

§ 11. Движение космических аппаратов

1. Космические скорости. Наиболее простой случай движения тел вблизи поверхности Земли под действием силы тяжести — свободное падение с начальной скоростью, равной нулю. В этом случае тело движется прямолинейно с ускорением свободного падения по направлению к центру Земли. Если тело имеет начальную скорость, величина которой отлична от нуля, и ее вектор направлен не по вертикали, то тело под действием силы тяжести начнет двигаться с ускорением свободного падения по криволинейной траектории.

Рассмотрим тело, находящееся за пределами земной атмосферы. Предположим, что вектор начальной скорости этого тела направлен по касательной к поверхности Земли. В зависимости от значения начальной скорости дальнейшее движение тела может быть различным:

а) при малых начальных скоростях (v_{01} , v_{02} , v_{03}) тело упадет на Землю;

б) при некотором определенном значении скорости v_1 (**первая космическая скорость**) тело станет искусственным спутником и начнет обращаться вокруг Земли, подобно ее естественному спутнику — Луне;

в) при еще большем увеличении значения скорости и достижении следующего определенного значения v_2 (**вторая космическая скорость**) тело уйдет от Земли так далеко, что сила земного притяжения практически не будет влиять на его движение. Тело начнет обращаться вокруг Солнца, подобно искусственной планете;

г) наконец, если скорость тела достигнет определенного значения v_3 — (**третья космическая скорость**), то данное тело навсегда уйдет из Солнечной системы в пространство Галактики.

Рассмотрим случай, когда тело становится искусственным спутником Земли, т. е. определим первую космическую скорость v_1 . Найдём эту скорость по второму закону Ньютона из условия, что под действием силы тяготения тело приобретает центростремительное ускорение:

$$G \frac{mM}{R_{\text{орб}}^2} = ma_{\text{ц}}, \quad (1)$$

где $R_{\text{орб}} = R + h$ — средний радиус орбиты тела (рис. 45), R — радиус Земли, h — высота тела над поверхностью Земли, M — масса Земли, m — масса тела (спутника).

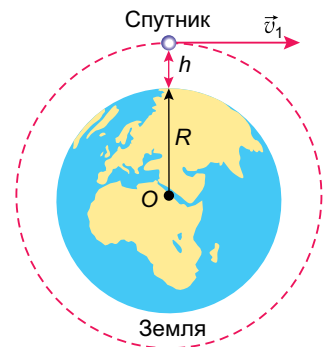


Рис. 45. Движение спутника по круговой орбите

Для центростремительного ускорения $a_{ц} = \frac{v_1^2}{R_{орб}} = \frac{v_1^2}{R+h}$. Подставляя это выражение в формулу (1), после сокращений получаем:

$$v_1 = \sqrt{G \frac{M}{R+h}}.$$

У поверхности Земли с учетом выражения для ускорения свободного падения $g = G \frac{M}{R^2}$ можно положить $h = 0$. Тогда первая космическая скорость (без учета сопротивления воздуха) равна:

$$v_1 = \sqrt{gR} = \sqrt{9,8 \cdot 6,37 \cdot 10^6} = 7,9 \cdot 10^3 \text{ м/с.} \quad (2)$$

Таким образом, тело, скорость которого равна $7,9 \cdot 10^3$ м/с и направлена по касательной относительно поверхности Земли, становится искусственным спутником Земли, движущимся по круговой орбите над Землей. В небесной механике первая космическая скорость называется также **круговой скоростью**.

Вторая космическая скорость определяется из условия, что тело должно уйти из сферы земного тяготения и стать спутником Солнца. Расчеты дают следующее выражение для определения второй космической скорости (без учета сопротивления воздуха):

$$v_2 = \sqrt{2gR}, \quad (3)$$

где R — радиус Земли.

Используя выражение (2), находим:

$$v_2 = v_1 \sqrt{2}. \quad (4)$$

Подставив в (4) уже известное нам значение первой космической скорости, получим, что у поверхности Земли $v_2 \approx 11,2 \cdot 10^3$ м/с. Вторая космическая скорость называется также скоростью освобождения (убегания, ускользания) или **параболической скоростью**.

Третья космическая скорость, или **гиперболическая скорость**, — это наименьшая начальная скорость, с которой тело должно преодолеть земное притяжение и выйти на околосолнечную орбиту со скоростью, необходимой для того, чтобы навсегда покинуть пределы Солнечной системы.

Расчеты дают следующую формулу для нахождения величины этой скорости:

$$v_3 = \sqrt{(\sqrt{2} - 1)^2 v^2 + v_2^2}, \quad (5)$$

где $v \approx 29,8 \cdot 10^3$ м/с — скорость Земли на круговой орбите движения вокруг Солнца.

Подставив значение второй космической скорости v_2 в (5) и проведя расчет, получим, что тело должно иметь минимальную скорость $v_3 \approx 16,7 \cdot 10^3$ м/с, чтобы покинуть пределы Солнечной системы.

2. Орбиты космических аппаратов. Расчеты траекторий полетов космических аппаратов связаны с использованием законов небесной механики. Следует заметить, что движение космических аппаратов описывается по законам небесной механики только после выключения реактивных двигателей. На пассивном участке траектории (т. е. после выключения двигателей) космические аппараты движутся под действием притяжения Земли и других тел Солнечной системы.

Элементы орбиты искусственных спутников Земли связаны между собой формулой

$$v_0^2 = GM \left(\frac{2}{r_0} - \frac{1}{a} \right), \quad (6)$$

где v_0 — начальная скорость спутника, M — масса Земли, r_0 — расстояние точки выхода спутника на орбиту от центра Земли, a — большая полуось орбиты спутника. Формула (6) справедлива для любой точки эллиптической орбиты.

Эксцентриситет орбиты e при горизонтальном запуске спутника равен:

$$e = 1 - \frac{q}{a}, \quad (7)$$

где q — расстояние перигея (ближайшей точки орбиты от центра Земли).

В случае эллиптической орбиты (рис. 46): $q = a(1 - e) = R + h_{\text{П}}$, где $h_{\text{П}}$ — линейная высота перигея над поверхностью Земли. Расстояние от центра Земли до апогея (наиболее удаленной точки орбиты от центра Земли): $Q = a(1 + e) = R + h_{\text{А}}$, где $h_{\text{А}}$ — высота апогея над земной поверхностью, R — радиус Земли.

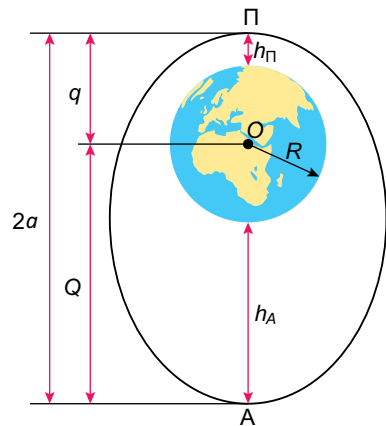


Рис. 46. Эллиптическая орбита искусственного спутника Земли

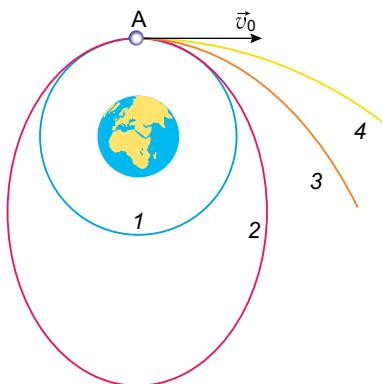


Рис. 47. Формы орбит космических аппаратов: 1 — круговая; 2 — эллиптическая; 3 — параболическая; 4 — гиперболическая

На рисунке 47 показаны орбиты космических аппаратов без учета возмущений, т. е. когда аппараты остаются вблизи Земли. Но когда космический аппарат удалится от Земли на значительное расстояние, то на дальнейшее его движение будет оказывать влияние, прежде всего, притяжение Солнца. Радиус сферы действия Земли принимают равным примерно 930 тыс. км; на границе этой сферы влияние Солнца и Земли на космический аппарат одинаково. Момент достижения границы сферы действия Земли считается моментом выхода космического аппарата на орбиту относительно Солнца.

При запуске космических аппаратов к другим планетам исходят из следующих основных соображений:

- 1) геоцентрическая скорость космического аппарата при выходе на орбиту относительно Земли должна превышать вторую космическую скорость;
- 2) гелиоцентрическая орбита космического аппарата должна пересекаться с орбитой данной планеты;
- 3) момент запуска необходимо выбрать так, чтобы орбита была наиболее оптимальной с точки зрения сроков полета, затрат топлива и ряда других требований.

Одним из классов межпланетных траекторий являются энергетически оптимальные орбиты, которые соответствуют наименьшей геоцентрической скорости космических аппаратов в момент достижения границы сферы действия Земли.

На рисунке 48 указана такая траектория перелета на Марс, построенная на предположении, что орбиты Земли и Марса круговые. Данная траектория носит название гомановской, в честь немецкого астронома Вальтера Гомана, занимавшегося теорией межпланетных полетов.

В момент запуска космического аппарата Земля находится в точке 1. Гелиоцентрическая скорость v_2 космического аппарата должна быть направлена так же, как и гелиоцентрическая скорость Земли, — по касательной к орбите Земли. Момент запуска следует подобрать так, чтобы космический аппарат и Марс, двигаясь по своим орбитам, достигли одновременно точки 2. Буквой S обозначено Солнце. Расчеты по-

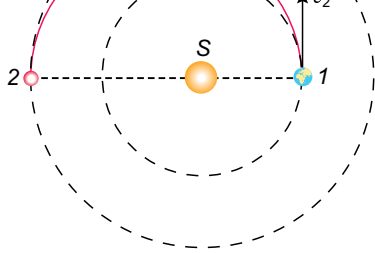


Рис. 48. Гомановская траектория перелета с Земли на Марс

Рис. 48. Гомановская траектория перелета с Земли на Марс

казывают, что время полета от Земли до Марса по указанной траектории составит 258 суток (не считая сравнительно короткого времени полета до границы сферы действия Земли).

3. Проблемы и перспективы космических исследований. Космонавтика — комплексная отрасль науки и техники, обеспечивающая исследование и использование космического пространства с помощью автоматических и пилотируемых космических аппаратов. Главными задачами космонавтики (в порядке их достижения) являются: вывод искусственного спутника на орбиту Земли, полет человека в космос, полет человека на Луну, полет человека на другие планеты, полет к звездам. Первые три цели достигнуты.

Начало космической эры было положено в СССР запуском первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 г. Вторая важнейшая дата космической эры — 12 апреля 1961 г. В этот день Ю. А. Гагарин впервые в истории человечества совершил полет в космос на космическом корабле «Восток».

Значительный вклад в исследование космического пространства внесли космонавты-белорусы П. И. Климук, В. В. Коваленок и О. В. Новицкий. Полеты человека в космос для нас стали уже почти обыденным явлением.

Космонавтика способствовала возникновению и развитию новых технологий. В перспективе — глобальный экологический мониторинг Земли, устранение угроз астероидно-кометной опасности.

Современная теория космических полетов — **астродинамика** — основана на классической небесной механике и теории управления движением летательных



Ю. А. Гагарин



П. И. Климук



В. В. Коваленок



О. В. Новицкий

аппаратов. Космонавтика нуждается в тщательной разработке оптимальных траекторий космических аппаратов с учетом ряда условий и ограничений.

Создание ракетно-космических комплексов — весьма сложная научно-техническая проблема. Космические аппараты должны обладать способностью к длительному самостоятельному функционированию в условиях космического пространства. Кроме того, возникает ряд дополнительных медико-биологических проблем (защита от космической среды, жизнеобеспечение экипажа и т. д.). Все это требует разработки специальных систем. Для обеспечения полетов космических аппаратов необходима широкая сеть наземных служб управления.

По своей сущности космонавтика — это область общечеловеческой деятельности, и проводимая даже в рамках национальных проектов она затрагивает интересы многих стран.



Главные выводы

1. Скорость, при которой космический аппарат выводится на круговую орбиту вокруг небесного тела, называется первой космической скоростью.
2. Скорость, необходимая для того, чтобы космический аппарат вышел из сферы гравитационного действия Земли и обращался вокруг Солнца, называется второй космической скоростью.
3. Скорость, при которой космический аппарат, запущенный с Земли, покинет Солнечную систему, называется третьей космической скоростью.
4. Орбиты космических аппаратов представляют собой элементы эллипсов, парабол и гипербол.



Контрольные вопросы и задания

1. Опишите первую, вторую и третью космические скорости.
2. По каким орбитам могут двигаться космические аппараты? Каким геометрическим линиям соответствуют орбиты космических аппаратов для первой, второй и третьей космических скоростей?
3. Какие орбиты космических аппаратов называют гомановскими?
4. Определите период обращения искусственного спутника Земли, если наивысшая точка его орбиты над поверхностью Земли 36 тыс. км, а наинизшая — 300 км. Землю считать шаром радиусом 6370 км.
5. Рассчитайте первую и вторую космические скорости для Луны. Учтите, что масса Луны — $7,35 \cdot 10^{22}$ кг, а ее радиус — 1738 км.
6. Искусственный спутник Земли запущен в плоскости земного экватора так, что все время находится в зените одной и той же точки земного шара. Определите высоту (h) этого ИСЗ над поверхностью Земли. При решении сравните движение спутника с движением Луны. $T_L = 27,3$ сут, $a_L = 384\,000$ км. Радиус Земли $R_3 = 6400$ км.
7. Определите время полета космического аппарата от Земли до Марса по гомановской орбите. Большую полуось орбиты Марса принять равной 1,52 а. е.