся начальные условия. Следующая встреча с Луной произойдет опять через 3,66 сут, т. е. через 10,98 сут после старта, и так далее.

¹⁾ Траектория на рис. 88 воспроизводит траекторию из работы [3.1], представляя собой ее изображение в геоцентрической системе координат. Геоцентрическая начальная скорость 2,43 км/с соответствует начальной скорости 2,74 км/с в системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна.

Начальная скорость на высоте 110 000 км не есть нечто экзотическое, если вспомнить, по каким орбитам движутся некоторые геофизические спутники (§ 2 гл. 6). Ближе, чем на расстоянии 94 800 км от центра Земли, скорость и не может сообщаться, если мы хотим, чтобы космический аппарат периодически облетал Луну (чтобы траектории не проходили внутри Луны).

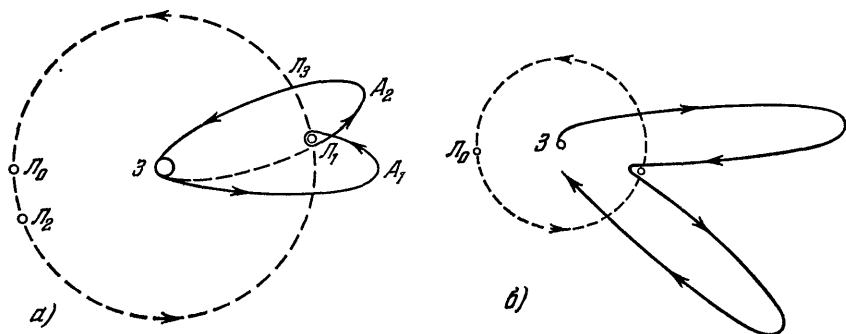


Рис 89. Периодические долетные траектории.

Несколько менее наглядными, но не менее изящными оказываются *периодические долетные траектории*. На рис. 89, а показана одна из них. В момент, когда Луна находится в точке L_0 , космический аппарат, получив эллиптическую горизонтальную скорость, начинает движение по траектории с апогеем A_1 , лежащим за орбитой Луны. Оставив позади место пересечения орбиты Луны и не встретив там Луну (она еще туда не дошла), он минует затем свой апогей A_1 и, возвращаясь к Земле, вновь подходит к орбите Луны. С момента отлета с Земли прошло немного более полумесяца. За это время Луна подошла к точке L_1 , и аппарат попадает в сферу действия Луны. Описав под действием притяжения Луны петлю вокруг нее, аппарат выходит из сферы действия Луны «наружу» по отношению к орбите Луны с эллиптической геоцентрической скоростью и начинает движение по новой эллиптической орбите. Эта орбита отличается от предыдущей только положением большой оси в пространстве. Пройдя апогей A_2 , аппарат вновь направляется к Земле. На этот раз, пересекая орбиту Луны, он уже не находит там Луну, которая ушла за это время далеко вперед, и беспрепятственно продолжает свой путь к Земле. Через полмесяца с лишним после встречи с Луной, когда сама Луна уже оказалась в точке L_2 , аппарат снова проходит вблизи Земли. Это происходит через месяц с лишним после его отлета с Земли. Хотя траектория аппарата не замыкается, но он проходит над поверхностью Земли в точности на той же высоте и имеет ту же по величине горизонтальную скорость, что и в начальный момент. Поэтому его новый эллиптический путь, показанный пунктиром,

отличается от первоначального только положением большой оси. На этом, по существу, можно было бы кончить описание дальнейшего движения аппарата, но все же проследим его хотя бы до новой встречи с Луной. По пунктирной линии аппарат доходит до орбиты Луны. Здесь полмесяца с лишним назад он встретил Луну, но сейчас она еще сюда не дошла. Поэтому аппарат может беспрепятственно продолжать свое движение к апогею. Мы, однако, не можем отметить путь аппарата дальше пунктиром, потому что он ляжет целиком на уже пройденную траекторию. Пройдя свой прежний

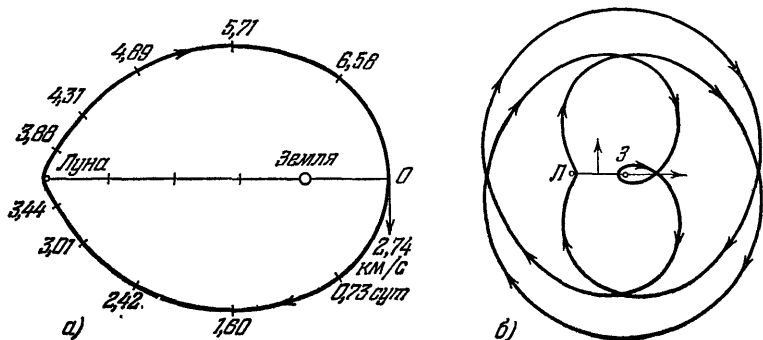


Рис. 90 Траектории периодического сближения с возвращением во вращающейся системе координат. а) соответствующая рис 88; б) соответствующая рис. 89, б.

апогей A_2 , аппарат вновь приблизится к орбите Луны, но теперь он опять встретит в этом месте (точка L_3) Луну, опишет петлю во-круг нее и т. д.

На рис. 89, б показана другая периодическая долетная траектория. При движении по ней от встречи аппарата с Луной до встречи с Землей проходит несколько менее полутора месяцев.

Иногда ошибочно указывают на эллиптические орбиты с периодом обращения, кратным сидерическому месяцу, как на траектории периодического облета Луны. При этом вовсе не учитывается притяжение Луны. Фактически же после облета Луны, как мы знаем, начальные условия (величина и направление скорости) если и повторяются, то в другой точке пространства. Поэтому после облета космический аппарат не может возобновить прежнее движение в геоцентрических координатах. Но, как можно сообразить, в случае периодического сближения с возвращением в системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна, возобновляется периодически не только вектор начальной скорости, но и начальная точка. Иными словами, в этой системе координат траектория периодического сближения с возвращением будет замкнутой.

Соответствующие траектории приведены на рис. 90.

А теперь укажем обстоятельства, которые делают периодическое сближение с возвращением, этот своеобразный «космический бильярд», практически нереальным. Во-первых, очевидно, что траектории периодического облета Луны должны быть плоскими. Эта трудность преодолима. Но, во-вторых, периодический облет возможен лишь теоретически в предположении, что орбита Луны — идеальная окружность. В-третьих, требуется невероятная точность начальных условий. Например, в случае траектории, изображенной на рис. 88 начальную скорость необходимо соблюдать с точностью до 1 мм/с. При ошибке 1 мм/с космический аппарат через несколько оборотов покинет сферу действия Земли. В-четвертых, мы не учли возмущений от Солнца...

§ 4. Разгонные траектории

Геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Луны может быть меньше, равна или больше геоцентрической скорости входа. В последнем случае роль притяжения Луны сводится к до-

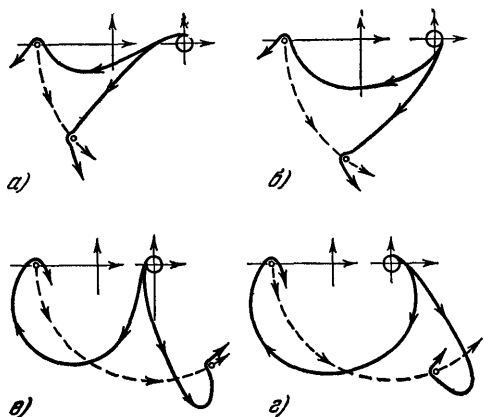


Рис. 91. Классы разгонных траекторий.

полнительному разгону космического аппарата, который в принципе позволяет сэкономить какое-то количество топлива ракеты-носителя, направляющей аппарат в межпланетный полет.

В точке, отстоящей от Земли на расстоянии, равном среднему расстоянию Луны, параболическая скорость, как уже говорилось, равна 1,4 км/с. Такого же должно быть значение геоцентрической скорости выхода из сферы действия Луны, которое обеспечивает уход космического аппарата из области земного притяжения и выход на межпланетный простор.

На рис. 91 [3.1] показаны возможные типы траекторий, дающих максимальный разгон космического аппарата Луной. Участки траекторий до сближения с Луной сильно напоминают траектории попадания. Но теперь аппарат должен пролететь вблизи поверхности Луны и затем выйти из сферы действия Луны в направлении, близком к направлению движения Луны. При этом переносная скорость движения Луны «наилучшим» образом прибавится к относительной (селеноцентрической) скорости космического аппарата.

Сфера действия Луны как бы подхватит аппарат на подходе к орбите Луны, разгонит подобно праще, чтобы выбросить из сферы действия Земли. При этом чем меньше скорость отлета с Земли, тем больший разгон способна сообщить Луна. Объясняется это тем, что притяжение Луны слабее воздействует на быстрое движение, чем на медленное.

Максимальный разгон получается при скоростях отлета с Земли, близких к минимальным. Величина разгона, т. е. превышение геоцентрической скорости выхода из сферы действия Луны над геоцентрической скоростью входа, составляет примерно 1,5 км/с [3.1]. Один этот избыток уже превышает скорость освобождения от земного тяготения на орбите Луны. Следовательно, итоговая геоцентрическая скорость выхода и подавно будет гиперболической, т. е. аппарат заведомо покинет сферу действия Земли. Итак, послав с Земли космический аппарат с эллиптической скоростью, мы можем, используя вместо энергии топлива возмущающее воздействие поля тяготения Луны, совсем выбросить его из сферы действия Земли.

В течение месяца вектор скорости Луны принимает любое направление в плоскости лунной орбиты, что позволяет получить разгон в произвольном направлении. Однако максимальный разгон можно получить только в том случае, если аппарат пролетит очень близко от поверхности Луны. Но для этого нужно обеспечить слишком большую точность в соблюдении начальных условий: при ошибке 1 м/с расстояние траектории до Луны может уменьшиться на 100 км и вместо разгона аппарат врежется в Луну. Таким образом, если мы хотим сэкономить топливо, используя тяготение Луны, то должны пожертвовать каким-то его количеством для коррекции.

Но «стоит ли игра свеч»? Такой ли это большой выигрыш скорости — 1,5 км/с? Не следует забывать, что этот разгон получен в районе орбиты Луны. Между тем нам известно, что если при начальной скорости 11,09 км/с космический аппарат в случае горизонтального запуска приходит к орбите Луны со скоростью 0,2 км/с, то уже при параболической скорости 11,19 км/с он пересечет эту орбиту со скоростью 1,4 км/с. Расчет показывает, что разгон, составляющий 1,5 км/с, в районе орбиты Луны может быть получен (и гораздо проще!) увеличением скорости отлета с Земли на несколько десятков метров в секунду. Таким образом, вряд ли имеется практический смысл в разгоне космического аппарата Луной.

То же самое — и, пожалуй, в еще большей степени — относится и к использованию лунного притяжения для торможения космического корабля, возвращающегося из межпланетного перелета, хотя теоретически такая возможность существует: для этого могли бы служить траектории, аналогичные траекториям разгона,

но проходимые в обратном направлении — из бесконечности в район Луны и оттуда к Земле. При этом Луна могла бы уменьшить скорость космического корабля на 1,5 км/с (если бы корабль прошел очень близко от ее поверхности), но скорость падения на Землю уменьшилась бы только на несколько десятков метров в секунду. Ради такого ничтожного торможения вряд ли следует подвергать космонавтов риску столкнуться с Луной накануне возвращения на родную планету. Да и маловероятно, чтобы Луна в нужный момент оказалась на пути межпланетного корабля (то же, впрочем, относится к попыткам разгона Луной при отлете с Земли).

§ 5. Маневрирование на пролетных траекториях

Если на борту аппарата, пролетевшего сферу действия Луны, находится двигатель, то представляются дополнительные возможности для улучшения его траектории или для его перевода на совершенно новую орбиту. До сих пор мы такой возможности не учитывали; поэтому некоторые операции казались совершенно неосуществимыми на практике, хотя и красиво выглядели на бумаге. Между тем с помощью корректирующей двигательной установки могут быть выправлены траектории, требующие невероятно высокой точности осуществления начальных условий полета. В частности, не видно причин, почему бы, например, если это будет сочтено необходимым, не был осуществлен периодический облет Луны: коррекции могут компенсировать и начальные ошибки, и солнечные возмущения, и эллиптичность орбиты Луны. Ценой будет нарушение строгой симметрии траектории, но ведь симметрия — не самоцель.

Космические аппараты уже давно снабжаются корректирующими двигательными установками, которые доказали свою эффективность. Мы выше отмечали трудности специального облета Луны в плоском варианте. Между тем такой пространственный маневр уже неоднократно совершался во время полетов советских космических аппаратов «Зонд-5—8», облетавших в 1968—1970 гг. Луну и совершавших затем пологий вход в земную атмосферу. При этом траектория корректировалась как до, так и после облета Луны (об этих экспериментах см. подробности в § 3 гл. 11).

В § 3 гл. 5 мы говорили о выгодности «перехода через бесконечность» при запуске стационарного спутника с высоких широт (характерных для стартовых площадок Советского Союза). Нельзя ли использовать Луну в качестве средства, во-первых, убыстрения всей операции (вместо того, чтобы добираться до бесконечности, космический аппарат «по дороге» перехватывается Луной и поворачивается назад) и, во-вторых, экономии топлива на маневры при сходе с начальной орбиты и выходе на орбиту стационарного спутника? Точный расчет показывает, что можно.

На рис. 92 [3.15] показана траектория облета Луны в проекции на плоскость экватора Земли. Космический аппарат стартует с орбиты радиуса 6630 км и огибает Луну через 3,9 сут, когда она проходит экваториальную плоскость. После облета аппарат уже движется в экваториальной плоскости. Геоцентрическая траектория после облета рассчитывается так, чтобы ее перигейное расстояние равнялось радиусу стационарной орбиты. При достижении перигея аппарату сообщается необходимый тормозной импульс. Сумма двух импульсов оказывается равной 4,255 км/с,

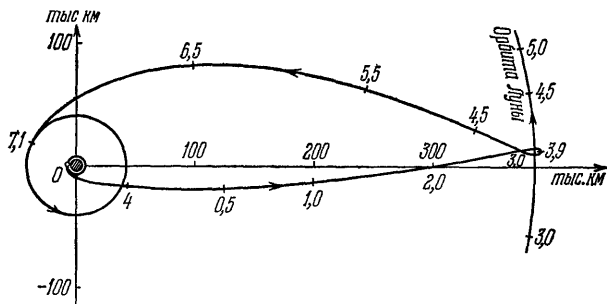


Рис 92 Облет Луны с выходом на стационарную орбиту. Числовые отметки на траектории и орбите Луны указывают число суток, истекшее после старта.

что на 0,23 км/с меньше суммы импульсов в случае перехода через бесконечность. (Принималось, что облет происходит 12 мая 1969 г., когда Луна проходит восходящий узел своей орбиты на расстоянии 385 000 км от Земли, причем наклон орбиты Луны равен 28,5°.)

Исследование [3.15] показало, что выгода по сравнению с двух- и трехимпульсными переходами обнаруживается, если наклонение начальной орбиты больше 30°. При наклонении 50° выгода составляет 0,19÷0,31 км/с (в зависимости от того, когда и в каком узле, восходящем или нисходящем, облетается Луна). Старт с орбиты возможен в течение суток, выпадающих дважды в сидерический месяц. Полет к Луне происходит по траектории, близкой к траектории минимальной скорости, а расстояние от Луны в момент облета составляет от 2 до 10 тыс. км.

§ 6. Научное значение пролетных операций

Автоматические станции, следующие по пролетным траекториям, могут быть использованы для исследования материи и излучений в окололунном пространстве, а также фотографирования поверхности Луны. По существу, с помощью любого пролета мимо Луны может быть получена некоторая научная информация. В частности, возмущения траектории (при условии точных измерений) могут дать новые сведения о лунном поле тяготения.

При первом облете Луны, произведенном советской станцией «Луна-3» в октябре 1959 г., с расстояний от 65 200 до 68 400 км фотографировалась обратная сторона Луны. Передача полученных изображений на Землю осуществлялась как с дальних расстояний, так и вблизи Земли. Максимальная дальность передачи равнялась 470 000 км. Луна фотографировалась в фазе полнолуния. Поэтому в центре диска Луны отсутствовали большие тени и фотографии получились неконтрастными [3.4].

Возвращение к Земле для передачи изображений по радио с близкого расстояния впоследствии потеряло всякий смысл в связи с прогрессом техники фотографирования и радиосвязи. Это стало ясным уже при полете в июле 1965 г. советской станции «Зонд-3», когда великолепные фотографии Луны, полученные с расстояний от 11 600 до 10 000 км от ее поверхности, были переданы на Землю с расстояния 2 200 000 км. Траектория «Зонда-3» не была облетной; аппарат покинул сферу действия Земли.

Однако облет Луны с возвращением в земную атмосферу и спасением спускаемого аппарата (это операция будет подробно рассмотрена в § 3 гл. 11) позволяет получить фотографии не по радио (что сопровождается помехами), а непосредственно, причем проявление фотопленок производится в земных лабораториях. Большую ценность представляет также возможность получения в руки физиков приборов, бывших на борту станции.

Наконец, облеты Луны позволяли произвести эксперименты со входом в земную атмосферу со второй космической скоростью.

При полетах советских станций «Зонд-5—8» (сентябрь 1968 г., ноябрь 1968 г., август 1969 г., октябрь 1970 г.) производились фотографирование Земли (на пути к Луне и обратно) и обратной стороны Луны, а также эксперименты над организмами, подвергшимися воздействию условий космического пространства, и исследование космических излучений и метеорных частиц. Земля неоднократно фотографировалась у края лунного диска, что позволяло осуществлять привязку наблюдаемых объектов обратной стороны Луны к сетке селенографических координат. Помимо фотографий, на Землю возвращались подопытные организмы и фотоэмульсии для регистрации космических частиц.