

нение ее траектории (6.37) также представляет собой уравнение кривой второго порядка:

$$r = \frac{p}{-1 + e \cos \varphi}, \quad (6.41)$$

где p и e определяются по формулам (6.39).

Полная энергия материальной точки B :

$$W = W_k + W_n > 0,$$

так как $W_n > 0$, а кинетическая энергия всегда положительна. Поэтому точка B может двигаться только либо по гиперболической орбите, либо вдоль прямой, проходящей через центр сил (при $L = 0$).

§ 6.4. Проблема космических полетов. Космические скорости

1. Запуск в Советском Союзе 4 октября 1957 г. первого в истории человечества искусственного спутника Земли положил начало освоению человеком космического пространства и явился выдающимся достижением советской науки и техники. В последующие годы изучение и освоение космоса развивалось невиданно быстрыми темпами. Перечислим лишь некоторые наиболее важные достижения в этой области. 12 апреля 1961 г. Ю. А. Гагарин совершил первый в истории космический полет на пилотируемом космическом корабле «Восток», а в 1965 г. А. А. Леонов впервые осуществил выход из космического корабля в открытое космическое пространство. В 1966 г. советские автоматические межпланетные станции (АМС) «Луна-9» и «Луна-13» впервые осуществили мягкую посадку на поверхность Луны, а АМС «Луна-10» впервые вывела на окололунную орбиту искусственный спутник Луны. В 1968 г. советский космический аппарат «Зонд-5» впервые совершил облет Луны с последующим возвращением и мягкой посадкой на Землю. В конце того же года облет Луны и возвращение на Землю было осуществлено американским лунным космическим кораблем (ЛКК) «Аполлон-8» с тремя космонавтами на борту. В июле 1969 г. с помощью ЛКК «Аполлон-11» впервые была осуществлена высадка на поверхность Луны двух американских космонавтов — Н. Армстронга и Э. Олдрина, взявших и доставивших на Землю первые пробы лунного грунта. В сентябре 1970 г. советская АМС «Луна-16», совершив мягкую посадку на Луну и взяв с помощью автоматической буровой установки пробы лунного грунта, возвратилась на Землю. В ноябре 1970 г. АМС «Луна-17» доставила на Луну первый автоматический лунный самоходный аппарат «Луноход-1», который управлялся с Земли и был оборудован научной аппаратурой, приборами и системами управления, радиосвязи и телевизионного наблюдения. Весьма ценные сведения о составе, температуре и давлении атмосферы планеты Венера были получены с помощью советских АМС «Венера-4» (1967 г.), «Венера-5», «Венера-6» (1969 г.) и «Венера-7» (1970 г.). Аналогичные исследования атмосферы и фотографирование поверхности

планеты Марс были проведены американскими космическими аппаратами «Маринер-4» (1964 г.), «Маринер-6» и «Маринер-7» (1969 г.). Запущенные в 1971 г. «Маринер-9» и советские АМС «Марс-2» и «Марс-3» стали первыми искусственными спутниками Марса, а спускаемый аппарат АМС «Марс-3» впервые произвел мягкую посадку на поверхность Марса.

2. Практическое осуществление космических исследований и проведение полетов в космосе автоматических и пилотируемых космических аппаратов связано с решением очень широкого комплекса сложных научных и технических проблем. Эти проблемы далеко выходят за рамки не только механики, но и физики в целом. Поэтому в дальнейшем мы ограничимся рассмотрением лишь некоторых простейших вопросов механики, связанных с проблемой космических полетов.

3. **Первой космической, или круговой, скоростью** для Земли называют ту скорость v_1 , которой должен обладать спутник Земли, обращающийся вокруг нее по круговой орбите. Так как эксцентриситет круговой орбиты $e = 0$, а ее фокальный параметр $p = r$, где r — радиус орбиты, то из формулы (6.39) следует, что полная энергия спутника

$$W = -\frac{m\beta^2}{2L^2} = -\frac{\beta^2}{2r|\beta|} = \frac{\beta}{2r},$$

так как для поля тяготения Земли $\beta = -\gamma mM < 0$ (γ — гравитационная постоянная и M — масса Земли).

Полная энергия спутника равна сумме его кинетической энергии $mv_1^2/2$ и потенциальной энергии β/r (см. формулу (6.36)). Поэтому

$$\frac{mv_1^2}{2} + \frac{\beta}{r} = \frac{\beta}{2r}$$

и

$$v_1 = \sqrt{-\frac{\beta}{nr}} = \sqrt{\frac{\gamma M}{r}} = \sqrt{gr}. \quad (6.42)$$

где $g = \frac{\gamma M}{r^2}$ — ускорение тел при их свободном падении на расстоянии r от центра Земли.

Первая космическая скорость возрастает по мере уменьшения радиуса орбиты и у поверхности Земли ($r = R_0$ и $g = g_0$) равна

$$v_1^0 = \sqrt{g_0 R} = \sqrt{9,81 \cdot 10^{-3} \cdot 6370} \text{ км/с} = 7,9 \text{ км/с.}$$

Величина v_1^0 представляет собой ту *теоретически наименьшую* скорость, которую нужно сообщить телу у поверхности Земли для того, чтобы это тело могло стать искусственным спутником Земли. В действительности скорость v_1^0 недостаточна для осуществления этой цели, так как при движении тела вблизи Земли на него действует не только сила тяготения Земли, но также и сила сопротивления воздуха, вызывающая постепенное уменьшение полной энергии тела. Поэтому тело, выброшенное с Земли со скоростью v_1^0 , будет двигаться не по

круговой орбите, а по скручивающейся спирали, и упадет обратно на Землю.

4. **Второй космической, или параболической, скоростью** для Земли называют ту наименьшую скорость v_2 , которую нужно сообщить телу для того, чтобы тело могло преодолеть притяжение Земли и превратиться в спутник Солнца т. е. чтобы его орбита в поле тяготения Земли стала параболической. Для параболической орбиты $e = 1$ и полная энергия тела $W = 0$:

$$\frac{mv_2^2}{2} + \frac{\beta}{r} = 0.$$

Следовательно,

$$v_2 = \sqrt{-\frac{2\beta}{mr}} = \sqrt{2v_1} = \sqrt{2gr} \quad (6.43)$$

Вблизи поверхности Земли вторая космическая скорость равна

$$v_2^0 = 11,2 \text{ км/с.}$$

Это значение v_2^0 получено без учета влияния сопротивления атмосферы.

5. Для запуска искусственных спутников Земли и космических кораблей применяют специальные ракеты — так называемые **ракеты-носители**. На борту ракеты-носителя находятся топливо и окислитель, необходимые для работы жидкостного реактивного двигателя ракеты. Они составляют значительную часть стартовой массы ракеты m_0 . По мере работы двигателя масса ракеты уменьшается. Если отвлечься от действия на ракету гравитационного поля и силы сопротивления воздуха, то, положив в уравнении движения ракеты (2.19) $F = 0$, получим

$$m \frac{dv}{dt} = (v_1 - v) \frac{dm}{dt}$$

или

$$m \frac{dv}{dt} = u \frac{dm}{dt}, \quad (6.44)$$

где $u = v_1 - v$ — скорость истечения продуктов сгорания по отношению к системе отсчета, скрепленной с ракетой. Эту скорость называют **относительной скоростью истечения**. При прямолинейном полете ракеты скорость u противоположна по направлению скорости v ракеты. Поэтому, проектируя все члены уравнения (6.44) на направление вектора v , получим

$$m \frac{dv}{dt} = -u \frac{dm}{dt},$$

или

$$dv = -u \frac{dm}{m}.$$

При постоянном режиме работы двигателя ракеты $u = \text{const}$, и зависимость скорости ракеты от ее массы имеет вид

$$v = -u \int \frac{dm}{m} = -u \cdot \ln m + \text{const}.$$

В момент старта $v = 0$ и $m = m_0$. Поэтому постоянная интегрирования равна $u \cdot \ln m_0$, а скорость ракеты

$$v = u \cdot \ln \frac{m_0}{m}. \quad (6.45)$$

Уравнение (6.45) называют **уравнением К. Э. Циолковского**. Из него следует, что максимальная скорость, развиваемая ракетой в отсутствие внешнего силового воздействия, равна ее скорости в момент окончания работы двигателя из-за использования всего запаса топлива и окислителя:

$$v_{\text{макс}} = u \ln \frac{m_0}{m_0 - m_T} = u \ln \frac{1}{1 - m_T/m_0},$$

или

$$v_{\text{макс}} = -u \cdot \ln (1 - m_T/m_0), \quad (6.46)$$

где m_0 — стартовая масса всей ракеты, а m_T — начальная масса топлива и окислителя.

6. Влияние тяготения Земли и сопротивление атмосферы вызывают значительное уменьшение максимальной скорости ракеты по сравнению с ее значением по формуле (6.46), называемым **характеристической скоростью**. Однако даже эта приближенная формула позволяет сделать ряд существенных выводов. Для увеличения характеристической скорости ракеты необходимо увеличивать относительную скорость u истечения продуктов сгорания и относительную массу топлива и окислителя m_T/m_0 . Максимальные значения u для реактивных двигателей, работающих на жидких топливах, ограничиваются свойствами этих топлив и в настоящее время не могут превосходить 3,5—5 км/с. Отношение

$$\frac{m_T}{m_0} = 1 - \frac{m_K}{m_0} - \frac{m_{\text{п}}}{m_0} < 1 - \frac{m_K}{m_0},$$

где m_K — масса конструкции ракеты и ее двигателя, а $m_{\text{п}}$ — масса полезного груза (искусственного спутника или космического корабля). Уменьшение относительной массы конструкции m_K/m_0 лимитируется прочностью и плотностью имеющихся материалов. Поэтому, как показывают расчеты, на современном уровне развития техники ракета не может развить даже первую космическую скорость.

Путь преодоления этой трудности был указан К. Э. Циолковским, который впервые научно обосновал возможность межпланетных сообщений. Для достижения космических скоростей Циолковский предложил использовать не обычную (одноступенчатую) ракету, а **составную, или многоступенчатую, ракету**. Многоступенчатая ракета состоит из нескольких соединенных между собой ракет, каждая из которых имеет свой двигатель и несет в себе запас топлива и окислителя. Во время старта включается двигатель одной из этих ракет, называемой первой ступенью составной ракеты. После выгорания всего топлива, имеющегося в первой ступени, происходит автоматическое включение двигателя следующей ракеты (второй ступени) и отделение первой ступени от составной ракеты. После выгорания топлива во второй ступени она также отделяется и начинает работать двигатель третьей ступени. Так продолжается вплоть до последней ступени составной ракеты, несущей на себе полезный груз.

Увеличение характеристической скорости многоступенчатой ракеты по сравнению с одноступенчатой ракетой, имеющей ту же стартовую массу и запас топлива и окислителя, связано с уменьшением массы конструкции по мере выгорания топлива.

7. В настоящее время проводятся интенсивные работы по созданию новых типов ракетных двигателей, которые принципиально отличаются от жидкостных реактивных двигателей, использующих химическую энергию топлива. В проектах **атомных ракетных двигателей** рабочее вещество нагревается в ядерном реакторе и затем вытекает через сопло. Предполагается, что таким образом удастся значительно повысить скорость истечения u . Еще более значительное увеличение скорости u предполагается осуществить в **ионном ракетном двигателе**. В этом двигателе реактивная сила тяги создается в результате выбрасывания из двигателя заряженных частиц-ионов, которые предварительно разгоняются в электрическом поле до скоростей порядка сотен и даже тысяч километров в секунду. Сила тяги ионного двигателя

$$F_p = -u \frac{dm}{dt}$$

не может быть сделана большой, так как секундный массовый расход $\frac{dm}{dt}$, численно равный массе всех ионов, образующихся в двигателе за 1 с, крайне невелик.

Для запуска ракеты с Земли требуется двигатель, сила тяги которого больше силы тяжести ракеты на старте. Поэтому для осуществления старта ракеты с Земли ионный двигатель непригоден. Зато он может с успехом применяться для ускорения движения ракеты и управления ее движением в космическом пространстве вдали от небесных тел, т. е. когда результирующая сил притяжения ракеты этими телами ничтожно мала. Малый расход массы при работе ионного двигателя позволяет значительно увеличить как массу полезной нагрузки, так и длительность работы ионного двигателя по сравнению с жидкостным реактивным двигателем.