

## Глава 12

# ЭКСПЕДИЦИЯ НА ЛУНУ

### § 1. Особенности траекторий полета человека

Полет человека на Луну выдвигает ряд специфических требований к организации экспедиции, благодаря чему она имеет особенности, резко отличающие ее от операций, осуществляемых при запусках автоматических лунных станций (АЛС). Эти особенности связаны с требованиями безопасности полета и резким возрастанием полезной нагрузки по сравнению с запусками АЛС.

Полеты человека на Луну могут в принципе происходить по тем же траекториям, что и полеты АЛС. Пересечение космическим кораблем окружающего Землю пояса радиации не представляет серьезной опасности для экипажа, так как продолжается лишь несколько часов.

Траектории полета человека должны быть пролетными, а не траекториями попадания. Это вытекает из требования максимальной безопасности перелета. Траектория должна проходить на расстоянии нескольких десятков километров от Луны. Вблизи Луны тормозной импульс должен перевести корабль на окололунную орбиту ожидания. Этот маневр дает свободу в выборе места посадки, позволяет еще раз проверить надежность систем перед тем, как начнется спуск на Луну.

Если возникает аварийная ситуация, корабль может вернуться с окололунной орбиты на Землю. Для этого нужно будет дополнить уже имеющуюся скорость спутника Луны в нужный момент до скорости, достаточной для полета на Землю, т. е. примерно до 2,5 км/с.

Если бы полет к Луне происходил по траектории попадания, то в случае обнаружения неисправностей следовало бы перевести корабль с помощью импульса бортового двигателя на пролетную траекторию с тем, чтобы попытаться, обогнув Луну, вернуться на Землю. Но если неисправность обнаружена непосредственно вблизи Луны перед самой посадкой, то такой маневр провести невозможно. Пришлось бы срочно, погасив скорость падения, сообщить кораблю затем скорость для возвращения на Землю. Практически это трудно сделать.

Однако и не всякая пролетная траектория, позволяющая вблизи Луны выйти на орбиту спутника Луны, может оказаться подходящей для экспедиции на Луну. Если существует неуверенность в том, что двигатель космического корабля включится при попытке перехода на окололунную орбиту, то пролетная траектория должна быть траекторией возвращения. Тогда при такой аварийной ситуации будет гарантирован «автоматический» возврат космонавтов на Землю (хотя бы при условии последующей успешной коррекции траектории). Траектории же полета к Луне, приводящие к разгону корабля и выбросу его из сферы действия Земли, несут элемент риска.

Но вернемся к орбитальному движению корабля вокруг Луны.

После окончательного выбора места посадки слабый тормозной импульс переводит корабль с орбиты ожидания на эллиптическую траекторию спуска. Траектория эта может быть настолько пологой, что при необходимости корабль посредством слабого дополнительного импульса может выйти на новую орбиту ожидания. Вблизи выбранного места посадки начинается окончательное ракетное торможение, причем на последнем этапе медленного равномерного спуска с помощью верньерных двигателей управление кораблем должно находиться в руках космонавта.

Такова принципиальная концепция проблемы полета человека на Луну, как она трактовалась в американской научно-технической литературе в начале 60-х годов [3.33]. Возможны, однако, различные варианты ее решения. В настоящей главе мы рассмотрим сравнительные достоинства и недостатки тех из них, которые не предусматривают спасения и вторичного использования отработавших ступеней ракет-носителей.

Заметим, что помимо экспедиции на поверхность Луны могут совершаться также *беспосадочные полеты* людей, сопровождающиеся превращением космического корабля в искусственный спутник Луны или простым облетом Луны.

Первая, более сложная, операция требует суммарной характеристической скорости, равной примерно 14,5 км/с. Она складывается из второй космической скорости выхода на траекторию полета к Луне (11 км/с), аэродинамических и гравитационных потерь при запуске (оцениваемых, по разным источникам, в 1,2÷1,6 км/с), импульсов выхода на орбиту спутника Луны и схода с нее (каждый не менее 0,8 км/с в случае низкой круговой орбиты) и резерва скорости на коррекции. Разница по сравнению с запуском автоматического спутника Луны заключается в затратах на возвращение на Землю.

Характеристическая скорость простого облета Луны не отличается от таковой для непилотируемого облета и несколько превышает 12 км/с. Экспедиция с временным выходом на орбиту искусственного спутника Луны требует больших энергетических затрат,

чем простой «безостановочный» пилотируемый облет Луны, однако она более проста с точки зрения управления. Безостановочный облет, подобный полетам аппаратов «Зонд-5—8», происходившим в 1968—1970 гг., требует высокой оперативности управления и большой точности выведения на траекторию полета. Невозможно изменить существенно план уже начавшейся операции, например задержать возвращение на Землю.

Летно-конструкторская отработка космического аппарата для полетов к Луне проводилась в автоматическом варианте при экспериментах с советскими станциями «Зонд-4—8». При этом станции «Зонд-5—8» совершили облет Луны со спуском в земной атмосфере (см. § 3 гл. 11).

В конце декабря 1968 г. и во второй половине мая 1969 г. в США были, в порядке подготовки высадки на Луне, осуществлены запуски на окололунные орбиты кораблей «Аполлон-8» и «Аполлон-10» с экипажами по три человека. Корабли совершали переход с первоначальной эллиптической орбиты высотой примерно  $112 \div 312$  км на круговую орбиту высотой 112 км. От корабля «Аполлон-10» отделялся, кроме того, лунный отсек («Аполлон-8» его не содержал), также совершавший маневры (переход на эллиптическую орбиту с периселением на высоте 15,2 км, разделение ступеней отсека, стыковка с основным блоком).

Интересно отметить некоторые особенности, присущие операции запуска пилотируемого спутника Луны, а следовательно, и экспедиции на лунную поверхность.

Если траектория полета к Луне является облетной, то ближайшая к Луне ее точка располагается над обратной стороной Луны. Но именно в этой точке выгоднее всего сообщить тормозной импульс (см. § 2 гл. 10). Значит, маневр перехода на окололунную орбиту должен совершаться в условиях отсутствия радиосвязи с Землей.

В случае, если облет Луны близок к плоскому, движение по окололунной орбите должно быть обратным по отношению к обращению Луны вокруг Земли, так как сам облет совершается в обратном направлении (см., например, траектории во вращающейся системе отсчета на рис. 84).

Если первоначальная окололунная орбита была эллиптической с периселением над обратной стороной (в точке торможения), то переход на круговую или эллиптическую орбиту выгоднее всего совершать в этой же точке, т. е. опять-таки в условиях отсутствия радиосвязи с Землей.

Наконец, сход с окололунной орбиты для возвращения на Землю также должен совершаться над обратной стороной Луны (см., например, рис. 99, б), если движение вокруг Луны — обратное.

Перечисленные особенности были присущи окололунным орбитам всех кораблей серии «Аполлон».

## § 2. Прямой полет Земля — Луна — Земля (первый вариант лунной экспедиции)

Нам известны основные скоростные характеристики каждого этапа полета на Луну и обратно. Опираясь на них, мы можем рассчитать примерную стартовую массу ракеты-носителя при некоторых допущениях в отношении конструкции ракеты и используемого в ней топлива. Это позволяет оценить возможности постройки соответствующего носителя.

Так как мы не собираемся составлять подлинный проект экспедиции на Луну, то будем пользоваться лишь теми формулами, которые были выведены в главе 1, и исходить из тех упрощающих предположений, которые там делались.

Наши вычисления будут основываться на формуле (8) § 3 гл. 1:

$$P = \frac{M_0}{m_n} = e^{\frac{V}{w}} \left( \frac{s-1}{s-e^{\frac{V}{nw}}} \right)^n.$$

Здесь  $M_0$  — начальная масса (перед стартом) всей ракетной системы вместе с космическим кораблем;  $m_n$  — масса полезной нагрузки, т. е. кабины с космонавтами, которая должна спуститься на Луну и затем вернуться на Землю;  $V$  — суммарная характеристическая скорость;  $w$  — эффективная скорость истечения выхлопных газов;  $s$  — структурный коэффициент (показатель совершенства конструкции) ступени;  $n$  — число ступеней,  $e=2,71828$ . Напомним, что эта формула выводилась в предположении, что скорость истечения  $w$  для всех ступеней одинакова (топливо одинаково для всех ступеней), конструктивные характеристики всех ступеней также одинаковы и потому одинаковы идеальные скорости всех ступеней.

Предположим, что для экспедиции на Луну используется шести-ступенчатый ракетный комплекс, причем четыре ступени расходуются для вывода корабля на траекторию полета к Луне, а две — для посадки на Луну и старта с нее. Можно сказать и иначе (так обычно и говорят): ракета-носитель — четырехступенчатая, а космический корабль имеет две ракетные ступени. Пусть первые три ступени выводят космический корабль на промежуточную круговую орбиту спутника Земли, расположенную на высоте 200 км. Круговая скорость на этой высоте равна 7,8 км/с. Оценим величину гравитационных потерь скорости и потерь на сопротивление в 1,2 км/с, т. е. будем считать, что выход на орбиту потребовал характеристической скорости, равной 9 км/с. Каждая из использованных трех ступеней сообщила кораблю идеальную скорость 3 км/с.

Пусть теперь четвертая ступень («разгонный блок») в нужный момент в определенной точке околоземного пространства добавит к уже имеющейся круговой скорости еще 3 км/с, разогнав корабль

до скорости 10,8 км/с<sup>1)</sup>. На высоте 200 км минимальная скорость достижения Луны (соответствующая полуэллиптической орбите) равна примерно 10,9 км/с, а параболическая равна 11,0 км/с. Таким образом, для достижения Луны в четвертой ступени не хватит топлива на 0,1—0,2 км/с. Для нашего приближенного расчета это не имеет значения. Впрочем, мы можем считать, что после отделения четвертой ступени недостающие 0,1—0,2 км/с были набраны с помощью включившейся на короткое время пятой ступени.

Полет до Луны должен продолжаться при минимальной скорости отлета 5 сут, при параболической — 2 сут. Поскольку возможности пятой ступени (как и предыдущих) по условию ограничены идеальной скоростью 3 км/с, а часть ее топлива (правда, очень небольшая) была даже использована при старте с околоземной орбиты, то нам придется отказаться от быстрого перелета, так как при параболической скорости отлета посадка на Луну потребует погашения скорости падения 2,9 км/с (см. § 7 гл. 8). А ведь надо еще учесть небольшие гравитационные потери при посадке на Луну и обязательно предусмотреть расход топлива на коррекцию траектории на пути к Луне! Но, вспомнив, что минимальная скорость падения на Луну составляет 2,5 км/с (§ 7 гл. 8), мы можем успокоиться: идеальной скорости пятой ступени хватит на осуществление благополучной посадки на Луну. Не нужно только набирать параболическую скорость отлета с околоземной орбиты.

При этом пятая ступень может использоваться как для непосредственной посадки, так и для посадки с использованием орбиты ожидания. Идеальные скорости для обеих операций можно считать одинаковыми.

Для возвращения на Землю у нас есть шестая ступень с ее идеальной скоростью 3 км/с. Этого достаточно для старта с Луны, требующего 2,5 км/с, учета гравитационных потерь (они незначительны, так как из-за отсутствия атмосферы возможен пологий старт с лунной поверхности) и коррекции на пути к Земле. Посадка же на Землю, как говорилось выше, осуществляется без расхода топлива.

Таким образом, суммарная характеристическая скорость всей экспедиции, равная сумме характеристических скоростей на всех этапах экспедиции (§ 2 гл. 3), составляет

$$V=9+3+3+3=18 \text{ км/с.}$$

Заметим, что суммарная характеристическая скорость не зависит от числа ступеней. Мы можем, например, считать, что для вывода на траекторию полета к Луне достаточно не четырех, а трех ступеней или что посадка на Луну и старт с нее могут быть осуществ-

---

<sup>1)</sup> Потерями скорости теперь можно пренебречь, так как этот дополнительный разгон происходит почти в горизонтальном направлении за пределами плотных слоев атмосферы.

лены с помощью одной и той же ступени. Последнее было бы особенно неразумным: зачем поднимать с Луны пустые баки из-под топлива, израсходованного при посадке? Но на вычислении суммарной характеристической скорости это не отразится, так как она зависит главным образом от свойств полей тяготения Земли и Луны, в некоторой степени — от гравитационных потерь и потерь на сопротивление и от нашей неуверенности в точности управления, определяющей резерв на коррекцию. При вычислении величины суммарной характеристической скорости мы рассказывали о порядке действия ступеней только для большей наглядности изложения.

Допустим теперь, что структурный коэффициент  $s$  равен 15, а скорость истечения составляет 3 км/с, что близко к характеристикам углеводородных горючих (см. § 4 гл. 1). Тогда для нашей шестиступенчатой ракеты мы найдем по табл. 16. Приложения II, что начальная масса ракетного комплекса в 885 раз больше полезной нагрузки.

Под массой полезной нагрузки следует понимать, помимо массы возвращающейся на Землю кабины с космонавтами и системой жизнеобеспечения, также и массу систем связи и управления, различных вспомогательных установок и т. д., которая, хотя и не возвращается на Землю (отбрасывается перед входом в атмосферу), все же входит в полезную нагрузку последней ракетной ступени. Если мы теперь примем, что полезная нагрузка  $m_n = 5$  т, то начальная масса ракетного комплекса составит  $M_0 = 4425$  т.

Интересно, что в нашем проекте на околоземную промежуточную орбиту первые три ступени выводят массу около 150 т (сюда не включена отброшенная пустая третья ступень, которая также выходит на орбиту). Масса же корабля с его двумя ракетными ступенями на пути к Луне составляет около 50 т (см. табл. 16 Приложения II).

Насколько облегчилась бы задача, если бы на всех ступенях ракеты применялось высококалорийное топливо, дающее скорость истечения «всего лишь» в полтора раза большую, чем мы принимали до сих пор! В самом деле, при скорости истечения 4,5 км/с относительная полезная нагрузка равнялась бы  $P = 83,14$  (при  $s = 15$ ), т. е. примерно бы соответствовала обычному запуску корабля на околоземную орбиту<sup>1)</sup>. Хотя двигатели, работающие на жидком кислороде и жидком водороде, и дают скорость истечения около 4 км/с, но на нижних ступенях ракет их применение сильно затруднено (§ 4 гл. 1). Однако последний результат показывает, что серьезное уменьшение стартовой массы не является несбыточной мечтой.

---

<sup>1)</sup> Например, американская ракета-носитель «Атлас», выведившая в 1961—1963 гг. на орбиту корабля типа «Меркурий» массой примерно 1,5 т, имела стартовую массу около 120 т.

Расчет показывает, какая большая выгода достигается тем, что на погашение скорости сближения с Землей вовсе не тратится топлива. Если бы гасилась с помощью ракетного торможения хотя бы часть скорости, если бы, например, корабль перед спуском на Землю выходил на околоземную орбиту спутника, то при  $s=15$  относительная полезная нагрузка оказалась бы равной 173,7 при скорости истечения 4,5 км/с. (Мы предполагаем, что для выхода на околоземную орбиту используется седьмая ступень, уменьшающая скорость сближения с Землей на 3 км/с; это доводит суммарную характеристическую скорость до 21 км/с).

Следует иметь в виду, что, «проектируя» нашу ракету-носитель, мы заботились в основном о наглядности и простоте вычислений, а не о наилучшем техническом варианте. Мы несколько занизили величину потерь скорости при старте с Земли и тем самым уменьшили как суммарную характеристическую скорость, так и значение относительной полезной нагрузки. С другой стороны, мы, принимая скорость истечения для всех ступеней равной 3 км/с, не учли, что по крайней мере у верхних ступеней она может быть значительно выше, и эта погрешность должна компенсировать предыдущую. В конструктивном отношении нет смысла, конечно, насильственно осуществлять подобие всех ступеней ракеты и снабжать их одинаковым топливом.

Отличие существующих проектов перелетов Земля — Луна — Земля от схематично набросанного выше заключается обычно еще и в том, что для выхода на околоземную промежуточную орбиту предназначаются две ступени, а не три, как у нас. Наличие лишней ступени, правда, уменьшает начальную массу ракетной системы, но зато и уменьшает ее надежность, увеличивает риск аварии.

Для прямого перелета на Луну и обратно с помощью одной ракеты в США в свое время был принят проект «Нова», предусматривавший постройку гигантской пятиступенчатой ракетной системы. Две первые ступени должны были выводить корабль на околоземную промежуточную орбиту, причем первая ступень должна была работать на керосине и жидком кислороде, а вторая — на кислородно-водородном топливе; третья, использующая кислородно-водородное топливо, предназначена была для схода с орбиты и выхода на окололунную орбиту ожидания; четвертая и пятая ступени (на том же топливе) должны были обеспечить посадку на Луну и взлет с нее. При возвращаемой на Землю полезной нагрузке 13,6 т ракета «Нова» должна была иметь стартовую массу 3140 т [3.34]. В дальнейшем проект ракеты «Нова» претерпел различные изменения и в конце концов начал предусматривать постройку ракеты массой 4500—5000 т. Но разработка и постройка такой ракеты требовали столько времени, что поставленная в США цель — посадка на Луне до 1970 г. — не могла бы быть осуществлена. Поэтому от проекта пришлось отказаться.

### § 3. Встреча в космосе и монтаж корабля (второй вариант лунной экспедиции)

Постройка огромных ракет, подобных описанным выше, встречает большие трудности. Дело не только в размерах самих ракет, но и в необходимости постройки больших наземных стартовых башен, в трудностях транспортировки к месту старта отдельных ступеней, в сложном поведении колоссальных количеств топлива во время старта. Нельзя ли обойтись все же ракетами меньшего размера?

Наши трудности, по существу, были вызваны тем, что все необходимое для экспедиции ракета-носитель должна захватить с собой с Земли. Между тем при земных путешествиях отнюдь не возбраняется запастись в пути, на промежуточных остановках, всем необходимым. Легко представить себе, насколько лучше бы обстояло дело, если бы мы могли рассчитывать, скажем, на то, чтобы топливо для возвращения с Луны на Землю ждало нас на самой Луне (пополнение запасов продовольствия и кислорода не имело бы большого значения). В самом деле, подсчет по формуле (2в) в § 1 гл. 1 показывает, что топливо на борту космического корабля, когда он стартует с поверхности Луны со скоростью 3 км/с, направляясь к Земле, составляет 63% его массы, если принять скорость истечения  $w$  равной 3 км/с, и 49%, если  $w=4,5$  км/с. Во втором случае это, например, означает, что ракета-носитель, поднимающаяся с Земли, сможет иметь вдвое меньшую стартовую массу. Разумеется, топливо на Луну должно быть доставлено с помощью примерно такой же по мощности второй ракеты, которая может быть, в частности, и непилотируемой, т. е. автоматической. Конечно, в принципе могут быть использованы несколько, целая эскадрилья сравнительно небольших ракет, перевозящих на Луну отдельные части агрегата, предназначенного для возвращения.

Описанный метод, конечно, не может привести к экономии энергетических затрат на всю экспедицию. Вся его идея исходит из единственной предпосылки о том, что построить, скажем, три ракеты со стартовой массой по 1000 т легче, чем одну ракету в 3000 т. Недостаток метода заключается в необходимости очень точного управления ракетами, которое обеспечило бы им возможность посадки на Луну в достаточной близости друг от друга. Поверхность Луны весьма неровна, и перевозка грузов, особенно на первых порах, была бы тяжелой задачей.

Итак, заправка (или дозаправка) топливом на Луне могла бы облегчить лунную экспедицию.

Той же цели можно добиться, если осуществить заправку топливом и монтаж космического корабля не на лунной поверхности, а еще на пути к Луне, в «пустоте» мирового пространства. Но заправка на траектории, ведущей к Луне, требует обязательного одновременного старта двух или нескольких ракет. (В противном



случае последующие ракеты должны будут догонять предыдущие, развивая чрезмерно большую скорость, и затем включать тормозные двигатели для уравнивания скоростей, затрачивая на это топливо; энергетические затраты увеличатся.) Это неудобно. Гораздо лучше организовать встречу ракет на околоземной промежуточной орбите, без предварительного выхода на которую, как правило, все равно нельзя обойтись. Пребывание на орбитах вполне эквивалентно стоянкам при путешествиях по земной поверхности.

В одном из американских проектов предлагалось использование двух ракет-носителей типа «Сатурн-5», каждая с начальной массой 2700 т. Одна из ракет выводит на околоземную орбиту кабину с космонавтами, а другая присоединяет к ней двигательный отсек, позволяющий осуществить сход с орбиты, посадку на Луну и старт с нее [3.35].

В случае, если предполагается периодическое использование какой-либо промежуточной орбиты, на которой происходит монтаж лунных кораблей (*монтажная орбита*), целесообразно организовать на орбите постоянную подвижную платформу. На ней могла бы находиться бригада монтажников, а также «заодно» и коллектив исследователей. Орбита платформы, с учетом энергетических требований, должна быть расположена возможно ниже — 200—300 км над Землей [3.25]. Того же требуют и соображения защиты от радиационной опасности (монтажникам, возможно, придется работать вне космического корабля).

Использование постоянной орбитальной стартовой платформы позволяет совершать полеты к Луне только в те периоды, когда Луна приближается к линии пересечения плоскости орбиты платформы и плоскости лунной орбиты. В противном случае потребовался бы большой боковой импульс для выхода из плоскости орбиты платформы. Если бы плоскость орбиты платформы была неизменна, то в течение сидерического месяца существовало бы два «окна запуска». Ввиду же прецессии орбиты платформы (см. § 3 гл. 4) Луна как бы быстрее проходит путь в  $180^\circ$  от узла до узла, так как линия узлов вращается в сторону, противоположную движению Луны (мы предполагаем орбитальное движение платформы прямым, т. е. происходящим в сторону вращения Земли). Если, например, круговая орбита стартовой платформы имеет высоту 485 км и наклонение около  $30^\circ$ , то оптимальный момент запуска наступает каждые 9,05 сут [3.36].

Помимо описанных встреч на поверхности Луны, на пути к Луне и на околоземной орбите, возможны в принципе также встреча, стыковка и заправка топливом на окололунной орбите. Недостаток этого метода — трудность управления, связанная с большим расстоянием места операции от Земли. Не исключены также различные комбинации перечисленных выше методов [3.37]. Например, с орбиты вблизи Земли могут стартовать на Луну два собранных на ней

корабля — пассажирский и грузовой, причем грузовой доставляет на Луну топливо, необходимое пассажирскому кораблю для возвращения на Землю.

Дозаправка топливом на поверхности Луны или на околоземной орбите, или, наконец, на орбите спутника Луны, хотя и дает ряд выгод, но в принципе не уменьшает количества энергии, которую нужно затратить для того, чтобы космический корабль определенной массы, побывав на Луне, вернулся на Землю. Суммарная масса всех ракет, стартующих с Земли, при прочих равных условиях не будет меньше стартовой массы ракеты, предназначенной для прямого перелета Земля — Луна — Земля. Что же касается стоимости всего предприятия, то она даже возрастет, так как стоимость ракеты не пропорциональна ее массе: стоимость систем управления, навигации, счетно-решающих устройств и т. п. для небольшой ракеты не отличается, по существу, от стоимости соответствующих элементов большой ракеты. Надежность же операции, в которой участвует несколько ракет, вообще говоря, понижается.

#### § 4. Разъединение и сближение на окололунной орбите (третий вариант лунной экспедиции)

Существует метод, позволяющий резко уменьшить затраты энергии на лунную экспедицию, а следовательно, и сильно ее удешевить, хотя этот метод и имеет свои специфические трудности. До сих пор мы считали, что вся полезная нагрузка лунной экспедиции обязана выйти на траекторию полета, благополучно опуститься на поверхность Луны, затем взлететь с нее, чтобы через 3—4 дня войти в земную атмосферу. То же касалось и отдельных ступеней ракеты. Например, последняя ступень, предназначенная для старта с Луны, должна была непременно целиком, со всем своим топливом, сначала опуститься на Луну, а затем стартовать с нее. На первый взгляд кажется, что иначе и быть не может. Но нельзя ли оставить по дороге к Луне часть полезной нагрузки и топлива, чтобы подобрать ее на обратном пути, когда она и понадобится? Зачем, например, тащить на поверхность Луны тепловую защиту, которая понадобится только при входе в атмосферу?

Вспомним, как поступали путешественники, штурмовавшие в свое время Северный или Южный полюс. Техника путешествий в полярных районах тогда также не была еще достаточно развита... По пути к цели создавались базы, на которых хранились запасы продовольствия, корм для ездовых собак и т. п.; это предназначалось для использования на обратном пути, чтобы уменьшить нагрузку, выпадавшую на долю людей и животных.

Но каким образом в пространстве между Землей и Луной можно создать аналогичные базы? Они могут быть созданы только на околоземной или окололунной орбите. Что полезного для дальнейшего

пути могли бы найти на орбите спутника Земли возвращающиеся с Луны путешественники? Разве лишь спускаемый аппарат.

Но это приобретение было бы получено чрезмерно высокой ценой: колоссальным возрастанием стартовой массы ракеты-носителя из-за необходимости уменьшить при выходе на околоземную орбиту скорость корабля на 3 км/с.

Остается рассмотреть окололунную орбиту. Что можно здесь оставить? Прежде всего, то оборудование, которое нужно специально для входа в земную атмосферу, затем топливо, необходимое для дополнения скорости искусственного спутника Луны до величины порядка 2,5 км/с (см. § 1 гл. 11). Это значит, что на поверхность Луны нужно будет опустить и затем поднять с нее значительно меньшую массу, следовательно, расход топлива на торможение при посадке и при взлете сильно уменьшится, а значит, при старте с Земли можно будет сэкономить еще во много крат больше топлива. В результате резко уменьшится стартовая масса ракеты-носителя.

Идея выхода космического корабля на окололунную орбиту с последующим отделением от него посадочного отсека с целью получения энергетического выигрыша впервые была выдвинута советским ученым Ю. В. Кондратьюком.

## § 5. Экспедиции по программе «Аполлон»

Изложенный выше третий вариант лунной экспедиции был положен в основу американской программы «Аполлон». По этой программе было совершено шесть удачных экспедиций и одна неудачная, которые стартовали: «Аполлон-11» — 16 июля 1969 г., «Аполлон-12» — 14 ноября 1969 г., «Аполлон-13» — 11 апреля 1970 г. (неудачная), «Аполлон-14» — 31 января 1971 г., «Аполлон-15» — 26 июля 1971 г., «Аполлон-16» — 16 апреля 1972 г., «Аполлон-17» — 7 декабря 1972 г. Осуществление программы стало возможным после создания мощной ракеты-носителя «Сатурн-5», первый запуск которой состоялся в 1967 г.

Общая длина <sup>1)</sup> ракетно-космической системы «Сатурн-5» — «Аполлон» составляет 111 м, а начальная масса примерно 2950 т. На рис. 105, а указаны некоторые размеры частей системы.

*Первая ступень* ракеты «Сатурн-5», носящая обозначение S-1C, имеет массу 2280 т, причем масса топлива равна 2149 т. На ступени установлены пять двигателей F-1: четыре — в карданных подвесах по периферии, способные отклоняться на угол  $7^\circ$ , и один, фиксированный, — в центре, направление тяги которого всегда совпадает с продольной осью ракеты. Двигатели F-1 рассчитаны на

<sup>1)</sup> Сборка советских ракет происходит в горизонтальном положении, а американских — в вертикальном, так что лучше, пожалуй, говорить о высоте американской системы.

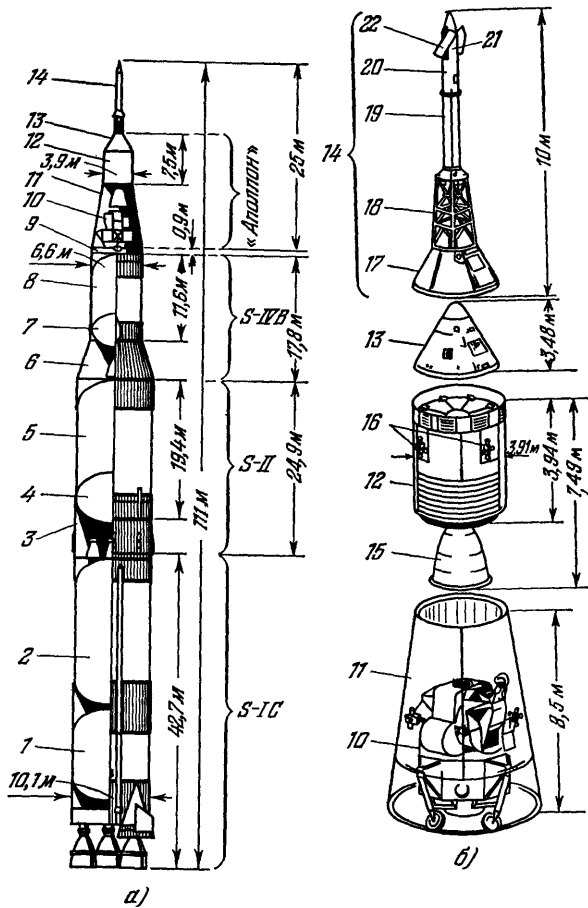


Рис 105 Ракетно космическая система «Сатурн 5 — Аполлон» а) структура системы в целом, б) компоновка корабля «Аполлон» S-IC — первая ступень, S-II — вторая ступень, S-IVB — третья ступень, 1 — бак горючего первой ступени, 2 — бак окислителя первой ступени, 3 — переходник между первой и второй ступенями, 4 — бак окислителя второй ступени, 5 — бак горючего, 6 — переходник между второй и третьей ступенями, 7 — бак окислителя третьей ступени, 8 — бак горючего третьей ступени, 9 — приборный отсек IU, 10 — лунный отсек, 11 — переходник LMA, 12 — служебный отсек, 13 — командный отсек, 14 — система аварийного спасения (САС), 15 — маршевый двигатель служебного отсека, 16 — блоки двигателей системы ориентации и стабилизации, 17 — теплозащитный экран, 18 — ферма САС, 19 — основной РДТТ САС, 20 — РДТТ для отбрасывания САС, 21 — вспомогательный РДТТ, 22 — аэродинамические рули САС

однократное включение и действуют в течение примерно 150 с. Кроме того, на корпусе ступени S-IC установлены восемь тормозных РДТТ тягой 39 тс каждый, предназначенных для отделения первой ступени после расцепки.

*Вторая ступень* S-II имеет массу 485 т (с переходником), в том числе 444 т топлива (жидкий водород и жидкий кислород). На ней установлены пять двигателей J-2 (четыре — по периферии в карданных подвесах, пятый, неподвижный, — в центре). Двигатели работают в течение 370 с. На ступени установлены также пять РДТТ (каждый тягой 10,2 тс), сообщающих ступени после некоторого периода невесомости искусственную тяжесть на период 4 с для осадки топлива, и четыре тормозных РДТТ (каждый тягой 17 тс) для отделения ступени.

*Третья ступень* S-IVB имеет массу 122 т (с переходником), в том числе 107 т топлива (жидкий водород и жидкий кислород). Она содержит один двигатель J-2, включающийся примерно на 160 с при выведении корабля «Аполлон» на околоземную орбиту ожидания и на 320 с при выведении его на траекторию полета к Луне. Имеются также два двигателя для осадки топлива (тягой по 1,45 тс).

К верхней части ступени жестко прикреплен *приборный отсек* IU (Instrument Unit) массой 1,95 т, который содержит аппаратуру инерциальной системы управления, счетно-решающее устройство, телеметрическую систему, радиоаппаратуру для траекторных измерений, источники электроэнергии, а также систему терморегулирования.

*Полезная нагрузка* ракеты состоит из трех отсеков космического корабля «Аполлон», переходника и системы аварийного спасения (рис. 105, б). Ее масса при полете корабля «Аполлон-11» составляла 49 762 кг, при полете «Аполлона-15» — 53,5 т.

*Командный отсек* CM (Command Module) массой 5561,5 кг<sup>1)</sup> (в том числе 111 кг топлива) является той частью всей ракетно-космической системы, которая после завершения экспедиции должна благополучно возвратиться на Землю. Кабина имеет объем 6 м<sup>3</sup>. На конической части отсека расположены 12 двигателей (каждый тягой 42,2 кгс) системы управления ориентацией, которые используются только на этапе входа в атмосферу. С их помощью регулируется подъемная сила (путем изменения угла крена), возникающая из-за отклонения центра масс отсека от продольной оси.

*Служебный (двигательный) отсек* SM (Service Module) имел массу 23 264,3 кг, в том числе 18,5 т топлива для маршевого дви-

<sup>1)</sup> Указываются (в случае, если нет оговорок) массы для корабля «Аполлон-11». Значения в других полетах мало отличались от приведенных. Точные числовые значения, приводимые в различных источниках, зачастую не согласуются между собой.

гателя (горючее — 50%-ная смесь безводного гидразина с несимметричным диметилгидразином, окислитель — четырехокись азота) и 608 кг топлива для вспомогательных двигателей. Маршевый двигатель может отклоняться на  $8^\circ$ , рассчитан на 50 включений, тяга

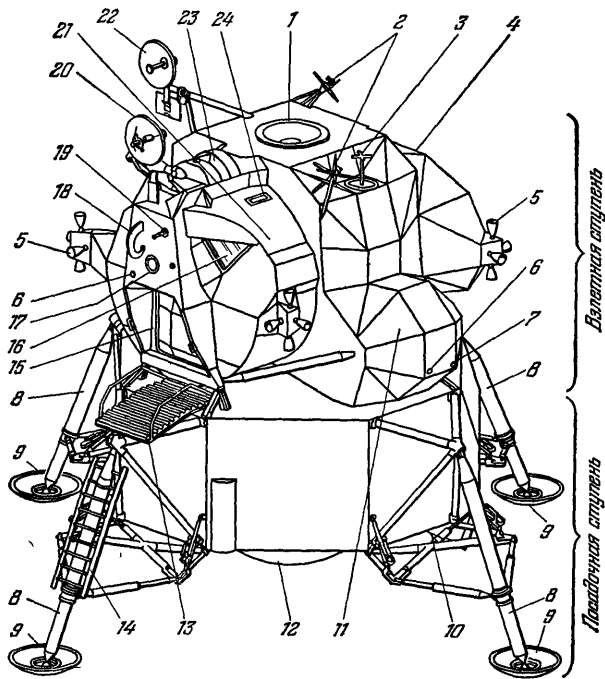


Рис. 106. Лунный отсек корабля «Аполлон»: 1 — стыковочный люк, 2 — антенна метрового диапазона волн, 3 — стыковочная мишень, 4 — хвостовая секция взлетной ступени для размещения оборудования, 5 — блок вспомогательных двигателей, 6 — антенна, работающая в диапазоне частот С, 7 — источник света, 8 — посадочное шасси, 9 — тарельчатая пятая ноги шасси, 10 — антенна радиолокатора системы управления посадкой, 11 — средняя секция взлетной ступени, 12 — двигатель посадочной ступени, 13 — площадка у переднего люка, 14 — лестница для спуска на поверхность Луны, 15 — передний люк для выхода на поверхность, 16 — треугольное окно для командира корабля, 17 — импульсный источник света, 18 — серповидная антенна приемника метрового диапазона, 19 — фиксированная антенна, работающая в диапазоне частот S, 20 — антенна радиолокатора для встречи на орбите, 21 — герметичная кабина космонавтов, 22 — поворотная антенна, работающая в диапазоне частот S, 23 — инерциальный измерительный блок, 24 — окно в потолке для наблюдения при встрече и стыковке с основным блоком.

его равна 9,3 тс (не регулируется), удельный импульс 308 с, запас характеристической скорости 2,5 км/с. Он используется для маневров на пути к Луне, вблизи Луны и при возвращении на Землю. Вокруг отсека расположены 16 двигателей системы управления ориентацией и стабилизацией, собранных в четыре блока (тяга каждого двигателя 45,4 кгс). Они используются также при операциях стыковки, так как могут сообщать и поступательное движение.

Командный и служебный отсеки вместе образуют *основной блок* корабля «Аполлон»<sup>1)</sup>). Он существует как одно целое до момента, предшествующего входу в земную атмосферу.

*Лунный отсек LM* (Lunar Module), или *лунный корабль*, предназначен для высадки двух космонавтов на Луну и возвращения их на окололунную орбиту (рис. 106). Масса отсека 15 075,1 кг, в том числе 10,5 т топлива (того же, что и в служебном отсеке). Расстояние между противоположными пятнами выпущенного шасси 9,5 м. Отсек состоит из посадочной ступени массой около 10 т и взлетной ступени массой около 4 т; каждая ступень имеет собственные двигатель и топливные баки. Хрупкая конструкция отсека рассчитана на слабое лунное притяжение.

Посадочная ступень (сухая масса 2035,3 кг) снабжена шарнирно подвешенным двигателем с регулируемой тягой, максимальная величина которой равна примерно 4,5 тс. При двух различных режимах работы двигателя тяга составляет 10—65% и 95—100% максимальной тяги. Удельный импульс двигателя 313 с, максимальная продолжительность работы 1000 с, характеристическая скорость 2,3 км/с (запас топлива 8217 кг).

Взлетная ступень (сухая масса без космонавтов 2181,0 кг) содержит кабину (объем 6,7 м<sup>3</sup>, в том числе 4,53 м<sup>3</sup> — свободный объем для двух космонавтов), основную часть системы жизнеобеспечения, системы навигации и управления, источники электроэнергии. Кабина лишена кресел; космонавты поддерживаются ременной системой. Основной двигатель взлетной ступени имеет постоянную тягу 1,59 тс и не поворачивается; характеристическая скорость равна 2,3 км/с (запас топлива 2367,2 кг). 16 вспомогательных двигателей собраны в четыре блока (тяга каждого двигателя 45,4 кгс) и служат для ориентации и стабилизации всего лунного отсека или взлетной ступени, а также для отделения лунного отсека от основного блока, горизонтальных перемещений при висении над лунной поверхностью и т. д. (запас топлива 274,2 кг).

Начальная масса космического корабля «Аполлон-11», складывавшаяся из перечисленных выше масс трех отсеков корабля, равнялась 43 900,9 кг. По мере осуществления программы «Аполлон» корабль подвергался некоторым модификациям. Увеличилась масса основного блока. В нем стал размещаться комплект научных приборов и «субспутник», выведившийся на самостоятельную орбиту вокруг Луны. Расширение программы пребывания космонавтов на Луне (в частности, использование вездехода) привело к увеличению массы лунного отсека. Масса корабля «Аполлон-15» уже составляла 48 760 кг.

Лунный отсек при старте с Земли помещен внутри *переходника LMA* (Lunar Module Adapter) массой 1816 кг, который предохра-

<sup>1)</sup> Именно он стыковался в 1975 г. с кораблем «Союз».

няет отсек от аэродинамических нагрузок при прохождении плотных слоев атмосферы. К переходнику (а не к лунному отсеку!) пристыкован основной блок.

На самом верху системы «Сатурн-5 — Аполлон» крепится *система аварийного спасения* LES (Launch Escape Tower) массой 4045 кг. Ее ферма укреплена на теплозащитном экране, предохраняющем командный отсек на участке подъема в атмосфере. Система состоит из трех РДТТ: в случае угрозы аварии одновременно включаются два РДТТ, и командный отсек, отделившись от служебного, уносится в море. В верхней точке включается третий РДТТ, отбрасывающий систему спасения, после чего раскрываются парашюты. Если аварии не произошло, этот двигатель отбрасывает систему спасения вместе с теплозащитным экраном на высоте 70—80 км.

Перейдем теперь к последовательному изложению операций, которыми сопровождается экспедиция на Луну.

В соответствии с программой в момент  $T+2$  мин 15 с ( $T$  — момент отрыва от стартового стола) должен быть выключен центральный двигатель первой ступени, а в момент  $T+2$  мин 40,8 с — остальные. Еще через 2,4 с выключаются двигатели второй ступени S-II, а через 25 с после этого сбрасывается система аварийного спасения вместе с теплозащитным экраном. Двигатели второй ступени выключаются в момент  $T+9$  мин 11,4 с на высоте 185,9 км при дальности 1640 км и скорости 6,94 км/с. В момент  $T+9$  мин 15,4 с включается двигатель J-2 третьей ступени S-IVB, который, не выработав всего топлива, выключается в момент  $T+11$  мин 40,1 с. В результате третья ступень вместе с приборным отсеком IU и кораблем «Аполлон» (масса 136 т) достигает скорости 7,79 км/с на расстоянии 2713 км от мыса Канаверал и выходит на орбиту высотой 188 км и наклоном 32,6°.

В момент  $T+2$  ч 44 мин 14,8 с на втором витке, повторно включается двигатель J-2 ступени S-IVB и через 5 мин 48,3 с сообщает приращение скорости 3041,2 м/с. В результате третья ступень с кораблем «Аполлон» (общая масса 63 т) выходит на траекторию полета к Луне на высоте 322,7 км с начальной скоростью 10 846,7 м/с.

На пути к Луне производится перестроение отсеков корабля (рис. 107, а). После этого корабль принимает конфигурацию, показанную на рис. 107, б, повторно разворачивается на 180° и после получения слабого импульса (6 м/с при полете «Аполлона-11») удаляется от ступени S-IVB.

Ступени S-IVB при полетах кораблей «Аполлон-11» и «Аполлон-12» затем получали небольшой импульс путем слива остатков топлива и, перейдя на новую орбиту, разгонялись потом в сфере действия Луны и покидали сферу действия Земли. Во всех последующих полетах ступени направлялись на Луну для искусственного возбуждения сейсмических колебаний лунной коры, эквивалентных последствиям взрыва 11 т тринитротолуола (скорость удара при



падении порядка 2,5 км/с). На фотоснимках, сделанных с окололунной орбиты в ходе операций программы «Аполлон», были

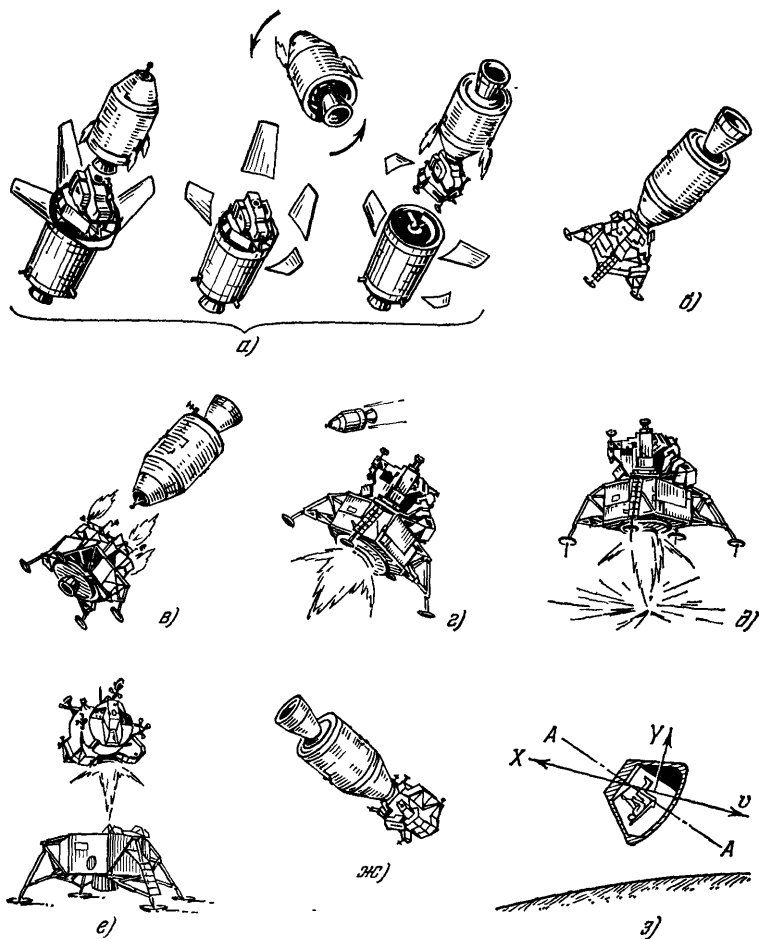


Рис. 107. Некоторые этапы полета по программе «Аполлон». а) перестроение отсеков на пути к Луне (отход основного блока от третьей ступени, поворот на  $180^\circ$ , отделение и отход перестроенного корабля от третьей ступени); б) корабль вблизи Луны (шасси в рабочем положении); в) отделение лунного отсека от основного блока; г) сход лунного отсека с окололунной орбиты; д) посадка лунного отсека; е) старт взлетной ступени лунного отсека; ж) стыковка взлетной ступени с основным блоком; з) вход командного отсека в земную атмосферу (AA — продольная ось отсека,  $v$ ,  $X$ ,  $Y$  — направления векторов скорости, силы лобового сопротивления и подъемной силы).

обнаружены кратеры диаметром несколько десятков метров, образовавшиеся на Луне при падении ступеней S-IVB.

При первой экспедиции на Луну траектория полета корабля «Аполлон-11» являлась траекторией свободного возвращения: в

случае выхода из строя маршевого двигателя служебного отсека корабль, обогнув Луну на расстоянии 110 км от поверхности, вернулся бы полого в атмосферу Земли и в момент  $T+145$  ч 04 мин приволился в запасном районе Тихого океана, причем необходимые коррекции могли быть совершены с помощью маломощных двигателей ориентации и стабилизации командного отсека. Благодаря уверенности в том, что маршевый двигатель «не подведет», последующие полеты к Луне проходили иначе. Сначала корабль двигался по траектории, отстоящей на 3000 км от лунной поверхности. Без дополнительных импульсов корабль при этом, выйдя из сферы действия Луны, стал бы двигаться по геоцентрической гиперболе и, пройдя на расстоянии 82 000 км от Земли, вышел бы из сферы действия Земли. Для входа в атмосферу понадобились бы коррекции, производимые с помощью маршевого двигателя или вспомогательных двигателей основного блока, или двигателей лунного отсека. При невозможности их осуществить корабль обречен на вечное движение по орбите вокруг Солнца... Однако в действительности обязательная вторая коррекция, производимая после 31 ч полета к Луне (из четырех возможных на пути к Луне), переводит посредством импульса 19,5 м/с корабль на «гибридную» траекторию, проходящую на расстоянии примерно 120 км от Луны. Преимущество «гибридной» траектории — в экономии топлива и в лучших условиях управления и слезнения с Земли на начальном участке и в момент посадки на Луну.

Около ближайшей к Луне точки траектории (над обратной стороной Луны) включается примерно на 6 мин маршевый двигатель основного блока, уменьшающий селеноцентрическую скорость примерно с 2,5 км/с до 1,7 км/с и корабль переходит на эллиптическую окологлунную орбиту с аполсением на высоте примерно 315 км.

При полетах кораблей «Аполлон-11, -12» далее с помощью нового тормозного импульса маршевого двигателя корабль переводился на слабоэллиптическую орбиту высотой от 100 до 120 км, которая вследствие возмущений из-за нецентральности поля тяготения Луны сама затем по расчетам должна была превратиться в круговую высотой 111 км. С этой «базовой» орбиты и совершается переход отделившегося лунного отсека с двумя космонавтами на эллиптическую орбиту снижения с периселением на высоте примерно 15 км вблизи избранного места посадки. Тормозной импульс сообщается двигателем посадочной ступени.

По более позднему варианту плана (начиная с полета «Аполлона-13») на орбиту снижения с высотой периселения 15 км с помощью маршевого двигателя основного блока должен был переводиться в е с ь корабль «Аполлон» прямо с начальной эллиптической орбиты, и отделение лунного отсека производится уже после этого. Основной блок затем с помощью разгонного импульса

переходит на базовую орбиту ожидания высотой 111 км. Этот маневр позволял экономить топливо посадочной ступени лунного отсека для увеличения времени зависания над Луной в конце посадки.

Заключительный этап посадки начинается включением двигателя посадочной ступени вблизи периселения, на высоте 15 км и расстоянии 480 км от места посадки. Через 26 с тяга делается максимальной. Еще через 4 мин бортовой радиолокатор начинает сообщать высоту, а через 2 мин после этого — скорость корабля относительно поверхности. При этом тяга уменьшается до 60% от максимальной. Через 8 мин 24 с торможения на высоте 2,35 км и расстоянии 8,2 км от места посадки, при горизонтальной скорости 152 м/с и вертикальной 45,7 м/с начинается этап дальнего подхода с возможностью ручного управления. Наконец, через 10 мин 6 с после начала торможения начинается этап ближнего подхода — до места посадки 550 м, высота 159 м, горизонтальная составляющая скорости 16,8 м/с, спуск почти вертикален. Вертикальное снижение начинается на высоте 46 м, причем автоматически поддерживается постоянной скоростью 0,9 м/с. Предусмотрена возможность зависания над Луной, для чего тяга должна уменьшаться в точном соответствии с уменьшением массы корабля, чтобы не начался подъем. Двигатель выключается космонавтами через 1 с после того, как получен сигнал о касании поверхности одним из щупов (стержни длиной 170 см) на пятах посадочных опор. Такова расчетная схема посадки корабля «Аполлон-11».

Пребывание двух космонавтов на Луне сопровождалось в каждой экспедиции их двух-трехкратным выходом на поверхность для установки научной аппаратуры, проведения экспериментов, прогулок к заданным объектам (например, при полете «Аполлона-12» — к аппарату «Сервейер-3», совершившему посадку на расстоянии 180 м в 1967 г.), сбора образцов минералов. При полете «Аполлона-14» в распоряжении космонавтов была ручная тележка, а начиная с полета «Аполлона-15» — вездеход массой 208 кг (рис. 108), способный развивать максимальную скорость 13 км/ч (рекордная скорость 17 км/ч на небольшом склоне при полете «Аполлона-16»), обладающий ходом до 92 км и выдерживающий нагрузку до 490 кг. Шесть экспедиций доставили на Землю около 400 кг лунных образцов. Из доставлявшихся на Луну каждой экспедицией комплектов «Алсеп» — приборов, предназначенных для многолетних послеполетных экспериментов, — особо должны быть отмечены сейсмометры и лазерные отражатели (все они были выключены лишь в сентябре 1977 г. из-за истощения источников энергии и, главным образом, сокращения ассигнований на наземное обслуживание). В полетах кораблей «Аполлон-15, -16, -17» большой комплект научной аппаратуры находился в одной из секций служебного отсека. Необходимые материалы забирались отсюда при выходе в космос пилота командного отсека.

Возвращение двух космонавтов с Луны (рис. 109) начинается вертикальным стартом взлетной ступени с помощью основного двигателя. Затем ступень отклоняется от вертикали и через 7 мин после старта выходит (в точке 2, рис. 109) на начальную орбиту

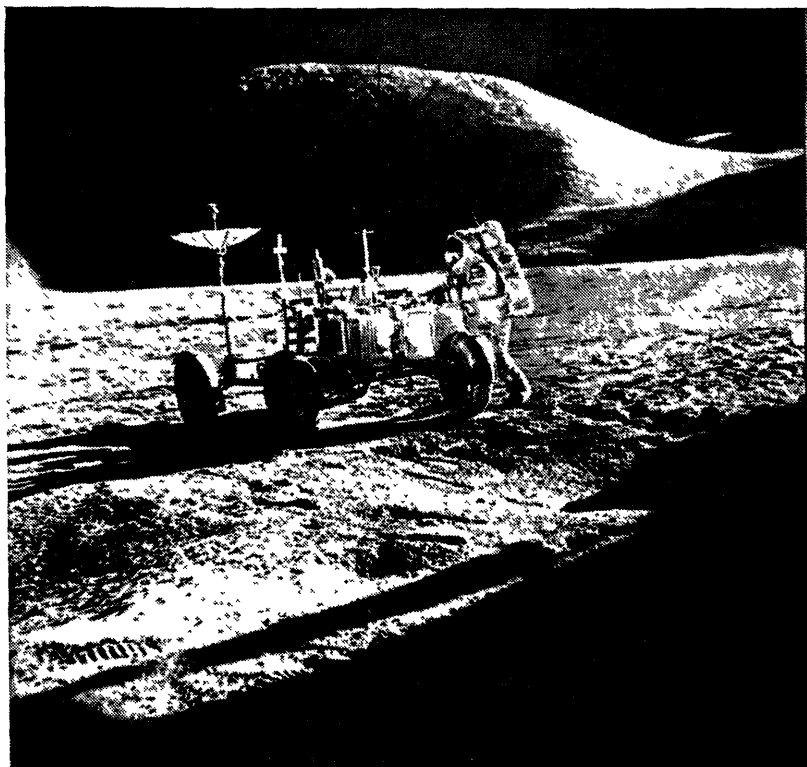


Рис. 108. Вездеход на пути к горе Хэдли, освещенные гребень и вершина которой видны вдали (экспедиция на «Аполлоне-15»).

с периселением на высоте 16,7 км и апоселением на высоте 83,3 км («Аполлон-11»). Последующее сложное маневрирование производится с помощью двигателей системы ориентации и стабилизации.

Взлетные ступени при первых двух экспедициях на Луну сначала посредством импульса 15,07 м/с в апоселении 3 выходили на круговую орбиту, затем, после исправления, если было необходимо, плоскости орбиты в точке 4, переводились в точке 5 импульсом 1,37 м/с на близкую к круговой эллиптическую орбиту, имеющую ту же линию апсид, что и орбита ожидания основного блока (разность высот орбит была повсюду почти одинакова — около

28 км). Теперь космонавты могли ждать подходящего момента для начала заключительного маневра сближения с основным блоком (нестрашно было его и пропустить и дожидаться следующего). После импульса 7,5 м/с начала маневра в точке 6 и коррекций 7 и 8 взлетная ступень, находясь в точке 9 ниже и впереди нагонявшего ее основного блока, начинала разгон (13,7 м/с), чтобы в точке 10

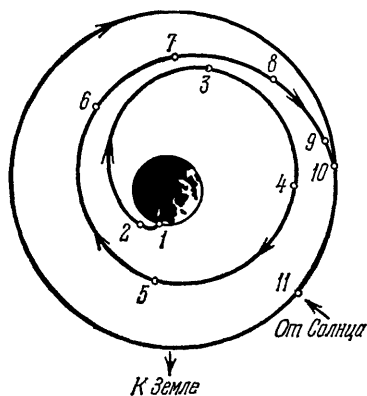


Рис. 109. Немасштабная схема встречи взлетной ступени с основным блоком в ходе полетов кораблей «Аполлон-11, -12».

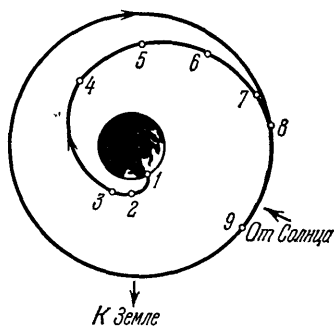


Рис. 110. Немасштабная схема встречи взлетной ступени с основным блоком в ходе полетов кораблей «Аполлон-14—17».

выйти на орбиту основного блока <sup>1)</sup>. Групповой полет заканчивался сближением с помощью вспомогательных двигателей основного блока и стыковкой в точке 11 (через 3 ч 37 мин после старта). Маневры были рассчитаны так, что происходили при удобных условиях связи взлетной ступени с основным блоком и освещенности на последнем этапе сближения. Их сложность обеспечивала высокий уровень безопасности, за которую, правда, платилось лишней затратой топлива и большой длительностью всей операции.

Начиная с полета «Аполлона-14», после выхода в точке 2 (рис. 110) на начальную орбиту и увеличения в точке 3 скорости на 4,6 м/с осуществлялся переход в точке 4 на траекторию перехвата, затем следовали коррекции 5, 6, разгон 7, выход 8 на орбиту основного блока и стыковка; вся операция от старта до стыковки занимала лишь 1 ч 45 мин. Переход к ней объяснялся возросшей уверенностью в надежности двигательных систем лунного корабля.

После перехода двух космонавтов в основной блок, взлетная ступень лунного корабля отделялась. Начиная с полета «Апол-

<sup>1)</sup> Это выравнивание скоростей воспринималось с борта основного блока как торможение приближающейся взлетной ступени. Указанные выше значения импульсов и параметры орбит — расчетные, фактические значения от них несколько отличались.

лона-12», она затем с помощью тормозного импульса основного двигателя по очень пологой траектории сбрасывалась на Луну. Скорость удара 1,68 км/с позволяла провести сейсмический эксперимент.

Основной блок после некоторого периода обращения вокруг Луны разгонялся с помощью маршевого двигателя на  $0,9 \div 1,0$  км/с, что доводило его селеноцентрическую скорость до примерно 2,5 км/с.

Перед входом в атмосферу Земли, через 2,5—3 сут, отделялся служебный отсек, а командный отсек совершал спуск с аэродинамическим качеством до 0,4 (возможны маневры по дальности от 100 до 5000 км), завершившийся приводнением на парашютах в Тихом океане со скоростью 10 м/с. Минимальная продолжительность экспедиции («Аполлон-11») составила 195 ч 17 мин 53 с, максимальная («Аполлон-17») — 301 ч 51 мин 5 с.

После трех первых возвращений космонавтов с Луны они проходили карантин в виду возможности (хотя и весьма маловероятной) занесения на Землю чужеродных микроорганизмов. Эта мера была отменена, начиная с полета «Аполлона-15».

Чуть было не закончился трагически полет корабля «Аполлон-13». 14 апреля 1970 г. в 3 часа по Гринвичу на пути к Луне при расстоянии от Земли 330 000 км вследствие неисправности электропроводки в служебном отсеке произошел взрыв кислородного бака, который питал водородно-кислородные топливные элементы и систему жизнеобеспечения. Вышли из строя все три топливных элемента, расположенных в служебном отсеке и служивших источником электроэнергии для основного блока и питьевой воды для космонавтов, а следовательно, и все двигатели служебного отсека; отказала система жизнеобеспечения командного отсека. В запасе оставались лишь батареи командного отсека и запас кислорода в нем, предназначенные для этапа спуска в атмосфере. Лунный отсек стал играть роль спасательной шлюпки. В режиме крайней экономии использовались его ресурсы электроэнергии, воды и кислорода. Ориентация и коррекция траектории осуществлялись с помощью двигателей системы ориентации лунного отсека и посадочного двигателя. Ориентация часто нарушалась истечением газов из служебного отсека. Корабль был окружен в полете роем осколков.

Корректирующий импульс 11,3 м/с перевел в 8 ч 43 мин корабль на траекторию облета Луны с возвращением в атмосферу. После облета Луны (минимальное расстояние — 250 км) 15 апреля в 02 ч 40 мин был сообщен корректирующий импульс 265 м/с (посадочный двигатель работал 4 мин 24 с), что сократило на 10 ч полет до Земли и обеспечило приводнение в Тихом океане. 17 апреля в 12 ч. 53 мин на расстоянии 72 000 км от Земли с помощью двигателей системы ориентации лунного отсека была проведена последняя коррекция, увеличившая угол входа в атмосферу до  $6,85^\circ$ . В 13 ч

16 мин был отделен служебный отсек, а в 16 ч 43 мин на расстоянии 21 000 км от Земли — лунный (до этого двое космонавтов помещались в лунном отсеке, а один — в переходном туннеле). Благополучное приводнение командного отсека с космонавтами произошло 17 апреля в 18 ч 08 мин в расчетной точке юго-восточнее островов Самоа (время всюду по Гринвичу).

Затраты на каждую лунную экспедицию составляли около 400 млн. долл. (в том числе 185 млн. долл. — стоимость ракеты-носителя и 95 млн. долл. — корабля «Аполлон»). Стоимость всей программы «Аполлон» с учетом теоретических и экспериментальных разработок, отработки различных систем, экспериментальных полетов вокруг Земли и вокруг Луны оценивается в 25—26 млрд. долл.

## § 6. Лунная транспортная космическая система

Чрезвычайно высокая стоимость полетов человека на Луну привела, как известно, к сокращению первоначально планировавшегося числа экспедиций на Луну по программе «Аполлон». По-видимому, до конца нынешнего столетия нога человека не ступит на Луну. Создание же постоянной научной станции на Луне с периодически сменяемым экипажем нельзя себе даже представить в условиях, когда «билет на Луну» стоит более 100 миллионов долларов!

Выход заключается в создании лунной транспортной системы, подобной той, которая рассматривалась в §§ 5, 6 гл. 7. Однако спасение ступеней таких гигантских ракет-носителей, как «Сатурн-5», представляет большие трудности. Присоединение крыльев к первой ступени, например, увеличило бы ее массу на 10%. Предлагалось избежать такого утяжеления путем особого конструирования баков ракеты-носителя. Отдельным бакам придается такая форма, что в собранном виде ступень ракеты имеет обычную цилиндрическую форму, после же израсходования топлива баки, не теряя каждый своей жесткости, образуют новую конфигурацию, обладающую подъемной силой и совершающую посадку на беговую дорожку подобно самолету [3.38].

Естественно, однако, поступить иначе. Грузовой или пассажирский корабль монтируется на околоземной орбите из блоков, доставляемых орбитальными самолетами, и представляет собой, по существу, межорбитальный транспортный аппарат, курсирующий между околоземной и окололунной орбитами. Мы назовем его *лунным транспортным кораблем*. Легко подсчитать, что он должен обладать характеристической скоростью 8 км/с.

В § 3 этой главы говорилось о том, что монтаж на орбите не приносит экономической выгоды, а сопряжен, наоборот, с некоторыми лишними затратами по сравнению с прямым перелетом Земли — Луна — Земля. Но вывод этот был справедлив, когда не предполагалось многократное использование ракет, доставляю-

щих грузы на околоземную орбиту. Теперь же выгода несомненна несмотря на то, что возвращение транспортных аппаратов на околоземную орбиту требует дополнительного импульса скорости 3 км/с. Такое возвращение, конечно, нецелесообразно, если речь идет об однократно производимой экспедиции (прямой вход в атмосферу не потребовал бы вовсе затрат топлива), но оно выгодно, если лунный транспортный корабль используется многократно в стандартных операциях.

Рейсы между окололунной орбитой и лунной поверхностью могут совершать как специальные посадочные аппараты (*лунные космические буксиры*) так и снабженные посадочными опорами межорбитальные аппараты.

Простота модификации аппарата для посадки объясняется отсутствием у Луны атмосферы. Существовал, например, проект LASS [3.39] доставки грузов на Луну с помощью непилотируемой ступени S-IVB, снабженной четырьмя посадочными опорами и двумя дополнительными двигателями RL-10A. Пустые топливные баки ступени используются на Луне в качестве жилых помещений. На Луну доставляются самоходная установка и различные грузы.

Конструкция корабля, курсирующего между космопортами на околоземной и окололунной орбитах, должна быть рассчитана на очень небольшие перегрузки, меньшие единицы. Она может иметь вид каркаса с присоединенными к нему топливными баками, кабиной экипажа и двигательной установкой, не заключенными в общую оболочку [3.23, 3.40, 3.41].

Во многих работах предлагается использовать ядерный двигатель на межорбитальных аппаратах, обслуживающих лунные трассы [3.42].

## § 7. Лунные грузовые корабли с малой тягой

Скорее всего, лунные космические корабли с малой тягой будут использоваться для крупных грузовых перевозок с орбиты спутника Земли на орбиту спутника Луны.

Для достижения Луны подходят траектории, подобные описанным в § 8 гл. 5. При этом нет нужды, разумеется, достигать параболической скорости. Достаточно на последнем витке спиралеобразной траектории развить скорость, обеспечивающую достижение сферы действия Луны по эллиптической орбите.

Орбита пассивного полета будет начинаться довольно далеко от Земли. Расчеты показывают, что при этом скорость входа в сферу действия Луны будет меньше, чем в том случае, когда эллиптическая скорость достижения Луны приобретается вблизи Земли, как это бывает при старте химических ракет. Но все равно скорость



корабля относительно Луны внутри ее сферы действия будет слишком велика, чтобы притяжение Луны могло самостоятельно захватить корабль. Понадобится дополнительное торможение с помощью двигателя малой тяги. Оно должно начаться в сфере действия Луны или даже до входа в нее, еще на полпути к Луне. Торможение внутри сферы действия должно вывести корабль на низкую орбиту спутника Луны. Лунный транспортный корабль после этого, имея достаточный запас рабочего тела, может вернуться на околоземную орбиту.

В одной из американских работ [3.43] предлагается выводить грузовой корабль, снабженный ядерной энергетической установкой и ионным двигателем, на околоземную орбиту высотой 480 км с помощью ракет типа «Сатурн-5» или «Нова» (в последнем случае масса корабля на орбите может составлять величину порядка 180 т). Вот как происходит перелет ионного корабля в одном из рассчитанных вариантов. Сначала корабль в течение 1191 ч (50 сут!) движется по околоземной спирали (скорость истечения 50 км/с),

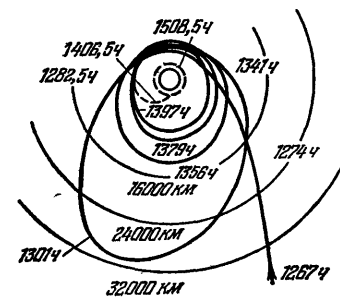


Рис. 111. Конечный участок захвата ионного корабля Луной [3 43]

затем в течение 76 ч (еще 3 сут!) движется пассивно и, наконец, в течение 241,5 ч (еще 10 сут!) совершает около 490 оборотов вокруг Луны, проводя сложную операцию по выходу на окололунную орбиту. Во время этой операции скорость истечения составляет 10 км/с, а начальное реактивное ускорение равно  $1,175 \cdot 10^{-4} g$ . Ближайшая к Луне точка первого окололунного витка находится на высоте 3540 км, а окончательная высота орбиты равна 32 км. На рис. 111 показан конечный окололунный активный участок полета (на части траектории, обозначенной пунктиром, совершаются 483 оборота). Цифры указывают время в часах, истекшее после старта с околоземной орбиты. Выход на орбиту спутника Луны сопровождается сложным управлением тягой двигателя, которая некоторое время направлена против скорости, затем прикладывается только в ближайшей к Луне точке, потом направлена трансверсально относительно Луны (против скорости) и, наконец, обретает неизменное направление в пространстве. Весь перелет продолжается около 63 сут, причем суммарная характеристическая скорость достигает 7850 м/с. Если бы та же операция совершалась с помощью двух импульсов большой тяги, то суммарная характеристическая скорость составила бы 3870 м/с. Полезная нагрузка, доставляемая на окололунную орбиту, при описанном перелете должна составить 20—30% от общей массы корабля в момент старта с орбиты спутника Земли (сюда входит и двигательная система для мягкой посадки на Луну, на которую приходится 56% нагрузки).

Можно себе представить в будущем регулярные рейсы больших многократно используемых грузовых электрических межорбитальных аппаратов, управляемых автоматически и снабжающих через посредство окололунного космопорта постоянные базы на Луне всем необходимым. Эти рейсы будут происходить наряду со «ско-рыми» импульсными полетами пассажирских космических кораблей [3.41].

## § 8. Окололунная орбитальная станция

Нормальное функционирование лунной транспортной системы предполагает создание постоянно действующих космопортов, т. е. орбитальных станций, вблизи Земли и вблизи Луны. Разумеется, окололунная орбитальная станция, помимо обслуживания экспедиций на поверхность Луны, может играть и важную роль научной обсерватории.

Во время пребывания американских космонавтов на орбите ожидания основного блока при экспедициях по программе «Аполлон» (особенно в последних полетах) выявилась эффективность наблюдения лунной поверхности человеком (например, были обнаружены разного рода вулканические явления, главным образом на обратной стороне Луны). Научное оборудование окололунной орбитальной станции может состоять из аппаратуры для цветной фотосъемки поверхности, радиолокаторов, детекторов инфракрасного и ультрафиолетового излучений и может использоваться для уточнения лунной топографии, изучения поверхностного и нижележащего слоев по их радиационной активности, обнаружения полезных ископаемых [3.39].

Рассмотрим подробнее работу окололунного космопорта.

Прибывший на станцию с околоземной орбиты лунный транспортный корабль, помимо грузов и пассажиров, доставляет топливо лунным буксирам, для которых космопорт служит ангаром. Буксиры доставляют грузы и космонавтов на поверхность Луны, а транспортный корабль забирает грузы (собранный информация, минералы и т. п.) и возвращающийся на Землю персонал и отбывает в обратный путь. Одновременно космопорт должен служить центром связи и управления всеми операциями на Луне и орбитах вокруг нее: встречами и стыковками транспортных кораблей, посадками и взлетами беспилотных лунных буксиров, перемещениями луноходов. Он должен обеспечивать связь с экспедициями на лунной поверхности. Персонал космопорта должен управлять манипуляторами на орбитальных аппаратах, обслуживающих автоматические спутники Луны. Для этих аппаратов, как, возможно, и для луноходов, космопорт будет служить ангаром и ремонтной станцией. Наконец, космопорт будет служить и базой для спасательных операций на окололунных орбитах [3.44].

На какой высоте и в какой плоскости должна быть расположена орбита окололунной станции?

Исходя главным образом из удобства научных исследований, в 1969 г. группа перспективного планирования при президенте США предложила создать космопорт на полярной окололунной орбите высотой 110 км (в рамках большой программы исследований Луны, рассчитанной на 80-е годы, которая так и не была утверждена). Однако для станции, играющей роль лунного космопорта, могут быть выбраны и другие, более выгодные орбиты,

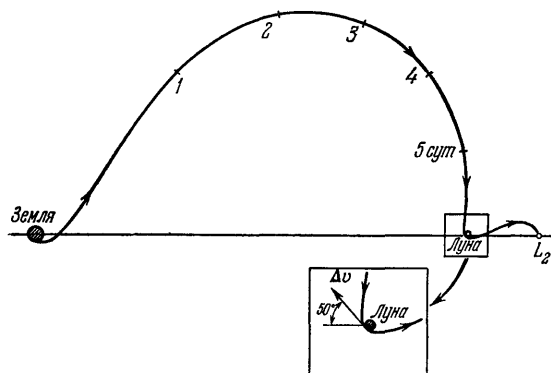


Рис. 112. Траектория выведения либрационного спутника  $L_2$ . Окололунный участок показан в увеличенном масштабе ( $\Delta v$  — тормозной импульс) [3 44].

а именно станции, расположенные в коллинеарных точках либрации  $L_1$  и  $L_2$  (рис. 31 в § 6 гл. 4) [3.41, 3.44, 3.45], неподвижных относительно линии Земля — Луна. Космопорты могут удерживаться в окрестностях точек либрации (являющихся, как говорилось в § 6 гл. 4, неустойчивыми) с помощью электроракетных двигателей или даже солнечного паруса, создающих тягу для компенсации слабых возмущений [3.41]. (Заметим, что и низкая полярная орбита требует постоянных забот о компенсации возмущений, см. § 3 гл. 10.)

В § 3 гл. 10 мы, предполагая геоцентрическую орбиту подлета к точке  $L_1$  полуэллиптической, получили для импульса перехода на либрационную орбиту в точке  $L_1$  значение 0,65 км/с. Такой же импульс, сообщенный в противоположном направлении (тормозной с геоцентрической точки зрения и разгонный с селеноцентрической), переведет корабль, находящийся на рейде в космопорте  $L_1$ , на полуэллиптическую траекторию возвращения к Земле, симметричную траектории прибытия.

Выведение в точку  $L_2$  по полуэллиптической орбите невозможно, так как сфера действия Луны нагонит корабль значительно раньше подхода к точке  $L_2$ . На рис. 112 [3.44] показана траектория полета к либрационной точке  $L_2$  (в системе координат, вращающейся

вместе с линией Земля — Луна)<sup>1)</sup>. Окрестность Луны достигается через 140 ч после старта с околоземной орбиты высотой 185 км (импульс схода равен 3,14 км/с). В ближайшей к Луне точке (высота 110 км) сообщается тормозной импульс 0,18 км/с, предупреждающий разгон корабля Луной, и в точке  $L_2$  — импульс 0,15 км/с. Суммарная характеристическая скорость оказывается меньше, чем при двухимпульсном запуске спутника Луны на оптимальную орбиту. Возвращение на околоземную орбиту из точки  $L_2$  должно осуществляться по траектории, симметричной показанной на рис. 112 относительно линии Луна — Земля.

Лунные транспортные корабли, достигающие точек либрации (как, впрочем, и выходящие на низкую орбиту) будут, вероятно, двухступенчатыми (если не будут ядерными), причем первая ступень, снизившись по эллиптической орбите, возвратится с помощью тормозного импульса на орбиту околоземного космопорта. Двухступенчатыми будут и лунные буксиры, улетающие на Луну из точек либрации: их первые ступени будут выходить на промежуточную низкую окололунную орбиту и возвращаться затем с нее в космопорт [3.44].

Лунные буксиры, базирующиеся на точки либрации, нуждаются в большем количестве топлива, чем буксиры, обслуживающие космопорт на низкой орбите, так как первые должны при посадке на Луну тормозить околопараболическую скорость, а для вторых сумма затрат для схода с орбиты и торможения при посадке лишь незначительно будет превышать круговую. Но зато из либрационного космопорта практически доступны все точки лунной поверхности (включая невидимую из космопорта сторону Луны), так как для поворота плоскости селеноцентрической орбиты на любой угол требуются очень небольшие затраты скорости из-за малости селеноцентрических скоростей либрационных станций (0,15 км/с в точке  $L_1$  и 0,17 км/с в точке  $L_2$ ). Заметим, что траектория лунного буксира, спускающегося из точки либрации, не может рассматриваться как кеплерова (движение и самого космопорта не является кеплеровым). Спуск будет продолжаться несколько суток.

Однако главное преимущество либрационных космопортов заключается в выполнении ими роли центров связи и управления всеми операциями вблизи Луны и на ней. Правда, залунный космопорт гораздо выгоднее при этом вывести не в точку  $L_2$ , а в ее окрестность, чтобы он в соответствии с одним из решений задачи трех тел совершал движение по замкнутой орбите вокруг точки  $L_2$  («гало-орбита», рис. 113, а). Имеется в виду, конечно, движение в трехмерной системе координат, связанной с линией Земля — Луна (см. § 6

<sup>1)</sup> Сравнение с рис. 91, а (§ 4 гл. 9) показывает, что здесь мы имеем дело с прерванной разгонной траекторией.

гл. 4). При радиусе гало-орбиты 3500 км станция будет совершать оборот за 2 недели. В отличие от спутника в точке  $L_2$ , спутник на гало-орбите всегда будет виден с Земли (рис. 113, б). Он обеспечивает связь Земли с любой точкой невидимого лунного полушария, а Земля обеспечивает связь космопорта на гало-орбите с любой точкой видимого полушария. Если Землю заменить в этой схеме релейным

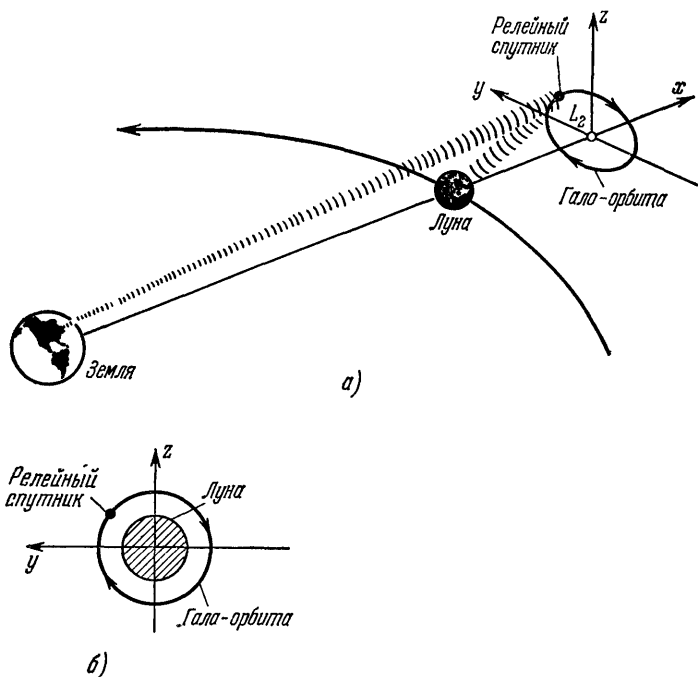


Рис. 113. Станция на гало орбите вокруг точки  $L_2$ : а) связь Земли с обратной стороной Луны б) вид на гало-орбиту с Земли

спутником в точке  $L_1$  (откуда гало-орбита также видна), то мы получим глобальную систему связи для Луны, автономную от Земли. Это уменьшит время прохождения радиосигналов, что может иметь значение, например, для управления манипуляторами и луноходами, невидимыми из космопорта на гало-орбите. Борьба с возмущениями гало-орбиты потребует затраты характеристической скорости порядка 150 м/с в год. Если же разрешить станции изредка заходить за Луну, то достаточно будет и 30 м/с в год [3 44, 3.46].

Как центр связи и управления космопорт на низкой орбите (высота порядка 110 км) не выдерживает конкуренции с гало-орбитой: в течение не более трех суток в месяц он не заходит за Луну (когда его орбита имеет с Земли вид, показанный на рис. 113, б); лунная база по 11 сут не будет иметь контактов с орбитальной стан-

цией; когда такие контакты будут, то каждый из них будет продолжаться лишь около 10 мин за виток. Такому космопорту не обойтись без целой системы релейных спутников Луны.

Представляет интерес проект сравнительно дешевого устройства, заменяющего либрационный спутник связи в окрестности точки  $L_2$  [3.47]. Пусть позади Луны находится некоторая масса — космический аппарат (КА), — связанная тросом с невидимой с Земли стороной Луны. Если бы Луна не обладала собственным притяжением, то, согласно сказанному в § 11 гл. 5, при определенных начальных условиях вся гантелеобразная система Луна — трос — КА должна была бы благодаря градиенту земной гравитации занять устойчивое положение вдоль продолжения линии Земля — Луна. Для этого КА должен был бы получить начальную скорость, равную расстоянию Земля — КА, умноженному на величину  $2\pi/T$ , где  $T$  — сидерический месяц; направление скорости должно было быть перпендикулярно продолжению линии Земля — Луна. При не слишком больших начальных скоростях, отличающихся от указанной, космический аппарат должен был бы колебаться, как маятник, относительно линии Земля — Луна. Притяжение Луны вносит важную поправку в наши рассуждения, а именно: если трос мал, то наш аппарат попросту упадет на Луну. Но этого не произойдет, если длина троса будет превышать расстояние от Луны до точки либрации  $L_2$ . Чем больше это превышение, тем меньше может быть масса аппарата. При малых превышениях слишком велико может быть влияние массы той части троса, которая находится между Луной и точкой  $L_2$ . Проектная длина троса [3.47] — 70—90 тыс. км. Космическому аппарату на конце троса можно задать маятниковые пространственные колебания, при которых он будет выписывать на небе, если смотреть с Земли или с Луны, «фигуры Лиссажу». При углах размаха  $30^\circ$  только примерно на 0,2% траектории космический аппарат — релейная станция связи — будет загорожен от Земли Луной. Существуют уже сейчас достаточно прочные композитные материалы малой плотности, из которых может быть сделан трос, причем его толщина должна увеличиваться от космического аппарата до Луны, например, в 30 раз. Масса космического аппарата для указанной выше проектной длины троса, будет составлять несколько тонн, а троса — несколько сот килограмм<sup>1)</sup>.

Предлагается [3.47] сначала вывести с помощью ракеты «Титан—Центавр» аппарат на гало-орбиту вокруг точки  $L_1$  (чтобы его можно было наблюдать с Земли). Небольшой двигатель на сжатом газе вытягивает конец троса на несколько километров в сторону Луны, а там уже трос движется сам к Луне под действием градиента гравитации. Одновременно в противоположную сторону должна на-

<sup>1)</sup> Плотность графито-эпоксидного материала, подходящего для троса, — 1550 кг/м<sup>3</sup>. Этот трос, — по-существу, не трос, а тонкая нить.

правляться масса-«противовес», чтобы вся система оставалась на линии Земля—Луна. Через несколько недель конец троса достигает Луны и зацепляется за нее. Далее трос разматывается дополнительно еще на несколько тысяч километров, чтобы аппарат отодвинулся от Луны.

Станция не нуждается в системе ориентации, и лишь изредка может понадобиться коррекция фигур Лиссажу.

## § 9. Перспективы использования Луны

На нынешнем этапе экспедиции на Луну не имеют значительных преимуществ перед методами исследования Луны с помощью автоматических станций, однако рано или поздно на Луне будет создана постоянная научная станция со сменяемым экипажем. Опубликовано много работ, посвященных устройству жилищ на Луне [3.48] — искусственных пещер, домов из надувной затвердевающей пластмассы, из пустых топливных баков грузовых ракет. Существует немало проектов исследовательских и транспортных аппаратов, управляемых людьми, для передвижения по поверхности Луны и над ней: колесных, способных взлететь с помощью ракетного двигателя (даже, если нужно выходить на орбиту) [3.49]; прыгающих за счет энергии расширения сжатого газа, который снова сжимается после завершения прыжка [3.50], и т. п.

Большие перспективы сулит создание астрономической обсерватории на Луне. Считается, что лучшее место для нее — на обратной стороне Луны, а конкретнее — кратер Циолковский. Помимо оптических телескопов, здесь могут быть установлены и радиотелескопы, чему способствует отгороженность от земного радифона, характерная для обратной стороны вообще, и большая площадь, свободная от скал, гор, каньонов, борозд и т. п., что не часто встречается на Луне [3.44].

На видимом полушарии Луны целесообразно создать метеорологическую станцию для наблюдения Земли. Лунный наблюдатель различит на Земле в телескоп в 4—5 раз меньшие детали, чем земной наблюдатель в тот же телескоп различит на Луне. Причина в том, что, хотя земная атмосфера и затрудняет работу лунного наблюдателя, возмущения в ней ему не вредят. Для наблюдения Солнца удобно будет создать три экваториальные станции на расстоянии  $120^\circ$  друг от друга, так что Солнце всегда будет в поле зрения двух из них [3.51].

Остановимся на вопросе о том, может ли способствовать Луна развитию межпланетных сообщений. Можно уверенно сказать, что Луна как космическая платформа не имеет никаких преимуществ перед искусственным спутником Земли. Она расположена так далеко от Земли, что ее было бы невыгодно использовать, даже если бы она не обладала собственным полем тяготения. Наличие же

у Луны поля тяготения делает такую идею вовсе бессмысленной, так как оказывается необходимым преодоление притяжения Луны как при посадке, так и при взлете. (Столь же бессмысленной и по тем же, по существу, причинам была бы попытка использования Луны в качестве базы для стрельбы по Земле ракетами, снабженными ядерными бомбами.) Дело может измениться к лучшему, если на Луне станут возможны постройка ракет из собственных лунных материалов и заправка их лунным же топливом, причем стоимость материалов и топлива была бы не выше стоимости их доставки с Земли на Луну. Это предполагает такую степень освоения Луны, о которой пока можно лишь мечтать.

Но есть и другие методы. К области, близкой к научной фантастике, относятся некоторые предложения, пока еще недостаточно научно аргументированные. К ним, например, относится идея [3.41] посылать с поверхности Луны с помощью специальных устройств узко направленные потоки ионов, которые бы способствовали перемещению космических кораблей, находящихся на расстоянии в десятки тысяч километров (атмосфера мешала бы направлять такие потоки с поверхности Земли).

Более детально разработана проблема использования Луны в качестве сырьевой базы для промышленных комплексов на орбитах вокруг Земли. Предполагается, что из лунного реголита, залегающего на поверхности, могут быть добыты металлы, а также такие хорошие строительные материалы, как стекло и керамика [3.52]. Добытое сырье, заключенное в контейнеры, будет разгоняться с огромными ускорениями (порядка 500 g) в электромагнитных «пушках», причем будет использоваться магнитная подвеска. Этот принцип предлагается для поездов и на Земле (в Японии ожидался пуск такого экспресса, развивающего скорость 300 км/ч и связывающего Токио с окрестностями), однако подлинный эффект должен достигаться на Луне в отсутствии атмосферы — возможно достижение скорости 10 км/с. Агрегат массой 3500 т сможет в течение года выбрасывать с Луны в горизонтальном направлении 600 000 т породы [3.53]. Порода накапливается вблизи точки либрации  $L_2$  в помещенном там коническом мешке. По расчетам для накопления массы 100 000 т мешок должен иметь длину 150 м и диаметр основания 50 м и обладать массой 6157 т (из которых только 137 т приходится на сам мешок, а остальное на двигатель, баки с топливом и ядерную энергетическую установку) [3.54]. Если бы можно было решать задачу прибытия в точку  $L_2$  в рамках ограниченной задачи двух тел, то следовало бы установить электромагнитную «пушку» в центре видимой стороны Луны и совершать перелеты в  $L_2$  по полуэллиптической траектории (продолжительность перелета 6 сут, начальная скорость близка к параболической — 2,4 км/с). Но здесь мы вынуждены оставаться в рамках задачи трех тел. Поэтому наша «пушка» должна быть расположена на плоскогорье в



точке с координатами  $1^{\circ}50'$  с. ш.,  $33^{\circ}40'$  в. д. (учтены особенности рельефа). В этом случае «снаряд» из «пушки» достигает точку  $L_2$  за 24 ч и попадает в мешок со скоростью 300 м/с (рис. 114). Либрации Луны вызывают отклонения траекторий, однако они фокусируются вблизи  $L_2$ , что облегчает маневрирование космического аппарата-мешка. Мешок с накопленным сырьем далее совершает двухимпульсный перелет на орбиту станции-колонии. Подобные станции могут быть расположены как в точках либрации  $L_4$  и  $L_5$ , так и на

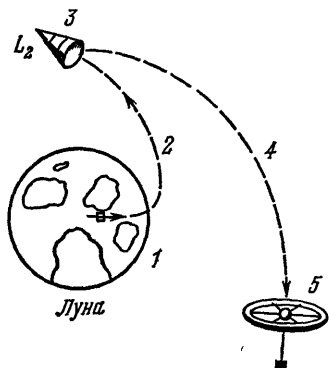


Рис. 114. Схема накопления лунного сырья в точке либрации  $L_2$  и его транспортирования на станцию-колонию: 1 — начальный импульс с помощью электромагнитной «пушки», 2 — путь к мешку-накопителю 3, 4 — транспортирование наполненного мешка на орбитальную колонию 5.

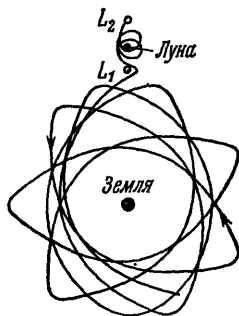


Рис. 115. Траектория перелома мешка-накопителя из точки  $L_2$  на двухнедельную орбиту колонии в системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна.

других орбитах. Для снабжения лунным сырьем очень удобной является орбита станции с двухнедельным периодом обращения ( $1/2$  сидерического месяца), высотой 235 000 км. В точке  $L_2$  мешок-накопитель получает импульс 10,2 м/с в сторону Луны и переходит на очень вытянутую орбиту спутника Луны, сильно возмущаемую Землей, так что на третьем витке он переходит на большую эллиптическую орбиту спутника Земли, которая сильно возмущается Луной. Сказанное может быть изображено в системе отсчета, вращающейся с линией Земля — Луна (рис. 115); перескок «во власть Земли» происходит вблизи точки  $L_1$ . Для перехода на орбиту станции мешку сообщается импульс 9 м/с (в случае прибытия в точку  $L_5$  он был бы в 48 раз больше) [3.55].

Двухнедельная орбита станции пригодна не только для переработки сырья (в частности, в ракетное топливо) и пересылки полученных материалов и изделий на стационарную орбиту, но и выгодна для межпланетных операций [3.56]. Здесь нет противоречия с указанной курсивом в § 7 гл. 8 закономерностью: если бы ракеты стартовали с Земли, то выгоднее всего было бы дозaprавлять их на

низкой околоземной орбите, но если они изготавливаются на орбите, дело обстоит иначе. Впрочем, улетая к планетам, ракета все равно должна будет по полуэллиптической орбите приблизиться к Земле, чтобы дополнительно разогнаться в перигее [3.23, 3.56].

Итак: космопорт в точке  $L_1$ , накопление сырья в точке  $L_2$ , его переработка в индустриальном комплексе на двухнедельной орбите, межпланетный порт тут же, энергостанции на стационарной орбите, колонии в точках  $L_4$  и  $L_5$ , единая космическая система связи во всем этом районе, развернувшаяся на полмиллиона километров. Феерическая картина. И ни один фантаст не изобразил ничего подобного! Научно-техническая мысль обгоняет фантазию литератора.