

ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ

§ 1. Траектории возвращения

Чтобы возвратиться из района Луны на Землю, космический аппарат должен преодолеть лунное притяжение, если он находился на поверхности Луны, или сойти с окологлунной орбиты, если он был спутником Луны, таким образом, чтобы, вырвавшись из сферы действия Луны, начать падение на Землю. Геоцентрические траектории возвращения должны быть подобны траекториям достижения района Луны, но проходиться в противоположном направлении, т. е. это должны быть параболы и близкие к ним эллипсы и гиперболы. Скорость отлета с Луны должна составлять около 3 км/с, так как с такой примерно скоростью падает на Луну объект, направленный по аналогичным траекториям с Земли.

Необходимо, как мы увидим в следующем параграфе, чтобы траектория возвращения полого входила в атмосферу Земли. Уточнить вход можно путем коррекции, причем сделать это нужно как можно раньше, пока геоцентрическая скорость невелика (при выходе из сферы действия Луны она близка к 1 км/с) и легко исправить ее направление.

Пусть старт с Луны дается в тот момент, когда Луна находится в точке L_0 (рис. 99, а). Ввиду отсутствия у Луны атмосферы разгон может совершаться полого (как показано на рис. 99, а), что уменьшит гравитационные потери, но может совершаться и вертикально, что упрощает управление стартом. Селеноцентрическая гиперболическая траектория в сфере действия Луны показана на рис. 99, б. (В случае вертикального старта это была бы проходящая через центр Луны прямая, параллельная асимптоте гиперболы.) Космический аппарат выходит в точке K к границе сферы действия Луны со скоростью $v_{\text{вых}}$ в тот момент, когда Луна находится в точке L_1 . Геоцентрическая траектория L_0K внутри сферы действия показана на рис. 99, а. На рис. 99, в мы видим построение треугольника скоростей для нахождения вектора геоцентрической скорости выхода $V_{\text{вых}}$ по селеноцентри-

ческой выходной скорости $v_{\text{вых}}$ и по скорости Луны $V_{Л_1}$ в точке $Л_1$.

Рассмотрение рис. 99 позволяет сделать следующие выводы:

1) Гораздо легче вернуться на Землю по прямым геоцентрическим траекториям, чем по обратным (огигающим Землю в направлении, противоположном движению Луны и направлению ее вращения). Последние потребовали бы большей селеноцентрической скорости выхода $v_{\text{вых}}$ для получения той же по величине геоцентрической скорости $V_{\text{вых}}$ (но направленной в сторону «обратного огигания» Земли).

2) При возвращении с Луны на Землю невозможен выход из сферы действия Луны в сторону движения Луны, т. е. фронтальная часть сферы действия является запретной для выхода после взлета (сравните с обратной закономерностью для полетов к Луне, указанной в § 1 гл. 9). Вертикальный старт возможен только в тыльной (восточной) части экваториальной зоны Луны (примерно район восточной части Моря Изобилия и материка восточнее его).

При скорости отлета с Луны порядка 2,5 км/с космический корабль направится к Земле по полуэллиптической траектории и после 5 сут полета войдет в земную атмосферу со скоростью, равной скорости отлета с Земли на Луну по аналогичной траектории, т. е. около 11 км/с.

При скорости отлета с Луны, равной 2,56 км/с, корабль выйдет к границе сферы действия Луны со скоростью 1 км/с. Если направить при этом корабль таким образом, чтобы его селеноцентрическая скорость на границе сферы действия была противоположна скорости Луны, то, очевидно, геоцентрическая скорость корабля будет равна нулю. Тогда корабль начнет падать на Землю по вертикальной траектории и через 5 сут войдет в атмосферу также со скоростью, примерно равной 11 км/с [3.22].

Такого же порядка, т. е. порядка второй космической скорости, будут и скорости входа в земную атмосферу космических аппаратов, облетевших Луну или стартующих с орбиты спутника Луны, так как во всех случаях геоцентрическая скорость выхода должна иметь величину от 0 до 1 км/с.

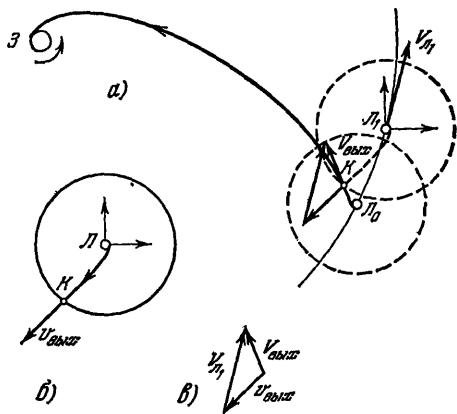


Рис. 99. Динамика возвращения с Луны на Землю. Масштабы расстояний и скоростей не соблюдены.

Как и при старте с Земли, отлет с Луны может сопровождаться предварительным выходом на окологлунную промежуточную орбиту. Это позволяет преодолеть неудобства селенографического положения точки старта.

§ 2. Вход в земную атмосферу и спуск

Вход в атмосферу не может происходить чересчур круто, так как при этом участок торможения будет мал, время торможения коротко, нарастание плотности атмосферы происходит слишком стремительно. В результате космический аппарат или корабль с людьми на борту испытает слишком большие перегрузки, что может вызвать разрушение аппаратуры или — и это главное — гибель космонавтов. По существу, «крутыми» приходится считать почти все траектории возврата с Луны, перигеи которых лежат под поверхностью Земли. Самой «крутой» является, естественно, прямолинейная (вертикальная) траектория.

Войдя в атмосферу, космический корабль под действием ее сопротивления сходит с кеплеровой траектории и опускается ниже. Поэтому перигей, о которых говорилось, фактически не достигаются даже в том случае, когда они лежат над земной поверхностью. Их называют *условными*.

Если условный перигей расположен слишком высоко над поверхностью Земли, то космический корабль встретит лишь слабое сопротивление разреженных слоев атмосферы, которое окажется недостаточным для того, чтобы заставить его опуститься на Землю. В результате он, потеряв небольшую часть скорости, вырвется в заатмосферное пространство и превратится в спутник Земли с большой эллиптической орбитой. Завершив один оборот, он снова войдет в атмосферу и, потеряв еще часть скорости, снова выйдет на эллиптическую орбиту, уже меньшего размера и несколько иначе расположенную. Апогей приблизится к Земле, перигей тоже приблизится, но очень слабо, а большая ось орбиты повернется на некоторый угол (на рис. 100 этот поворот преувеличен) из-за того, что направление выхода из атмосферы несколько отклонено от направления входа. Большое количество таких «тормозных эллипсов» позволяет в принципе постепенно погасить всю огромную скорость первоначального входа в атмосферу [3.23].

Недостатком метода тормозных эллипсов является то, что его использование делает почти невозможным предварительный выбор места посадки, а главное — требует долгого времени торможения. Кроме того, периодическое пересечение зон радиации оказывается опасным для здоровья космонавтов [3.25] и неприемлемым для возврата на Землю с Луны и планет. Поэтому повторный выход в заатмосферное пространство со скоростью, превышающей круговую, нежелателен.

Тем не менее метод «тормозных эллипсов» (или метод «затупляющей эллиптической орбиты») иногда рассматривается как возможный вариант спуска в случае аварийной ситуации [3.26].

Перигей траектории возвращения не должен лежать слишком высоко. Но он, как мы видели, не может быть и слишком низок. Следовательно, вход в атмосферу при возврате с Луны может происходить лишь в узком коридоре, нижняя граница которого определяется максимально допустимыми перегрузками, а верхняя — требованием

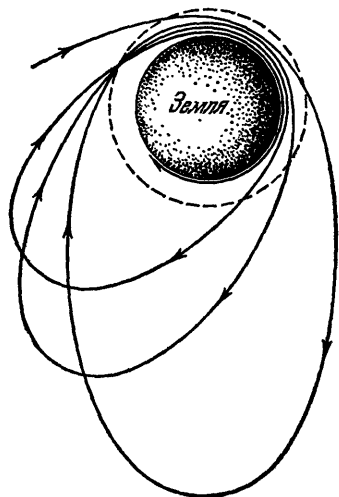


Рис. 100. Метод «тормозных эллипсов».

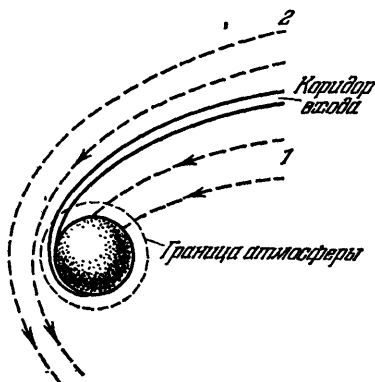


Рис. 101. Коридор входа в атмосферу: 1 — траектории опасных перегрузок, 2 — «сквозные» траектории, не приводящие к спуску («зона незахвата»).

уменьшения скорости по крайней мере до местной круговой, чтобы торможение закончилось при первом же входе в атмосферу (рис. 101) [3.27, 3.28].

Для возвращения на Землю необходимо попасть в намеченный узкий коридор. Под шириной коридора понимается разность высот условных перигеев двух граничных кеплеровых траекторий. Она настолько мала, что на обратном пути к Земле, безусловно, необходима коррекция траектории.

В самом деле, если считать, что коэффициент максимальной допустимой перегрузки не должен превышать 10, то при входе в атмосферу со второй космической скоростью ширина коридора должна составить всего лишь 10 км. Примерно такие значения указываются в ряде работ [3.27, 3.29].

Существует, однако, способ спуска, позволяющий расширить коридор входа и обладающий еще рядом преимуществ. Это уже знакомый нам *планирующий спуск*, или *спуск с аэродинамическим качеством*.

Планирующий аппарат может представлять собой капсулу в форме затупленного конуса, повернутого на угол атаки, или конуса с пологим продольным срезом (аэродинамическое качество 0,2—0,5, как у американских кораблей «Джеминай» и «Аполлон»), или иметь несущий корпус (аэродинамическое качество 1 и более), или иметь крылья (аэродинамическое качество больше 2) [3.26, 3.28].

Допустим, что аппарат с аэродинамическим качеством вошел в атмосферу ниже «границы недолета» (нижней границы коридора входа), какой она должна была бы быть при баллистическом входе. Траектория в этом случае отклонится вверх, и аппарат сможет совершить посадку, медленно снижаясь, так что перегрузки не будут чрезмерными. Таким образом, нижняя граница коридора входа опустится [3.27, 3.28].

Верхнюю границу коридора входа («границу перелета») можно еще повысить аналогичным образом. Планирующий аппарат, оказавшись выше этой границы, сможет все же остаться в атмосфере, если будет создана отрицательная подъемная сила (планер летит «вверх ногами»), стремящаяся прижать аппарат к Земле [3.23, 3.25, 3.27, 3.28]. Когда опасность ухода в заатмосферное пространство минует, необходимо будет снова сделать подъемную силу положительной. Для этого планирующий аппарат должен перевернуться вокруг своей продольной оси [3.23].

Таким образом, в случае планирующего спуска ширина коридора входа определяется как разность высот двух условных перигеев: первый соответствует траектории, являющейся «границей захвата» (вылет из атмосферы со скоростью, близкой к круговой), когда используется отрицательная подъемная сила; второй соответствует траектории, на которой максимальная перегрузка является предельно допустимой, причем предполагается использование положительной подъемной силы.

Если обозначить ширину коридора входа через l , то для нее может быть указана следующая приближенная формула [3.30]:

$$l \approx \frac{1}{\lambda} \left(\mu + \ln \mu + 1 + \sqrt{2\pi} \frac{1 + \mu}{\sqrt{1 + \frac{1}{4} \pi \mu}} v \right),$$

где

$$\mu = \frac{n_{\max}}{(\bar{v}_{\text{вх.а}}^2 - 1) \sqrt{1 + (c_x/c_y)^2}},$$

$$v = \frac{n_{\max}}{\bar{v}_{\text{вх.а}} \sqrt{\bar{v}_{\text{вх.а}}^2 - 1} \sqrt{R\lambda} \sqrt{1 + (c_x/c_y)^2}}.$$

Здесь $\bar{v}_{\text{вх.а}}$ — безразмерная скорость входа в атмосферу, т. е.

скорость входа, отнесенная к местной круговой скорости ($\bar{v}_{\text{вх.а}} = v_{\text{вх.а}}/v_{\text{кр}}$); c_y/c_x — аэродинамическое качество входящего в атмосферу аппарата; n_{max} — максимально допустимый коэффициент продольной перегрузки, т. е. перегрузки в направлении движения (именно она, а не поперечная перегрузка и представляет опасность); R — радиус Земли; λ — так называемый «логарифмический декремент плотности», показывающий быстроту убывания плотности воздуха в атмосфере с высотой.

В связи с последним обозначением заметим, что изменение плотности ρ с высотой h над поверхностью Земли может быть приближенно записано в виде $\rho \approx \rho_0 e^{-\lambda h}$ (ρ_0 — плотность атмосферы на уровне моря), причем эта зависимость неплохо отражает истинное положение вещей до высоты $h \approx 80 \div 100$ км. Величина λ имеет размерность км^{-1} . Обратная ей величина $H = 1/\lambda$ называется «масштабным коэффициентом плотности» и имеет простой физический смысл: она показывает высоту в километрах, при подъеме на которую плотность воздуха уменьшается в $e \approx 2,718$ раза. Для Земли $H = 7,16$ км [3.29].

Собственно говоря, формулы для μ и ν можно было бы упростить, учитывая, что для Земли $\sqrt{R\lambda} \approx 30$ и что при возвращении из района Луны $\bar{v}_{\text{вх.а}} \approx \sqrt{2}$, но мы этого не делаем, так как формула для ширины коридора входа l носит универсальный характер: она справедлива для входа в атмосферу любой планеты со скоростью, превышающей местную круговую.

Любопытно, что, как видно из приведенной формулы, ширина коридора зависит от быстроты изменения плотности атмосферы с высотой, но не от конкретного значения плотности, скажем, у поверхности планеты. Она зависит от отношения подъемной силы к силе лобового сопротивления, но не от конкретных значений этих сил и не от массы аппарата.

Заметим, что формула справедлива для случаев, когда вход совершается с не слишком малым аэродинамическим качеством. Ею, в частности, нельзя пользоваться для вычисления ширины коридора баллистического входа.

Использование подъемной силы позволяет значительно увеличить ширину коридора входа по сравнению с его шириной при баллистическом спуске (до 82 км по данным [3.29]). Кроме того, оно дает возможность дополнительного (в частности, бокового) маневрирования в атмосфере, что позволяет с гораздо большей точностью совершить посадку [3.25]. Если понадобится, может быть осуществлено рикошетирувание с целью увеличения дальности полета. При повторном (после рикошетирувания) погружении в атмосферу с помощью подъемной силы могут быть скомпенсированы ошибки предыдущего выхода из атмосферы. Если номинальная дальность с рикошетируванием составляет 15 000 км,

то аппарат с аэродинамическим качеством 0,4 может увеличить или уменьшить эту дальность на 500 км, а в случае аэродинамического качества 0,8—даже на 1500 км [3.29].

По сравнению с баллистическим спуском спуск с аэродинамическим качеством приводит к резкому снижению перегрузок, так как торможение растягивается на значительно больший промежуток времени.

Так как вблизи верхней границы коридора входа среда сильно разрежена, то для создания отрицательной подъемной силы нужной величины могут понадобиться слишком большие крылья. Поэтому возможно, что ту же цель повышения границы выгоднее будет достичь искусственным увеличением сопротивления с помощью тормозных устройств типа парашютов, выдерживающих высокие температуры [3.27].

С другой стороны, в конце спуска, когда скорость планирующего аппарата сильно снижается, несущий корпус делается неэффективен, и поэтому на последнем этапе мягкая посадка совершается с помощью парашютов или ракетного двигателя. Космические же планеры, обладающие аэродинамическим качеством порядка 3—4, могут садиться на беговые дорожки, как это и предусмотрено для орбитальных самолетов (например, «Шатл»).

В Советском Союзе были впервые возвращены на Землю автоматические аппараты, облежавшие Луну или побывавшие на ее поверхности.

§ 3. Возвращение на Землю космических аппаратов, облетевших Луну

Стартовавшая 15 сентября 1968 г. с промежуточной орбиты советская станция «Зонд-5» 18 сентября обогнула Луну, пройдя на расстоянии 1950 км от ее поверхности, и 21 сентября вошла со скоростью около 11 км/с в атмосферу. На пути к Луне на расстоянии 325 000 км от Земли и на обратном пути на расстоянии 143 000 км были проведены коррекции, причем первая обеспечила пролет Луны на заданном расстоянии, а вторая, с импульсом 0,35 м/с (0,005% скорости),— вход в атмосферу под заданным углом 5—6°. Перед входом от станции отделился спускаемый аппарат. Температура в слое газа между аппаратом и ударной волной достигала 13 000°. Баллистический спуск завершился посадкой в Индийском океане после того, как на высоте 7 км (при скорости 200 м/с) сработала парашютная система. Коэффициент перегрузки не превышал 10—16. Расчетная высота условного перигея 35 км. Увеличение этой высоты на 25 км привело бы к «незахвату» атмосферой, а уменьшение на 10 км — к чрезмерным перегрузкам и перегреву.

Через два месяца аналогичный облет Луны увенчался первым спуском с аэродинамическим качеством ¹⁾. 10 ноября 1968 г. с промежуточной околоземной орбиты с помощью вторично включенной второй ступени ракеты-носителя на траекторию облета Луны была выведена станция «Зонд-6», облетевшая Луну и вошедшая в атмосферу 17 ноября. На пути к Луне и обратно были проведены три коррекции (рис. 102), причем последняя обеспечила вход в коридор с расчетной шириной 20 км; средняя линия коридора имела условный перигей на высоте 45 км над Землей (под коридором здесь

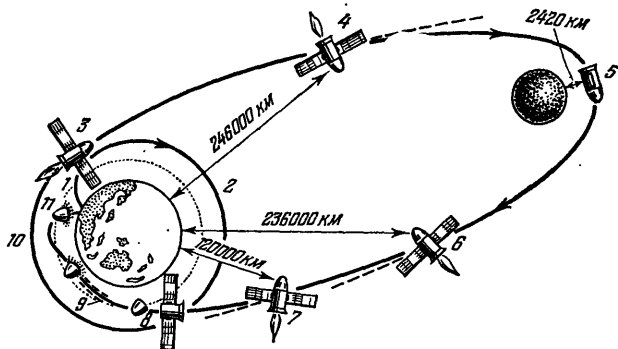


Рис. 102. Схема полета автоматической станции «Зонд-6»: 1 — выведение на промежуточную орбиту, 2 — промежуточная орбита, 3 — старт с орбиты к Луне, 4 — первая коррекция 12 ноября 1968 г., 5 — сближение с Луной, 6 — вторая коррекция 16 ноября, 7 — третья коррекция 17 ноября, 8 — отделение спускаемого аппарата, 9 — первое погружение в атмосферу и коридор входа, 10 — выход из атмосферы, 11 — вторичное погружение в атмосферу.

понимается не область, отделяющая «зону незахвата» от зоны опасных перегрузок, а «трубка» траекторий, ведущих в расчетный район посадки). Помимо точного входа в коридор требовался также подход к Земле в точно предусмотренное время: ошибка в 5—10 мин из-за вращения Земли привела бы к ошибке в 300 км. Перед входом в атмосферу была проведена астроориентация станции, после чего от нее был отделен спускаемый аппарат, колебания которого после отделения были погашены системой стабилизации. Эта же система развернула аппарат для создания угла атаки, обеспечивающего возникновение необходимой подъемной силы.

Вход в земную атмосферу произошел 17 ноября в южном полушарии на расстоянии нескольких тысяч километров от территории Советского Союза (в случае входа в северном полушарии траек-

¹⁾ Спуск с аэродинамическим качеством после входа в атмосферу со второй космической скоростью был впервые осуществлен в США 9 ноября 1967 г. Но скорость входа была достигнута не «естественным» путем после облета Луны, а «искусственно»: корабль «Аполлон-4» был переведен с низкой орбиты на эллиптическую с апогеем на высоте 17 000 км и затем был разогнан приложением тяги на нисходящей части эллипса до второй космической скорости.

тория спуска была бы короткой, с очень большими перегрузками). Без наличия подъемной силы посадка на территории Советского Союза оказалась бы невозможной. Управление спускаемым аппаратом производилось посредством изменения направления подъемной силы (последнее достигалось поворотом аппарата по крену). Когда аппарат летел ниже расчетной траектории, для возврата на нее использовалась положительная подъемная сила (направленная вверх), когда выше — отрицательная (направленная вниз).

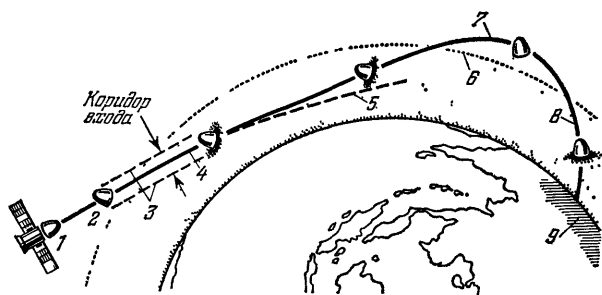


Рис 103 Схема маневрирования спускаемого аппарата (СА) станции «Зонд 6» в атмосфере Земли 1 — отделение СА, 2 — стабилизация СА, 3 — границы коридора входа, 4 — первое погружение СА в атмосферу, 5 — условная траектория (без учета атмосферы), 6 — условная граница атмосферы, 7 — высокоатмосферный (баллистический) полет, 8 — второе погружение в атмосферу, 9 — расчетный район посадки

Благодаря подъемной силе спускаемый аппарат после погружения в атмосферу двигался по траектории, которая изгибалась не вниз, как при баллистическом спуске, а вверх (рис 103). Поэтому аппарат вышел из плотных слоев атмосферы и перешел на участок неуправляемого баллистического полета. За время первого погружения в атмосферу скорость аппарата уменьшилась примерно с 11 до 7,6 км/с. Максимальные значения коэффициента продольной перегрузки составили 4—7.

Перед повторным погружением аппарат был развернут в определенное положение и стабилизирован. При этом погружении аппарат значительно меньше нагревался, чем при первом, но теплозащитное покрытие после первого погружения было ослаблено.

На высоте 7,5 км над земной поверхностью спускаемый аппарат затормозился до скорости 200 м/с, после чего была включена парашютная система и аппарат приземлился.

Наиболее трудной была организация управления на участке первого погружения [3.31, 3.32]. Целью управления на этом участке было обеспечение устойчивости движения и точного вылета за условную границу атмосферы (на высоте 100 км) — с заданной величиной и направлением скорости. Ошибка в величине скорости в 1 м/с или в угле вылета $0,01^\circ$ давала отклонение по дальности 25 км. Возможности управления дальностью на участке второго

погружения были ограниченными из-за уменьшившейся скорости полета (порядка круговой). При малом аэродинамическом качестве (примерно 0,3) возможно компенсировать промах в среднем не более $\pm 350 \div 400$ км [3.31].

Спускаемый аппарат имел осесимметричную сегментальноконическую форму, причем центр тяжести был смещен относительно оси симметрии. Тем самым аппарат располагался под углом атаки к набегающему потоку, вследствие чего обтекание становилось несимметричным и возникала подъемная сила.

8 августа 1969 г. в сторону Луны была запущена станция «Зонд-7», которая 11 августа облетела Луну и 14 августа вошла в земную атмосферу, совершив управляемый спуск с аэродинамическим качеством, подобный описанному выше 20 октября 1970 г. была запущена станция «Зонд-8», облетевшая 24 октября Луну и, в отличие от предыдущих полетов, вошедшая в атмосферу со стороны северного полушария; она совершила посадку в Индийском океане, в 730 км юго-восточнее архипелага Чагос

§ 4. Возвращение на Землю станций, совершивших посадки на Луне

12 сентября 1970 г. была запущена советская автоматическая станция «Луна-16», состоявшая из посадочной ступени и взлетной ступени — ракеты «Луна — Земля»; посадочная ступень представляла собой унифицированную в дальнейшем платформу для доставки на Луну различных грузов (в несколько модернизованном виде она использовалась для доставки на Луну передвижных лабораторий «Луноход» и, хотя и в мелком масштабе, видна на рис. 81 в § 8 гл. 8).

13 сентября была проведена единственная (из двух запланированных на пути к Луне) коррекция с помощью основного двигателя посадочной ступени, обладающего регулируемой тягой. 17 сентября в 2 ч 38 мин был повторно включен этот же двигатель, который сообщил тормозной импульс для перевода станции на окололунную орбиту высотой 110 км. Далее новый тормозной импульс превратил орбиту в эллиптическую высотой $15 \div 110$ км. Следующий маневр несколько повернул плоскость орбиты и уменьшил высоту апоиселения до 106 км.

20 сентября в 6 ч 06 мин начались операции по ориентации станции и программные развороты, подготавливающие мягкую посадку. При этом с 6 ч 41 мин до 7 ч 31 мин станция находилась за Луной. В 8 ч 12 мин вблизи периселения был включен основной двигатель посадочной ступени и станция перешла на траекторию снижения. Высота и вертикальная скорость спуска измерялись радиовысотометром и доплеровским измерителем скорости. При достижении заданных значений этих величин был еще раз включен основной

двигатель посадочной ступени, который выключился на высоте 20 м, когда скорость снижения упала до 2,5 м/с. При этом включились два двигателя малой тяги, обеспечившие мягкую посадку. Они были включены по сигналу гамма-высотомера в непосредственной близости от поверхности. Станция села в заданном районе Моря Изобилия ($0^{\circ}41'$ ю. ш., $56^{\circ}18'$ в. д.) на расстоянии 1,5 км от расчетной точки.

По команде с Земли было введено в действие грунтозаборное устройство, укрепленное на посадочной ступени. Специальным

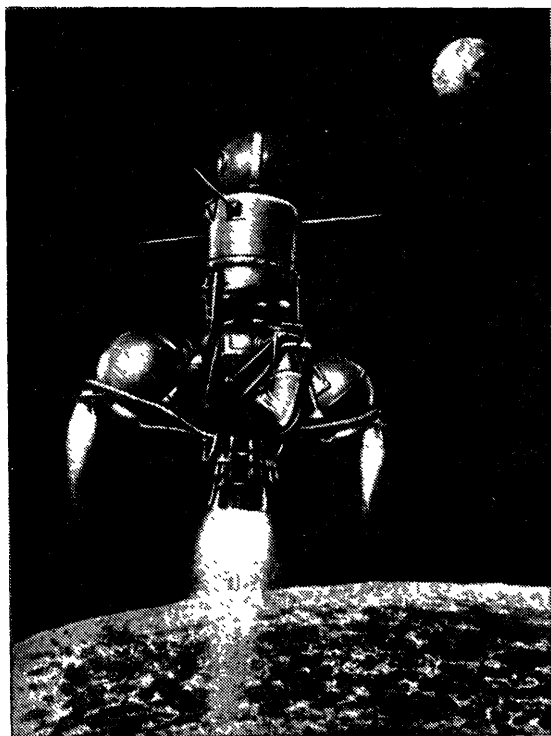


Рис. 104. Ракета «Луна — Земля».

буром производилось бурение и извлечение грунта, причем одновременно измерялась плотность исследуемой породы. Бур с лунной породой был затем подведен к приемному отверстию герметичного контейнера возвращаемого аппарата, находившегося наверху ракеты «Луна — Земля», и отверстие было герметизировано.

На поверхности Луны измерялись также температура элементов станции и уровень радиации.

21 сентября в 10 ч 43 мин ракета «Луна — Земля» взлетела с посадочной ступени как со стартовой платформы (рис. 104). ЖРД ступени был выключен после достижения скорости 2708 м/с, направленной строго радиально. Коррекция на пути к Земле не предусматривалась. 24 сентября в 4 ч 50 мин при подлете к Земле сферический возвращаемый аппарат был отделен от ракеты и в 8 ч 10 мин вошел в плотные слои атмосферы со скоростью, несколько превышающей 11 км/с. Максимальный коэффициент перегрузки равнялся 350, температура пограничного слоя $10\,000^{\circ}\text{C}$. На высоте 14,5 км при скорости 300 м/с раскрылся тормозной парашют, а на высоте 11 км — основной, и посадка совершилась в 8 ч 26 мин в 80 км юго-восточнее г. Джезказган в Казахстане.

В последующее время в том же примерно районе восточного полушария Луны совершили посадки станции «Луна-20» (1972 г.; $3^{\circ}32'$ с. ш., $56^{\circ}33'$ в. д.) и «Луна-24» (1976 г.; $12^{\circ}45'$ с. ш., $62^{\circ}12'$ в. д.). На Землю было доставлено соответственно 50 г грунта с глубины 30 см и 170 г с глубины около 2 м.