

А К А Д Е М И Я Н А У К С С С Р

ИСКУССТВЕННЫЕ
СПУТНИКИ
ЗЕМЛИ

Выпуск 5

ИЗДАТЕЛЬСТВО АКАДЕМИИ НАУК СССР

Искусственные спутники Земли

Выпуск 5

Редактор издательства *М. И. Фрадкин*
Технический редактор *О. М. Гуськова*

Сдано в набор 3/III 1960 г. Подписано к печати
14/IV 1960 г. Формат 70×108^{1/16}. Печ. л. 4.75 + 2 вкл.
Усл. л. 6.5. Уч.-изд. л. 5,8 Тираж 7 000 экз.
Т-03593 Изд. № 4648. Тип. зав. № 245

Цена 3 р. 60 к.

Издательство Академии наук СССР.
Москва Б-62, Подсосенский пер., 21

2-я типография Издательства АН СССР,
Москва Г-99, Шубинский пер., 10

А К А Д Е М И Я Н А У К С С С Р

ИСКУССТВЕННЫЕ
СПУТНИКИ
ЗЕМЛИ

Выпуск 5

ИЗДАТЕЛЬСТВО АКАДЕМИИ НАУК СССР

Москва 1960

Ответственный редактор

Л. В. Курносова

А. И. Серов

ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ В СТОРОНУ ЛУНЫ¹

Осуществление и использование межпланетных полетов основано на теоретическом анализе законов движения летательных аппаратов в космическом пространстве и на проведенных на основе этих соотношений численных расчетах. Основные требования к энергетике и программе управления движением ракет-носителей, а также оптимальные и приемлемые условия для старта устанавливаются расчетным путем.

В качестве исходной системы отсчета для описания движения летательных аппаратов можно взять систему декартовых координат с началом координат в центре Земли, движущуюся поступательно относительно звезд. Во многих практических вопросах необходимо пользоваться сферическими системами координат, которые связаны неизменно с Землей и у которых начало координат находится в центре Земли или в различных пунктах на ее поверхности. Иногда необходимо рассматривать движение объектов относительно Луны или других планет.

В дифференциальные уравнения движения небесной баллистики, описывающие свободный полет в космическом пространстве, необходимо вводить только силы взаимодействия, определяемые законом всемирного тяготения Ньютона. При решении задач о попадании на Луну и облете Луны нужно рассматривать движение тела в известном поле тяготения, обусловленном Солнцем, Луной и Землей (с учетом сжатия Земли).

Для нащупывания оптимальных условий запуска ракеты к Луне можно пользоваться приближенными приемами и рассматривать движение тела как кеплеровское движение относительно Земли, когда расстояние до Луны больше 66 000 км, и как кеплеровское движение относительно Луны, когда это расстояние меньше 66 000 км.

Для заданных пунктов северного полушария Земли оптимальные условия старта в первом приближении (при учете только силы притяжения Земли) можно получить с помощью следующих соображений. Рассмотрим вариант попадания. Обозначим через A положение конца активного участка ракеты, через B — положение центра Луны в момент попадания, через O — центр Земли (рис. 1). Всякая орбита, соответствующая попаданию из точки A в точку B , лежит в плоскости, определяемой тремя точками A , O , B . Для полного определения орбиты и величины начальной скорости v достаточно задать угол θ наклона к горизонту начальной скорости v .

¹ Настоящая статья представляет собой текст обзорного доклада, сделанного на ежегодном собрании Американского ракетного общества в ноябре 1959 г.

Решая задачу двух тел, легко найти функциональную связь

$$\frac{v^2}{v_{II}^2} = f\left(\frac{r}{R}, \theta, \Phi\right), \quad (1)$$

где v_{II} — параболическая скорость. Угол между направлениями OA и OB , обозначенный через Φ , называется угловой дальностью. Точка A , связанная неизменно с Землей, при вращении Земли описывает параллель. При этом угол Φ меняется в пределах, которые легко найти из рис. 1.

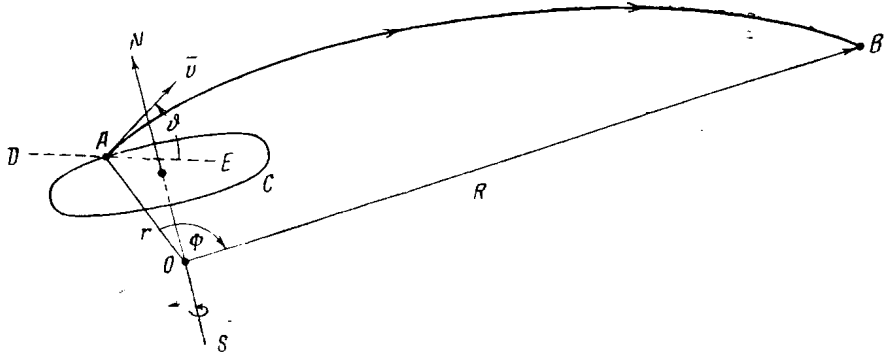


Рис. 1. Схема движения космической ракеты.

SN — ось вращения Земли; AC — параллель, на которой лежит точка A ;
 DE — линия горизонта в плоскости орбиты.

Так как отношение $\frac{r}{R}$ мало и практически постоянно, то согласно (1), отношение $\frac{v^2}{v_{II}^2}$ зависит в основном от θ и Φ .

На рис. 2 эта зависимость от θ при $\Phi = \text{const}$ представлена графически сплошными линиями. На этом же графике пунктирными линиями представлен типичный вид характеристик ракеты при различных постоянных значениях веса ракеты в конце активного участка. Из рассмотрения рис. 2 следует, что оптимальный момент запуска, при котором полезный вес наибольший, соответствует максимальной величине угла дальности Φ . Очевидно, что в этом случае плоскость орбиты перпендикулярна к плоскости экватора. Указанное максимальное значение угла Φ зависит от положения Луны на ее орбите при движении вокруг Земли. Ясно, что для точек северного полушария наибольшее значение Φ соответствует самому низкому положению Луны под плоскостью экватора. Указанные условия определяют для данной точки A наивыгоднейшее время старта в течение лунного месяца и момент старта в течение земных суток.

Предыдущие выводы были проведены без учета вращения Земли и выгоды использования дополнительной составляющей скорости ракеты, получающейся за этот счет. Учет вращения Земли уменьшает наклон оптимальной орбиты к плоскости экватора. Необходимо ввести также некоторые коррективы, связанные с учетом влияния Луны, Солнца, сжатия Земли и свойств активного участка разгона. Дополнительное существенное увеличение полезного веса можно получить, выбирая соответствующим образом на земной поверхности точку старта. Наивыгоднейшие пункты для старта находятся вблизи экватора.

Для советских космических ракет был выбран вариант полета с углом наклона плоскости начального участка орбиты к плоскости экватора,

равным 65° , что является близким к невыгоднейшему. Основные расчеты законов движения производились на счетных быстродействующих машинах. Были найдены оптимальные траектории и изучен пучок траекторий, близких к оптимальным.

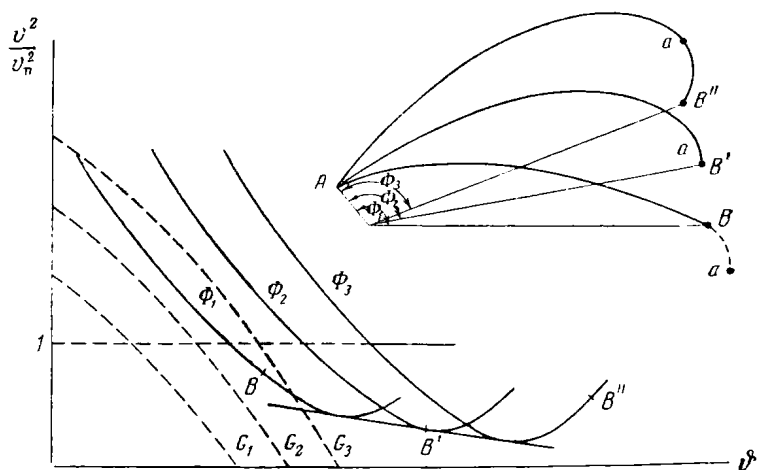


Рис. 2. Зависимость $\frac{v^2}{v_n^2}$ от угла наклона θ при различных значениях Φ (сплошные кривые: $\Phi_1 > \Phi_2 > \Phi_3$) и для нескольких значений веса ракеты (пунктирные кривые: $G_1 < G_2 < G_3$).

Точки B, B', B'' соответствуют попаданию снаряда в Луну. Справа даны схемы соответствующих траекторий; a — положение апогея, A — точка выхода на траекторию.

Выбор определенной орбиты можно начинать с фиксирования полной удельной энергии запускаемого объекта в конце участка разгона. Значение полной энергии определяется задачами полета и требованием получить благоприятные условия для наблюдения объекта с территории СССР в момент попадания или во время нахождения его вблизи Луны. Этим определяется и время полета до Луны. Из анализа оптимальных условий следует, что время полета от Земли до района Луны должно быть близким к 0,5; 1,5; 2,5 или 3,5 суток.

Для осуществления запуска надо располагать (после определения полной энергии) данными о возможных полезных весах и о необходимых условиях запуска в течение нескольких дней, близких к наиболее благоприятному дню, соответствующему для северных широт наименьшему склонению Луны в момент сближения с ней. Эта задача решается при помощи баллистических расчетов с учетом характеристик ракеты.

Расчеты показывают, что при отклонении времени старта от оптимального на один, два дня в обе стороны, потери полезного веса находятся в допустимых пределах. Поэтому целесообразно производить запуск только в течение нескольких дней в каждом лунном месяце. Существенное отклонение дня запуска от оптимального дня связано с большими потерями в величине возможного полезного веса.

Для подробного исследования влияния начальных параметров на характеристики траекторий оказалось полезным установить некоторые важные свойства пучка траекторий с центральной траекторией, попадающей в центр Луны. Перечисленные ниже свойства такого пучка траекторий

выполняются с достаточной точностью; использование этих свойств позволяет с большим удобством решать многие практические задачи.

1. Вблизи Луны в малой окрестности около центральной траектории выбранного типа, которую можно считать прямой, близкие траектории на расстояниях до 20 000 км от Луны образуют совокупность линий, обладающую вращательной симметрией относительно центральной осевой траектории.

2. В окрестности Луны траектории близки к коническим сечениям, лежащим в меридиональных плоскостях.

3. Различные траектории этого семейства получаются при малых отклонениях от основных значений шести независимых параметров. За эти шесть параметров можно взять координаты ракеты и составляющие абсолютной скорости в конце участка разгона.

4. При изменении только одного какого-либо параметра или при пропорциональном изменении любой совокупности из шести параметров получаются различные траектории пучка, лежащие в одной и той же меридиональной плоскости.

5. В меридиональных плоскостях можно ввести универсальную безразмерную переменную λ , одну и ту же для всех плоскостей, определяемую соотношением

$$\lambda = \frac{\Delta \xi}{\Delta \xi^*},$$

где $\Delta \xi$ — приращение параметра ξ в конце разгона, а $\Delta \xi^*$ — приращение, соответствующее заданному значению минимального расстояния возмущенной траектории от центра Луны.

Следовательно, в любой меридиональной плоскости для различных траекторий имеет место универсальная зависимость:

$$\rho_{\min} = f(\lambda),$$

где ρ_{\min} — минимальное расстояние траектории от центра Луны.

На основании указанных выше свойств шестипараметрический пучок сводится к двухпараметрическому, который можно отобразить однозначно на условную плоскость π , в которой точки определяются полярными координатами: радиусом λ и полярным углом ω (через ω обозначен угол, определяющий меридиональную плоскость в пространстве траекторий).

Это обстоятельство позволяет хорошо обозримым способом исследовать и описывать совокупность возмущенных движений.

В плоскости π удобно изображать изолинии различных численных характеристик траекторий. Это особенно важно для исследования траектории облета и для нахождения начальных данных, отвечающих орбитам с требуемыми и с наиболее выгодными характеристиками. Пример двух семейств изолиний, использованных для выбора облетной траектории автоматической межпланетной станции, представлен на рис. 3.

На этом графике нанесены семейства изолиний максимального и минимального расстояний от объекта до Земли на первом витке после сближения с Луной. Для выделенного пучка траекторий начальная энергия соответствует (при отсутствии влияния Луны) расстоянию апогея от центра Земли, равному 550 тыс. км. Для траекторий пучка, проходящих слева от изолинии «апогей на 550 тыс. км», имеет место торможение, и высота апогея уменьшается; для траекторий, проходящих справа от этой линии, происходит разгон, высота апогея увеличивается и энергия объекта относительно Земли после сближения с Луной увеличивается. Соответствующие количественные эффекты хорошо видны на графике.

Значение $\rho_{\min} = 7900$, и значения λ и ω , реализовавшиеся при движении автоматической межпланетной станции, определены расчетом. После нанесения этих данных на график (рис. 3) получаем расстояние апогея от центра Земли, равное 480 тыс. км, и расстояние до перигея на первом витке, равное 47,5 тыс. км.

Возмущающее действие Луны на движения автоматической станции очень большое; его можно охарактеризовать количественно данными табл. 1

Отметим, что величина вектора момента количества движения увеличивается приблизительно в три раза, а направление \vec{h} меняется почти на противоположное.

Рассмотрение плоскости π упрощает исследование влияния разброса начальных параметров на характеристики орбит. Введение плоскости π позволяет объединить постановку задачи о попадании в Луну и задач о полетах с близким прохождением около Луны. Получение облетных траекторий с заданными характеристиками сводится к задаче попадания в плоскости π в заданную точку, отвечающую искомым значениям характеристик орбиты.

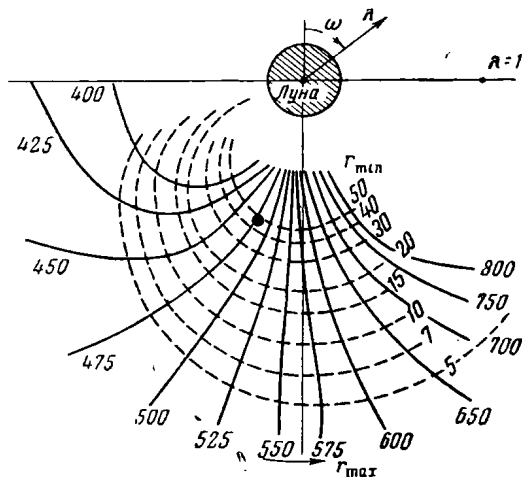


Рис. 3. Изолинии максимального расстояния от центра Земли (сплошные кривые) и минимального расстояния (пунктирные кривые) в плоскости λ, ω .

Кружок соответствует АМС. Цифры вблизи кривых указывают на соответствующее данной кривой постоянное значение r (10^4 км).

Таблица 1

	Полная геоцентрическая энергия, $\text{км}^2 \cdot \text{сек}^{-2}$	Геоцентрический момент количества движения, $10^8 \text{ км}^2 \cdot \text{сек}^{-1}$			
		C_x	C_y	C_z	C
До сферы действия Луны	-0,68	55	-30	21	67
После прохождения сферы действия Луны	-0,74	-177	65	32	191

Примечание: C_x — проекция на ось весеннего равноденствия x ; C_y — проекция на ось, перпендикулярную к оси x в плоскости экватора; C_z — проекция на ось вращения Земли;
 $C^2 = C_x^2 + C_y^2 + C_z^2$.

Облет Луны можно производить по траекториям различных типов.

Траектория дальнего облета (на расстояниях порядка 40—100 тыс. км от Луны, с малым влиянием Луны) близка к эллипсу с фокусом в центре Земли. Для такой траектории и при расположении точки старта в северном полушарии возвратная ветвь (после сближения с Луной) при подходе к Земле будет проходить ниже экватора. Это делает невозможным наблюдение объекта с территории СССР на близких расстояниях от Земли. Кроме того, для этих траекторий расстояние перигея от центра Земли меньше

радиуса Земли, и поэтому объект входит в земную атмосферу на первом витке. Следовательно, время жизни будет малым.

Исследование показало, что наиболее выгодными являются траектории другого типа, при движении по которым объект проходит на расстоянии порядка 5—20 тыс. км от Луны. В этом случае Луна оказывает сильное возмущение, в результате которого могут получаться траектории, возвращающиеся в окрестность Земли, после чего объект может превратиться в спутника с высоким перигеем порядка 40 тыс. км. и апогеем порядка 500 тыс. км. При этом возвращение к Земле после сближения с Луной будет происходить над высокими широтами северного полушария Земли, что дает большие удобства для наблюдений и для получения радиоинформации. Кроме того, такие траектории очень удобны для решения задачи об ориентации объекта и фотографировании с расстояний в диапазоне 40—150 тыс. км. Расчеты показали, что для этого диапазона расстояний, проходимого за время около полусуток, направление вектора «объект—Луна» в абсолютном пространстве практически сохраняется. Это выгодно для нормального действия системы ориентации и фотографирования. Такая особенность орбиты позволяет производить включение системы ориентации и последующие операции, связанные с фотографированием при помощи программного устройства, действующего по заранее заданной временной программе.

Для осуществления фотографирования невидимой стороны Луны необходимо производить запуск в дни, близкие к новолунию. В этом случае невидимая сторона Луны освещена Солнцем. Сочетание условий энергетической выгоды с условиями освещенности Луны определяет месяцы и дни, наиболее подходящие для получения фотографий обратной стороны Луны.

Приведенные выше соображения послужили основой при выборе облетной траектории для третьей космической ракеты, причем для наилучшего решения поставленной задачи было использовано сильное влияние Луны на движение ракеты.

Ниже приводятся фактические данные об орбитах трех советских космических ракет.

1. Последняя ступень первой космической ракеты без топлива весила 1472 кг, вес контейнера, научной аппаратуры и источников питания составлял 361,3 кг. Ракета была запущена 2 января 1959 г. в сторону Луны; она прошла севернее Луны на расстоянии около 5000 км от ее поверхности. Время полета от Земли до сближения с Луной составило 1,5 суток.

При запуске этой ракеты впервые была превышена параболическая скорость, в результате чего после прохождения вблизи Луны ракета продолжала удаляться от Земли, вышла из сферы земного притяжения и превратилась в искусственного спутника Солнца.

Эта ракета движется относительно Солнца по орбите, имеющей характеристики:

- а) наклон плоскости орбиты к плоскости эклиптики $i = 1^\circ$;
- б) минимальное расстояние от Солнца $146 \cdot 10^6$ км;
- в) максимальное расстояние от Солнца $197 \cdot 10^6$ км;
- г) период обращения $T = 450$ суток.

Минимальное расстояние от Солнца было достигнуто в середине января 1959 г. Кратчайшее расстояние орбиты искусственной планеты до орбиты Марса равно $15 \cdot 10^6$ км.

Радиосвязь с первой космической ракетой осуществлялась вплоть до расстояний 400—500 тыс. км.

2. Вторая космическая ракета была запущена в варианте попадания. Вес последней ступени без топлива 1511 кг, вес контейнера с научной аппаратурой равнялся 390 кг. Схема движения ракеты представлена на рис. 4.

Следующие данные характеризуют орбиту полета этой ракеты. Траектория практически лежит в одной и той же плоскости, составляющей с экватором угол 65° . Полет с Земли до Луны происходил около 1,5 суток.

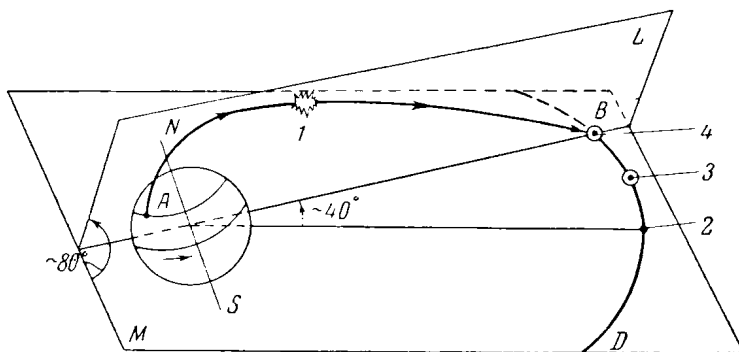


Рис. 4. Схема полета второй космической ракеты.

M — плоскость орбиты Луны; DB — орбита Луны; L — плоскость траектории ракеты; AB — траектория ракеты; 1 — образование искусственной кометы; 2 — точка лунной орбиты с наименьшим наклоном; 3 — Луна в момент старта космической ракеты; 4 — Луна в момент встречи с ракетой.

Начальная скорость в свободном полете превышала местную параболическую скорость.

С точки зрения требований к точностям начальных данных время полета, близкое к 1,5 суткам, для варианта попадания оказалось более выгодным, чем большие времена полета (2,5 суток или 3,5 суток), для которых требуется меньшая начальная энергия. Для полета до Луны за время около 0,5 суток требуются слишком большие энергетические затраты.

Минимальная геоцентрическая скорость на орбите немного превысила 2 км/сек . Скорость встречи с поверхностью Луны равнялась $3,3 \text{ км/сек}$. Вектор скорости составлял с поверхностью Луны угол около 60° .

Точка встречи с Луной отстоит к северу от центра видимого диска Луны на расстоянии около 800 км и расположена южнее кратеров Архимед, Аристил и Автолик (рис. 5). Соответствующее ρ_{\min} для продолженной траектории равняется 500 км .

Момент попадания был зафиксирован по резкому прекращению приема радиосигналов 14 сентября в 0 час 2 мин 24 сек московского времени. Это время согласуется с данными траекторных измерений, проводившихся как во время полета, так и в интервале времени, непосредственно предшествовавшем моменту попадания.

3. Третья космическая ракета была запущена 4 октября 1959 г. в варианте облета. Вес последней ступени без топлива составлял 1553 кг . Вес автоматической межпланетной станции (АМС) вместе с аппаратурой и источниками питания, установленными на последней ступени, составлял 435 кг .

Во время полета АМС от Земли до Луны наклонение орбиты к плоскости экватора равнялось 65° . После возмущения Луной дальнейшее движение под влиянием земного тяготения происходило по орбите, близкой к эллиптической с наклоном к экватору около 80° . Расчет дальнейшего

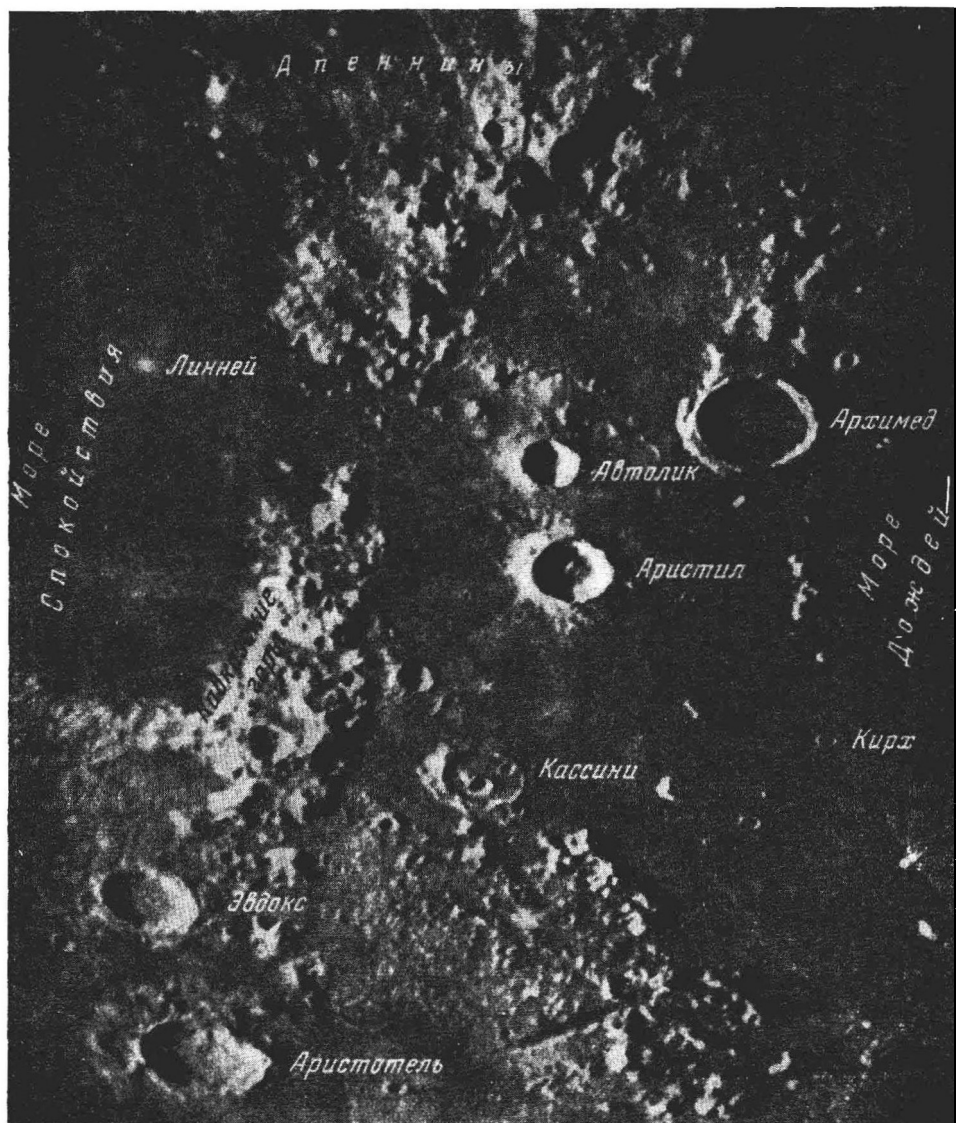


Рис. 5. Участок лунной поверхности, где расположено место встречи второй космической ракеты с Луной.

движения показывает, что Солнце и Луна влияют на орбиту АМС, так, что наклонение орбиты изменяется нерегулярно и постепенно уменьшается. На десятом витке наклонение достигает 48° . На одиннадцатом витке под влиянием Луны наклонение орбиты возрастает снова до 57° . Замечательно, что минимальное расстояние от Земли вследствие влияния Солнца и Луны убывает от витка к витку. Расчет показывает, что после завершения одиннадцатого оборота в конце марта 1960 г. АМС входит в атмосферу Земли в северном полушарии и заканчивает свое существование.

Указанное обстоятельство связано с формой орбиты и характером ее расположения относительно Земли и Солнца. Этот неожиданный на

первый взгляд эффект обусловлен только ньютоновскими силами. Очевидно, что подобные эффекты необходимо учитывать при теоретическом анализе вопросов строения планетных систем и особенностей орбит различных планет и их спутников в Солнечной системе. В результате возмущений создаваемых Солнцем, происходит эволюция орбиты, которая может приводить к столкновению спутника с основной планетой; поэтому за длительное время могут «выжить» только спутники, обладающие некоторыми специфическими типами орбит.

На рис. 6 представлена проекция первого витка орбиты АМС на плоскость экватора, а на рис. 7 — на плоскость, перпендикулярную к направлению из центра Земли на точку весеннего равноденствия.

На рис. 8 дана проекция одного витка орбиты на поверхность Земли. Линия проекции описывает петли в моменты прохождения вблизи оси вращения Земли, как при подходе к Земле, так и при отходе от нее. Сводка данных о характерных точках орбиты АМС приведена в табл. 2.

Таблица 2

Характерные точки траектории АМС	Дата	Московское время, час и мин	Расстояние от центра Земли, 10^3 км	Расстояние от центра Луны, 10^3 км
Наименьшее расстояние от Луны	6.10.1959	17.21	368,08	7,94
Фотографирование	7.10.1959	6.30—7.10	399,50—400,50	65,5—68,5
Наибольшее расстояние от Земли	11.10.1959	0.44	480,50	442
Наименьшее расстояние от Земли	18.10.1959	19.49	47,49	363
Наибольшее расстояние от Земли на втором витке . .	26.10.1959	20.59	489	697

На рис. 9 представлена проекция орбиты на поверхность Луны, причем отмечены точки, соответствующие минимальному расстоянию до центра Луны и моменту фотографирования.

Условия для фотографирования были благоприятны с точки зрения освещенности невидимой стороны Луны, причем фотографировалось около $\frac{2}{3}$ неизвестной части Луны. При фотографировании неблагоприятным обстоятельством было наличие прямого освещения поверхности, вследствие чего отсутствовали тени от неровностей на поверхности Луны и изображение получено лишь за счет разницы в отражательной способности различных ее участков.

Перед фотографированием включилась система ориентации, которая направила один конец оси АМС на Солнце, а противоположный конец с объективами фотоаппаратов в сторону Луны. После того, как АМС была сориентирована, открылся люк, закрывавший иллюминатор с датчиками лунной ориентации и фотоаппаратами. При фиксации Луны специальным фотоэлементом автоматически отключились фотоэлементы, реагирующие на свет Солнца; вслед за этим произошло уточнение ориентации оси фотоаппаратов на центр Луны. После завершения ориентации на центр Луны было произведено фотографирование, начавшееся 7 октября в 6 час 30 мин московского времени; в это время расстояние АМС до центра Луны было равно 65,6 тыс. км. Для получения благоприятных

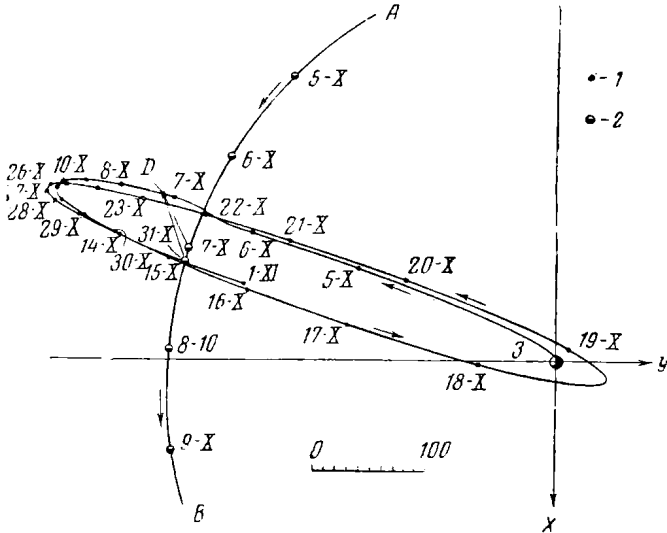


Рис. 6. Проекция первого витка орбиты АМС на плоскость земного экватора.

З — Земля; АВ — орбита Луны; ось x направлена в точку весеннего равноденствия; в точке D производилось фотографирование обратной стороны Луны; значками 1 и 2 изображаются положения соответственно АМС и Луны в 0 часов мирового времени (3 часа по московскому времени) в указанные на рисунке сутки; внизу дана шкала расстояний (10^3 км).

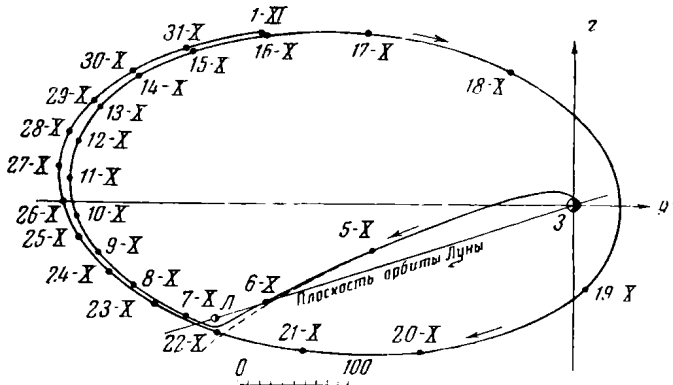


Рис. 7. Проекция первого витка орбиты АМС на плоскость, перпендикулярную направлению центр Земли — точка весеннего равноденствия. Ось z совпадает с осью вращения Земли; ось y является пересечением плоскости экватора с плоскостью проекции; Л — Луна; линия ЛЗ — пересечение плоскости орбиты Луны с плоскостью проекции; остальные обозначения совпадают с обозначениями на рис. 6.

температурных режимов внутри АМС ей после окончания фотографирования было придано вращение вокруг поперечной оси с угловой скоростью, равной 2 град/сек. Затем было проведено автоматическое проявление, фиксация, сушка пленки и передача фотозображения на Землю с помощью специальной телевизионной системы.

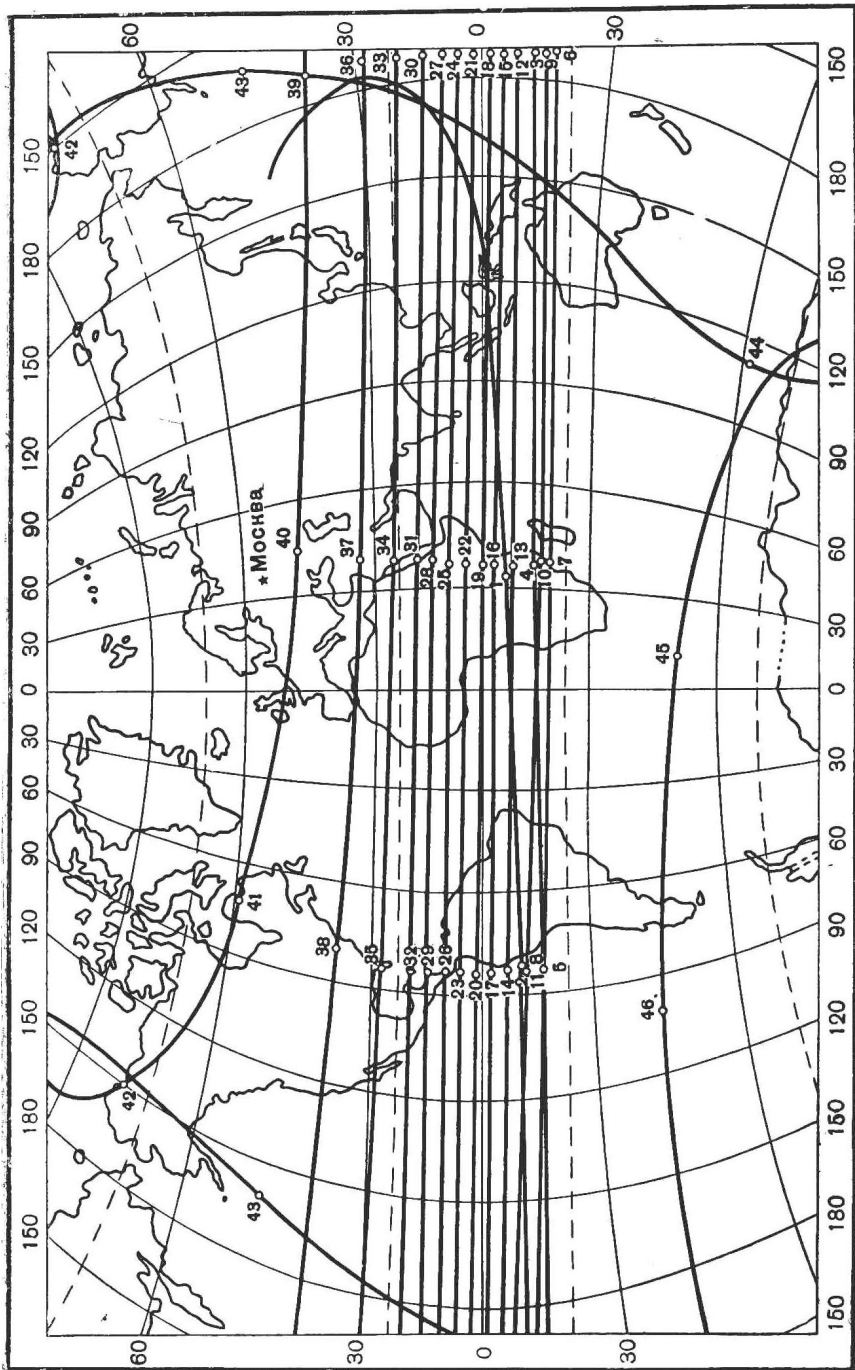


Рис. 8. Проекция орбиты АМС на Землю.

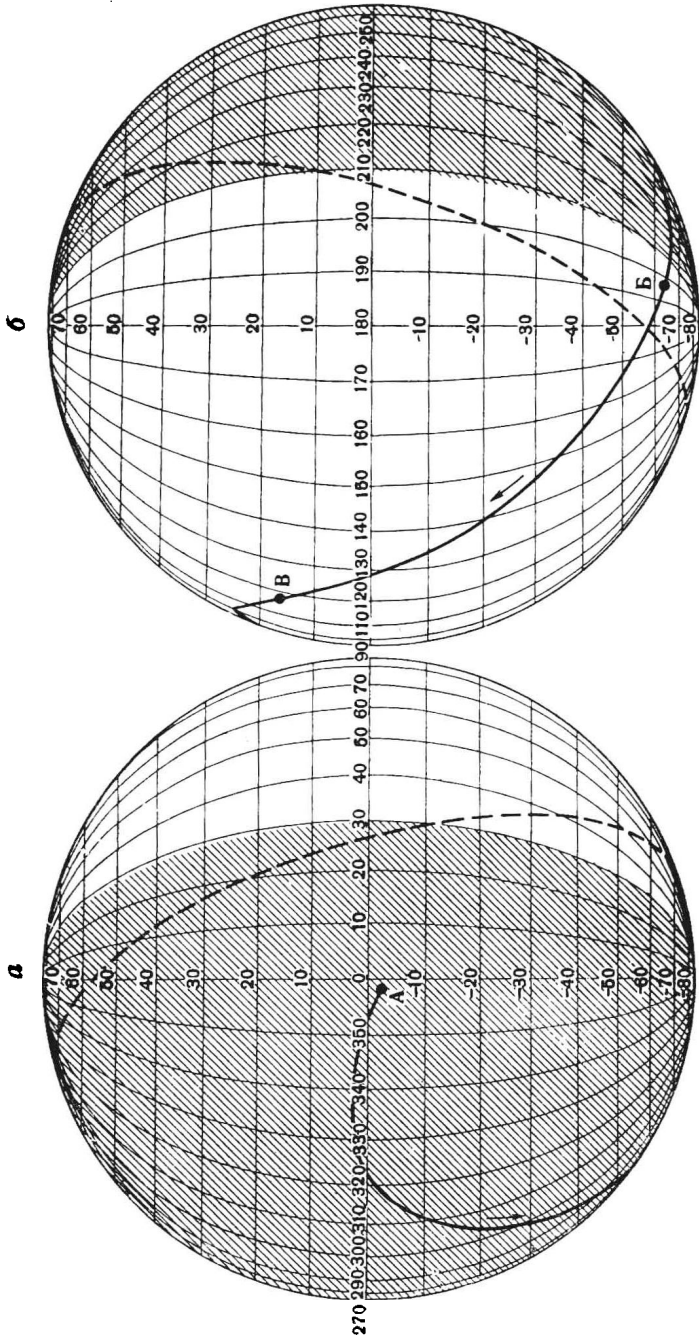


Рис. 9. Селенографические координаты и проекция орбиты АМС на поверхность Луны.
 а — полушарие, обращенное к Земле; б — полушарие, невидимое с Земли; штриховкой отмечена сторона, не освещенная Солнцем;
 сплошная линия — проекция орбиты АМС; пунктирная линия — граница фотографируемой поверхности Луны; А — начало
 полета; В — наименьшее расстояние до Луны; В — точка, в которой происходило фотографирование (65—68 тыс. км от поверхности
 Луны).

Образцы полученных фотографий, обработанных к настоящему времени, даны на рис. 10, 11 и 12.

На фотографиях, переданных на Землю с борта АМС, кроме невидимой с Земли части Луны, снята также небольшая часть поверхности Луны, видимая с Земли. Это позволило привязать никогда не наблюдавшиеся объекты лунной поверхности к уже известным и определить их координаты на Луне.

Для объектов, находящихся на крае видимого диска, форма которых была плохо известна из-за перспективных искажений, теперь получены более точные очертания. В других случаях объекты были известны только частично; полученные фотографии позволили уточнить форму их частей, расположенных на видимой части Луны и определить форму неизвестных их продолжений на невидимой части.

На невидимой части установлено наличие горного хребта, названного Советским хребтом, наличие морей и кратеров. Одно из морей названо морем Мечты в честь первой космической ракеты, запущенной 2 января 1959 г.

Фотографии на рис. 10 и 11 являются оригинальными фотокадрами, с которых удалены явно выраженные помехи от радишумов. Фотография на рис. 12 получена в результате предварительной обработки ряда снимков и представляет собой первый опыт композиции на основе обнаруженных деталей, выявившихся на ряде кадров.

Для полного описания невидимой части Луны необходимо еще продолжить работу по фотографированию. Очевидно, что последующие фотографии при боковом освещении могут выявить новые образования на обратной стороне Луны.

Нам представляется, что произведенный опыт фотографирования в космосе и передачи по радио изображений на Землю интересен не только со стороны познания природы обратной стороны Луны, но этот опыт имеет весьма существенное значение как апробирование новой методики в современной экспериментальной астрономии.
