

## АСТРОНОМИЯ 1 КУРС

**ВЫПОЛНИТЬ ПОДРОБНЫЙ КОНСПЕКТ И ПРИСЛАТЬ  
ФОТОГРАФИЮ НА АДРЕС [tatanaanina920@gmail.com](mailto:tatanaanina920@gmail.com)**

### Движение искусственных спутников Земли

Запуском 4 октября 1957 г. первого в мире советского искусственного спутника Земли человечество открыло новую эру в своей истории — эру создания искусственных небесных тел.

Хотя искусственные небесные тела подчиняются тем же законам, что и естественные, некоторые особенности их орбит и условия, определяющие характер их движения, заслуживают отдельного рассмотрения.

Искусственные спутники Земли (ИСЗ) выводятся на орбиту с помощью многоступенчатых ракет. Последняя ступень ракеты сообщает спутнику определенную скорость на заданной высоте. Тело, запущенное горизонтально на высоте  $h$  от поверхности Земли, станет ИСЗ, если его скорость в этот момент окажется достаточной.

Если скорость запуска точно равна круговой скорости на данной высоте  $h$ , то тело будет двигаться по круговой орбите.

Если эта скорость превышает круговую, то тело будет двигаться по эллипсу, причем перигей этого эллипса окажется в точке выхода на орбиту.

Если же сообщенная скорость несколько меньше круговой, а высота  $h$  достаточно большая, то тело также будет двигаться по эллиптической орбите, но в этом случае точка выхода на орбиту станет апогеем.

Масса искусственного спутника ничтожно мала в сравнении с массой Земли и ею можно пренебречь; тогда круговая скорость  $v_c$  на расстоянии  $r = R + h$  от центра Земли согласно (2.19) и (2.25) будет

$$v_c = \sqrt{\frac{fm}{R+h}} = \sqrt{\frac{gR^2}{R+h}}, \quad (2.27)$$

где  $m$  — масса Земли,  $R$  — ее радиус,  $g$  — ускорение силы тяжести у поверхности Земли,  $h$  — высота точки запуска спутника от поверхности Земли.

У воображаемого спутника, движущегося по окружности у самой поверхности Земли ( $h = 0$ ), при  $R = 6,370 \cdot 10^8$  см и  $g = 981$  см/сек<sup>2</sup> скорость должна быть равна

$$v_{1к} = 7,91 \text{ км/сек.}$$

Скорость  $v_{1к}$  называется *первой космической скоростью* относительно Земли. Однако из-за наличия вокруг Земли атмосферы спутник, движущийся у самой ее поверхности, реально существовать не может. Поэтому запуск ИСЗ производится на некоторой высоте  $h$  ( $h > 150$  км). Круговая скорость на высоте  $h$  меньше первой космической скорости  $v_{1к}$  и определяется из уравнения (2.27) или по формуле

$$v_c = v_{\text{лн}} \sqrt{\frac{R}{R+h}}$$

Элементы орбиты ИСЗ зависят от места и времени его запуска, от величины и направления начальной скорости. Связь между большой полуосью  $a$  орбиты спутника и его начальной скоростью  $v_0$ , согласно интегралу энергии (2.18), определяется формулой

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

где  $r_0$  — расстояние точки выхода ИСЗ на орбиту от центра Земли.

Обычно запуск ИСЗ производится горизонтально, точнее, перпендикулярно к радиальному направлению. Эксцентриситет орбиты  $e$  при горизонтальном запуске равен

$$e = 1 - \frac{q}{a},$$

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

В случае эллиптической орбиты (рис. 35)  $q = a(1 - e) = R + h_{\text{п}}$ , где  $h_{\text{п}}$  — линейная высота перигея над поверхностью Земли. Расстояние *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. Если запуск произведен в перигее (чего может и не быть), то  $r_0 = q = R + h_{\text{п}}$ .

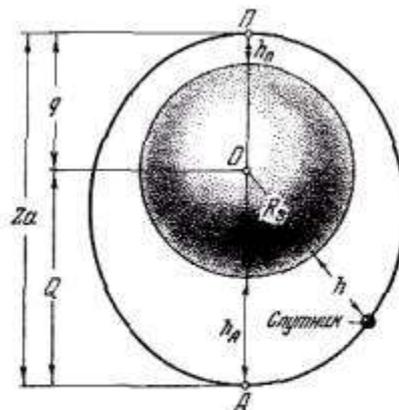


Рис. 35. Эллиптическая орбита искусственного спутника Земли.

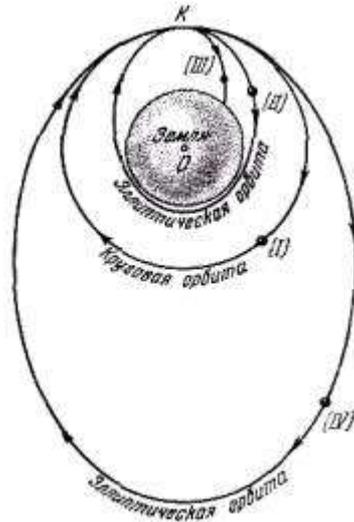


Рис. 36. Зависимость формы орбиты ИСЗ от начальной скорости.

Зависимость формы орбиты ИСЗ от начальной скорости, с которой он выведен на орбиту, показана на рис. 36. Если в точке  $K$  спутнику сообщена горизонтальная скорость, равная круговой для этого расстояния от центра Земли, то он будет двигаться по круговой орбите (I). Если начальная скорость в точке  $K$  меньше соответствующей круговой, то спутник будет двигаться по эллипсу (II), а при очень малой скорости по эллипсу (III), сильно вытянутому и пересекающему поверхность Земли; в этом случае запущенный спутник упадет на поверхность Земли, не совершив и одного оборота. Если скорость в точке  $K$  больше соответствующей круговой, но меньше соответствующей параболической, то спутник будет двигаться по эллипсу (IV).

Примерное расположение эллиптической орбиты спутника в пространстве показано на рис. 37. Здесь  $i$  — наклонение орбиты спутника к экватору Земли,  $<$  — восходящий узел орбиты,  $>$  — нисходящий узел,  $P$  — перигей орбиты,  $A$  — апогей орбиты,  $\gamma$  — проекция точки весеннего равноденствия на земном экваторе,  $\Omega$  — прямое восхождение восходящего узла,  $\omega$  — угловое расстояние перигея от восходящего узла.

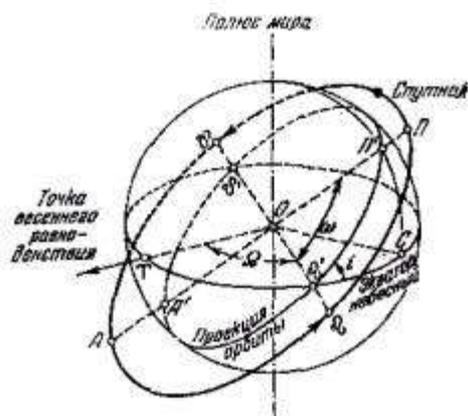


Рис. 37. Орбита ИСЗ и ее проекция на небесную сферу.

Период обращения ИСЗ определяется по третьему закону Кеплера (2.23). Он равен

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{f\mu}} a^{3/2},$$

или, если иметь в виду (2.25),

$$T = \frac{2\pi}{R\sqrt{g}} a^{3/2}.$$

Если  $a$  выражать в километрах, то при  $R = 6370$  км и  $g = 981$  см/сек<sup>2</sup> период обращения спутника получится в минутах из следующей формулы:

$$T = 1,659 \cdot 10^{-4} a^{3/2}.$$

Основных причин, изменяющих орбиту ИСЗ, две: действие экваториального утолщения Земли и влияние сопротивления атмосферы Земли. Первая причина вызывает вековые возмущения восходящего узла  $\Delta\Omega$  и перигея  $\Delta\omega$ , которые легко учитываются по формулам небесной механики. Вторая причина вызывает уменьшение большой полуоси  $a$ , т.е. высоты  $h$ , и изменение формы орбиты. Поскольку плотность атмосферы быстро падает с высотой, основное сопротивление и уменьшение скорости спутник испытывает вблизи перигея. Вследствие этого высота апогея орбиты спутника с каждым оборотом заметно уменьшается (высота перигея уменьшается гораздо медленнее). В результате уменьшается большая полуось и эксцентриситет орбиты; орбита спутника постепенно округляется. Когда высота апогея становится сравнимой с высотой перигея, спутник испытывает торможение и теряет свою скорость вдоль почти всей орбиты, уменьшение высоты апогея и перигея происходит еще быстрее, и спутник, приближаясь по спирали к поверхности Земли, входит в плотные слои атмосферы и сгорает. Так как спутник с каждым оборотом снижается, то его потенциальная энергия уменьшается, часть ее переходит в кинетическую энергию. Это приращение кинетической энергии с избытком покрывает энергию движения, которая теряется при торможении. Поэтому скорость спутника не уменьшается, а наоборот, увеличивается, в то время как орбита уменьшается.

Следовательно, по мере снижения спутника его период обращения вокруг Земли сокращается.

Описанное возмущенное движение спутника дано в первом приближении. В действительности элементы орбиты спутника испытывают более сложные и разнообразные возмущения. Сжатие Земли, отличие гравитационного поля от поля сферически-симметричной притягивающей массы, вызывают не только вековые возмущения долготы восходящего узла  $\omega$ , и расстояния перигея от узла  $\omega$ . Они являются также причиной их периодических возмущений, а также эксцентриситета  $e$  (правда, весьма умеренных) и малых колебаний наклона орбиты к экватору  $i$ .

Наличие атмосферы вызывает не только вековое уменьшение большой полуоси  $a$  и эксцентриситета  $e$ . Боковое давление на спутник, создаваемое вращающейся атмосферой, приводит к монотонному изменению  $i$ , знак которого определяется направлением движения спутника на орбите. Атмосфера обуславливает также малые периодические изменения  $\omega$  и  $\omega$ .

Наконец, возмущающие действия Луны и Солнца вызывают малые периодические возмущения всех элементов орбиты спутника.