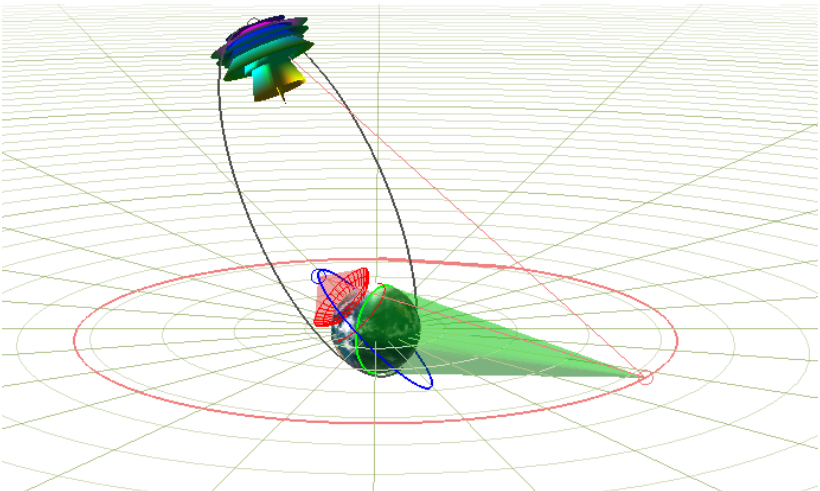
Лабораторный практикум

Космические радиотехнические системы



Томск

Министерство образования и науки Российской федерации

Томский Государственный Университет Систем Управления и Радиоэлектроники

Кафедра Радиотехнических систем
(РТС)

УТВЕРЖДАЮ
Зав. кафедрой РТС
_________Г.С.Шарыгин
«___»_________ 2012 г.

Компьютерное моделирование движения космических аппаратов

Методические указания по выполнению лабораторной работы по курсу «Космические системы» для студентов радиотехнических специальностей

Разработчик:
доцент кафедры РТС
А.А. Мещеряков

Томск 2012

1. Цель работы

Целью данной работы является изучение теории баллистического полета космических аппаратов на примере кеплеровской модели движения искусственных спутников Земли (ИСЗ).

2. Математическое описание движения полета ИСЗ

Искусственные спутники Земля (ИСЗ), как и другие космические тела искусственного и естественного происхождения, совершают баллистическое движение.

Траектория, по которой движется в полете искусственный спутник Земли (космический аппарат (КА), небесное тело), называется орбитой. Такое движение происходит в поле действия определенных сил.

В зависимости от характера сил, которые действуют на КА в полете, траекторию делят на участки, где действуют гравитационные и инерционные силы, и участки, где дополнительно прикладывается вектор силы от бортовых двигателей. Первый вид движения называется свободным полетом, второй вид - активным движением, или маневрированием. При этом искусственным объектам придается начальная скорость (например, с помощью ракет-носителей), которая вместе с действующими силами определяет баллистическую траекторию. Если начальная скорость, начальные координаты и все действующие силы известны, то такая траектория является детерминированной, т.е. описывается аналитической зависимостью, по которой можно рассчитать координаты и вектор скорости объекта в любой момент времени. Количество параметров, определяющих такую траекторию, достигает десяти и более, однако для ИСЗ допустимо учитывать только одну силу — силу земного притяжения. В этом случае количество параметров уменьшается до шести, а сами траектории приобретают правильную форму в виде окружности или эллипса.

Орбитальное движение спутников происходит в гравитационном поле Земли, при этом на спутник, кроме сил притяжения Земли, действуют и другие силы. К ним относят притяжение Солнца и Луны, давление солнечной радиации. Для высоких орбит торможение в атмосфере является пренебрежимо малым. Математически уравнения движения спутника выражаются дифференциальными уравнениями второго порядка, которые решаются интегрированием по времени. При интегрировании задаются начальные условия движения в виде векторов положения и скорости в начальную эпоху.

Рассчитанные на некоторое время вперед, положения спутников можно сравнить с положением, полученным из наблюдений, и расхождения между этими положениями можно использовать для улучшения моделей действующих на спутник сил, уточнения начальных условий движения и координат станций наблюдений.

Рассмотрим движение спутника S с массой m вокруг Земли. Землю будем считать точечной массой или шаром с массой M со сферически симметричным распределением плотности. В таком гравитационном поле отвесные линии являются прямыми, направленными к центру сферы. Массу спутника m будем считать ничтожно малой по сравнению с массой Земли. В дополнение к этим условиям, будем также считать, что на движение спутника не влияют никакие другие силы, кроме притяжения Земли. При таких условиях задача о движении спутника в небесной механике называется ограниченной задачей двух тел.

Начало инерциальной системы координат $Oxyz$ (рис. 1) поместим в геоцентр O.

В этой системе положение спутника будем задавать его радиусом-вектором $\mathbf{r}$, скорость - вектором $\mathbf{V}$, а ускорение - вектором $\mathbf{a}$:

$$\mathbf{r} = \left(x, y, z\right)^T; \tag{1}$$

$$\mathbf{V} = \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \dot{\mathbf{r}} = \left(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}\right)^T = \left(V_x, V_y, V_z\right)^T; \tag{2}$$

$$\mathbf{a} = \ddot{\mathbf{r}} = \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = \left(\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}\right)^T \tag{3}$$

Точками над символами обозначается дифференцирование по времени, то есть одна точка - производная первого порядка, две точки - производная второго порядка и т. д.

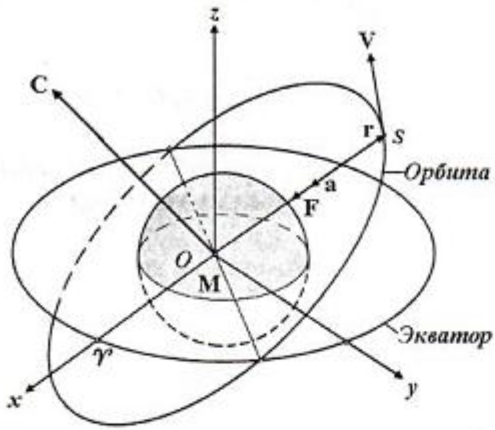


Рис. 1. Геометрия точек в задаче двух тел

Центральное гравитационное поле Земли характеризуется потенциалом

$$U = \frac{\mu}{r}, \tag{4}$$

вызывающим в движении спутника ускорение, равное по абсолютной величине

$$\frac{dU}{dr} = -\frac{\mu}{r^2}, \tag{5}$$

где μ - геоцентрическая гравитационная постоянная, а r - расстояние спутника от геоцентра. Вектор ускорения $\mathbf{a} = \ddot{\mathbf{r}}$, который, как и вектор силы $\mathbf{F}$, направлен по радиусу-вектору к центру масс Земли, получаем путем умножения на единичный вектор $\mathbf{r}/r$, то есть

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu \mathbf{r}}{r^3} \tag{6}$$

Полученное дифференциальное уравнение описывает невозмущенное, или Кеплерово, движение. Уравнение (6) в координатной форме записывается в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений 2-го порядка:

$$\left.\begin{aligned}\ddot{x} &= -\frac{\mu x}{r^3}\\ \ddot{y} &= -\frac{\mu y}{r^3}\\ \ddot{z} &= -\frac{\mu z}{r^3}\end{aligned}\right\} \qquad (7)$$

Уравнение (6) или уравнение (7) должны иметь шесть независимых постоянных интегрирования, которые позволяли бы вычислять на любой момент положение и скорости спутника. Рассмотрим первые интегралы, определяющие закономерности невозмущенного движения.

1. Векторный интеграл площадей:

$$\mathbf{C} = \mathbf{r} \times \mathbf{V} \qquad (8)$$

Постоянный вектор $\mathbf{C}$ является вектором кинетического момента спутника (рис. 1), направленным по нормали к плоскости орбиты, а его компоненты C_x, C_y, C_z являются проекциями кинетического момента на координатные оси. Вектор $\mathbf{C}$ задаёт ориентировку плоскости орбиты в пространстве. Орбитальное движение происходит в плоскости, проходящей через центр, а сама орбита является плоской кривой.

2. Интеграл энергии:

$$h = V^2 - \frac{2\mu}{r}, \qquad (9)$$

где h - постоянная энергии. Умножение уравнения (9) на $m/2$ дает:

$$\frac{hm}{2} = \frac{mV^2}{2} - \frac{m\mu}{r}, \qquad (10)$$

откуда видно, что полная энергия, равная сумме кинетической и потенциальной энергий, остается постоянной.

3. Векторный интеграл Лапласа:

$$-\lambda = \mathbf{C} \times \mathbf{V} + \frac{\mu \cdot \mathbf{r}}{r}. \qquad (11)$$

Постоянный вектор λ называется вектором Лапласа. Он находится в плоскости орбиты и направлен в ближайшую к центральному телу точку орбиты спутника π, называемую перигеем (рис. 2 и 3). Противоположная ему, наиболее удаленная от геоцентра точка орбиты, называется апогеем α, а соединяющая их линия $\alpha\pi$ называется линией апсид. Линия, по которой пересекаются плоскости экватора и орбиты, называется линией узлов (рис. 2 и 3). В восходящем узле орбиты ☊ спутник пересекает плоскость экватора, переходя из южного полушария небесной сферы в северное. В нисходящем узле ☋ спутник переходит из северного полушария в южное.

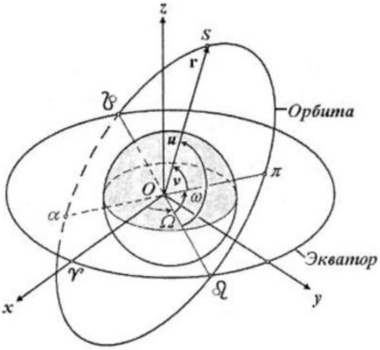


Рис. 2. Орбита в пространстве

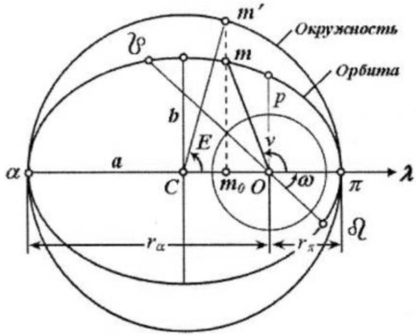


Рис. 3. Орбита в плоскости орбиты

Первые интегралы (семь параметров) связаны соотношениями:

$$\lambda^2 = C^2 h + \mu^2 \tag{12}$$

$$\mathbf{C} \times \boldsymbol{\lambda} = 0 \tag{13}$$

Это говорит о том, что среди этих 7 постоянных независимыми являются только 5.

От постоянных интегрирования уравнений движения $\mathbf{C}$, $\boldsymbol{\lambda}$, h обычно переходят к другим постоянным параметрам, по которым можно вычислять координаты и скорости спутника на любой момент времени в инерциальной системе отсчета. Их называют элементами орбиты. По своему назначению элементы орбиты обычно делят на три группы. К первой группе относят элементы, характеризующие размеры и форму орбиты. Это большая полуось a (см. рис. 3.3) и эксцентриситет орбиты e:

$$a = -\frac{\mu}{h}; \;\; e = \frac{\lambda}{\mu} \tag{14}$$

К этой же группе элементов относятся: фокальный параметр p, малая полуось b, радиусы орбиты спутника в перигее r_π, апогее r_a (см. рис. 3.3):

$$p = C^2 / \mu = a \cdot \left(1 - e^2\right)$$

$$b = a \cdot \sqrt{1 - e^2}$$

$$r_\pi = p / (1 + e) \quad , \qquad (15)$$

$$r_a = p / (1 - e)$$

а также период обращения и среднее движение:

$$P = \frac{2\pi}{n} = 2\pi \sqrt{a^3 / \mu}; \qquad (16)$$

$$n = \sqrt{\mu / a^3}. \qquad (17)$$

Периодом обращения спутника P вокруг центрального тела называется промежуток времени между моментами двух последовательных прохождений через произвольную точку орбиты. Среднее движение n интерпретируется как средняя угловая скорость движения спутника.

Элементы второй группы задают ориентировку орбиты в пространстве. Они связаны с векторными интегралами площадей и Лапласа. К этим элементам относятся:

- наклонение i,
- долгота Ω,
- аргумент перигея ω (см. рис. 2).

Наклонением называют угол между плоскостью экватора и плоскостью орбиты. Его можно вычислить по формуле:

$$i = \arccos \frac{C_z}{C}. \qquad (18)$$

Очевидно, что $0 \le i \le \pi$. Орбиты с наклонением, равным 0^0 или 180^0, называют экваториальными, а с наклонением 90^0 - полярными. Орбиты с $0^0 < i < 90^0$ называют орбитами с прямым движением спутника, а с $90^0 < i < 180^0$ - орбитами с обратным движением спутника (по отношению к направлению вращения Земли).

Долготой орбиты называется угол Ω, отсчитываемый в плоскости экватора от направления на точку весеннего равноденствия γ (нуль-пункта небесной системы координат) до направления на восходящий узел орбиты ☊. Долготу определяют по формуле:

$$\Omega = arctg\frac{C_y}{-C_x}. \tag{19}$$

Аргументом перигея называется угол ω между направлениями на восходящий узел и на перигей, отсчитываемый по направлению движения спутника:

$$\omega = arctg\frac{\lambda_z C}{C_x\lambda_y - C_y\lambda_x}. \tag{20}$$

Для долготы и аргумента перигея справедливо: $0 \le \Omega \le 2\pi$, $0 \le \omega \le 2\pi$.

Элементы третьей группы задают положение спутника на орбите. Оно устанавливается с помощью момента прохождения перигея t_π или любой из аномалий (обычно истинной или средней) с указанием эпохи t.

Истинной аномалией ν (см. рис. 2 или 3) называется угол между направлениями на перигей и на спутник, отсчитываемый в сторону движения спутника:

$$tg\nu = \frac{C\mathbf{r}\dot{\mathbf{r}}}{x\lambda_x + y\lambda_y + z\lambda_z}. \tag{21}$$

Средняя аномалия M представляет собой угол от направления на перигей до направления на некоторое фиктивное положение спутника, движущегося равномерно по орбите:

$$M = n\left(1 - t_\pi\right). \tag{22}$$

Уравнение для средней аномалии иногда называют динамическим интегралом, в котором содержится шестая независимая постоянная интегрирования - момент прохождения перигея t_π.

Для связи истинной и средней аномалии вводится **эксцентрическая аномалия** E. Чтобы ее показать, вокруг орбитального эллипса описывается окружность с центром в точке C - геометрическом центре эллипса, с радиусом, равным его большой полуоси а (см. рис. 3). Через положение спутника - точку m - проводится перпендикуляр к большой полуоси mm_0 до пересечения с окружностью в точке m'. Соединяются точки C и m'. Угол E, отсчитываемый при центре эллипса от направления на перигей до направления на точку m', называется **эксцентрической аномалией**. Истинная и эксцентрическая аномалии связаны соотношением:

$$tg\frac{E}{2}=\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}tg\frac{\nu}{2}, \qquad (23)$$

а средняя и эксцентрическая аномалии связаны уравнением Кеплера:

$$M=E-e\cdot\sin E. \qquad (24)$$

Часто используется угол от направления на восходящий узел до направления на спутник, называемый **аргументом широты** u:

$$tgu=\frac{zC}{yC_x-xC_y}. \qquad (25)$$

Аргумент широты, истинная аномалия и аргумент перигея связаны соотношением:

$$u=\omega+\nu. \qquad (26)$$

Существует множество других систем элементов. Приведенные здесь параметры $a,e,i,\Omega,\omega,t_\pi$ называют Кеплеровыми элементами орбиты. Все вышеперечисленные параметры сведены в таблицу в приложении А.

Законы движения спутника вокруг центрального тела были получены И. Кеплером в начале XVII в. Выведенные вначале для вращающихся вокруг Солнца планет, они оказались пригодными для всех других тел, поскольку в их основе лежит закон всемирного тяготения.

1-й закон Кеплера. Движение спутника вокруг притягивающего тела всегда происходит по коническому сечению (окружности, эллипсу, параболе, гиперболе, прямой), в одном из фокусов которого находится притягивающий центр. Закон выражается с помощью уравнения орбиты, имеющего вид:

$$r=\frac{p}{1+e\cdot\cos\nu}. \qquad (27)$$

В зависимости от величины эксцентриситета, различают орбиты в виде окружности ($e=0$), эллипса ($0<e<1$), параболы ($e=1$), гиперболы ($e>1$) и прямой ($e=\infty$).

Для описания 2-го закона Кеплера потребуется ввести понятие **секториалъной скорости** $\dot{S}$. Это площадь, описываемая радиусом-вектором спутника за единицу времени. Она связана со скалярной константой площадей C:

$$\dot{S}=\frac{C}{2}. \tag{28}$$

Площадь, описываемую радиусом-вектором спутника за промежуток времени $t-t_0$, можно получить в виде определенного интеграла:

$$S=\int_{t_0}^{t}\frac{C}{2}dt=\frac{C}{2}\left(t-t_0\right), \tag{29}$$

что является математической записью 2-го закона Кеплера: за равные промежутки времени радиус-вектор спутника описывает равные площади (рис. 4). Вследствие этого, линейная скорость движения спутника по орбите в перигее $\mathbf{V}_\pi$ больше, чем скорость в апогее $\mathbf{V}_a$.

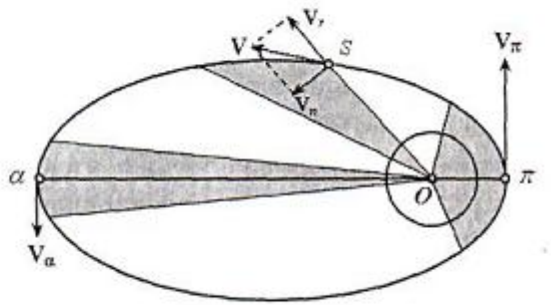


Рис. 4. Скорости спутника и 2-й закон Кеплера: выделенные площади орбиты описываются радиусом-вектором за равные промежутки времени

3-й закон Кеплера формулируется следующим образом: квадраты периодов обращения спутников пропорциональны кубам больших полуосей. Математическое выражение для него получается из формулы (16). Если у центрального тела (Земли) имеется два спутника, соответственно, с периодами P_1, и P_2 и с большими полуосями a_1 и a_2, то для квадратов их периодов можно записать:

$$P_1^2 = \frac{(2\pi)^2 a_1^3}{\mu}, \quad P_2^2 = \frac{(2\pi)^2 a_2^3}{\mu},$$

а отношение этих выражений дает формулу 3-го закона Кеплера:

$$\frac{P_1^2}{P_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3} \tag{30}$$

Однако Кеплеровские элементы дают лишь приближенное описание орбиты спутника. Во-первых, массы внутри Земли распределены неравномерно. Во-вторых, на движение спутника влияет сопротивление земной атмосферы. В-третьих, необходим учет светового давления солнечных лучей. В-четвертых, нужно учитывать притяжение Луны и Солнца и др. Влияние этих сил на движение ИСЗ мало по сравнению с силой притяжения Земли. Они называются возмущающими силами, а движение спутника с учетом их воздействия — возмущенным движением. Основным источником возмущений является первый фактор. Если учитывать только первую зональную гармонику в разложении гравитационного потенциала Земли (она описывает сжатие Земли с полюсов), то окажется, что в основном изменяется ориентация орбиты в пространстве, а форма и размеры орбиты остаются постоянными. За один оборот долгота восходящего узла ☊ и аргумент перигея ω изменяются на

$$\Delta ☊ = -0,58^{\circ} \left(\frac{R_0}{a}\right)^2 \cos^2\left(\left(\frac{i}{1-e^2}\right)^2\right),$$

$$\Delta\omega = 0,29^{\circ} \left(\frac{R_0}{a}\right)^2 \frac{5\cos^2 i - 1}{\left(1-e^2\right)^2},$$

где $R_0 = 6378,14$ км — экваториальный радиус.

Эти выражения, в первом приближении определяющие поправки к долготе восходящего узла ☊ и аргументу перигея ω, позволяют уточнить положение орбиты в абсолютной системе координат.

Спутник, движущийся в земной атмосфере, испытывает аэродинамическое торможение, зависящее от плотности атмосферы на высоте полета, от скорости спутника, площади его поперечного сечения и массы. Возмущение орбиты за счет аэродинамического торможения содержит регулярную и нерегулярную составляющие. К регулярным возмущениям приводит суточный эффект (ночью, т.е. в конусе земной тени, плотность атмосферы на данной высоте меньше, чем днем). Движение воздушных масс, влияние потоков заряженных частиц, выбрасываемых Солнцем, приводят к нерегулярным возмущениям. Для природоведческих спутников сопротивление атмосферы играет заметную роль только при низких орбитах; при высоте перигея более 500—600 км возмущающее ускорение от неравномерности распределения масс превышает на два порядка и более ускорение от торможения в атмосфере.

При высоте перигея от 500 – 600 до нескольких тысяч километров к основному возмущающему фактору добавляется давление солнечного света (вместо сопротивления атмосферы). Влияние этого давления проявляется в дополнительных малых периодических возмущениях элементов орбиты. Если же спутник движется так, что регулярно попадает в конус земной тени, то имеют место также и небольшие постоянные изменения элементов. Но ускорение за счет давления света на несколько порядков меньше возмущающего ускорения за счет основного фактора. Еще слабее влияние притяжения Луны и Солнца.

Зная орбитальные элементы, можно предсказать время прохождения спутника над тем или иным районом, направить антенну приемной станции на спутник, выполнить географическую привязку изображений, полученных с помощью спутника. Существуют модели движения спутников по орбите, учитывающие все основные возмущающие силы. Они позволяют с высокой точностью предсказывать значения орбитальных элементов на многие месяцы вперед. Орбитальные элементы постоянно корректируются по данным сети радиолокационных станций и станций оптического наблюдения (для низколетящих спутников корректировка может производиться несколько раз в день).

Чтобы определить время прохождения спутника над тем или иным районом Земли, найти углы поворота антенны приемной станции в направлении на спутник, необходимо перейти от абсолютной системы координат в систему, связанную с Землей и учитывающую ее движение.

Для примера, спутники для дистанционного зондирования Земли запускают в основном на круговые орбиты. Малое значение эксцентриситета орбиты такого спутника, равное $e = 0{,}0008831$, достаточно типично. Спутник пролетает над различными участками Земли на одинаковой высоте, что обеспечивает равенство условий съемки. В этом случае Справедливо соотношение

$$m\frac{V^2}{R} = \frac{\gamma m M}{R^2}.$$

В левой части стоит центробежная сила, справа — сила притяжения спутника к Земле. Здесь:

m – масса спутника;

V – скорость его на орбите;

$M = 5{,}976 \cdot 10^{27}$ г – масса Земли;

$R = R_0 + H$ – расстояние между спутником и центром Земли;

$R_0 = 6370$ км – радиус Земли;

H – высота спутника над поверхностью Земли;

γ – гравитационная постоянная.

Таким образом, $V = \sqrt{\frac{\gamma M}{R}}$, период обращения спутника $T = \frac{2\pi R}{V}$.

Скорость перемещения подспутниковой точки по поверхности Земли $V_З$ может быть определена по формуле $V_З = \frac{V R_0}{R}$.

В таблице 1 приведены выражения для расчета скорости движения спутника в поле тяготения небесного тела для различных типов орбит.

Таблица 1 – Скорость спутника, движущегося по различным орбитам

Типы орбит	Эксцентриситет e	Скорость V движения в поле тяготения небесного тела
Эллиптическая	$0 < e < 1$	$\sqrt{\frac{\gamma M}{R}} < V < \sqrt{\frac{2\gamma M}{R}}$
Круговая	$e = 0$	$V = \sqrt{\frac{\gamma M}{R}}$
Параболическая	$e = 1$	$V = \sqrt{\frac{2\gamma M}{R}}$
Гиперболическая	$e > 1$	$V > \sqrt{\frac{2\gamma M}{R}}$

Пусть $H = 1000$ км, тогда $R = 7370$ км. Используя приведенные формулы, находим, что скорость на орбите $V = 7{,}35$ км/с, $V_3 = 6{,}35$ км/с, период обращения $T = 105$ мин.

1. Некоторые сведения о типах орбит

Орбиты в задаче двух тел являются коническими сечениями [3]. Определения элементов и параметров орбит приведены в таблице 1.

Движение космического аппарата может происходить по окружности, эллипсу, параболе или гиперболе. На рис. 5 все траектории приведены к одной точке.

Тип орбиты определяется величиной эксцентриситета *e*.

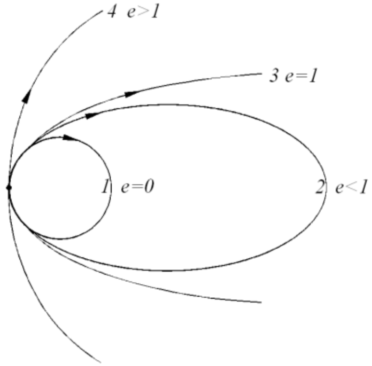


Рис. 5 Типы орбит
(1 – круговая, 2 - эллиптическая, 3 – параболическая,
4 – гиперболическая)

Ниже представлено описание видов земных орбит и примеры спутниковых систем.

1.1.Низкая околоземная орбита

Низкая круговая орбита (Low Earth Orbit (LEO)) характеризуется относительно коротким периодом обращения спутника и высотой орбиты. Типичная LEO является эллиптической или, чаще, круговой, с высотой меньше 2000 км над поверхностью Земли. Период орбиты лежит в диапазоне от 90 минут до 2 часов. Радиус зоны покрытия спутника связи в LEO располагается между 3000 и 4000 км. Время, в течение которого пользователь наблюдает спутник, равняется 20 минутам. Для глобальной системы связи при использовании данного вида орбит требуется большое количество спутников, расположенных на нескольких орбитах в различных плоскостях. Когда спутник, обслуживающий конкретного потребителя, выходит из зоны видимости, он должен передать информацию к последующему спутнику в той же самой орбите или соседней. Вследствие высокой скорости полёта спутника в LEO относительно наблюдателя на Земле, спутниковые системы, используя низкие орбиты должны справляться с большими Доплеровскими сдвигами. Спутники в LEO также подвержены значительному торможению атмосферой, что является причиной уменьшения высоты орбиты и, как следствие, времени жизни спутника.

Примеры больших систем LEO – глобальная цифровая система персональной связи Globalstar (48+8 спутников в 8 плоскостях орбиты в 1400 км) и система спутниковой связи Iridium (66+6 спутников в 6 плоскостях орбиты в 780 км).

1.2.Средняя околоземная орбита

Средние околоземные орбиты (Medium Earth Orbit (MEO)) имеют высоты порядка 10000 км. У таких типов орбит апогей и перигей равны. Период у такой орбиты составляет приблизительно семь часов. Максимальное время, в течение которого спутник в орбите MEO виден наблюдателю на Земле, определяется несколькими часами. Глобальная система связи, используя этот тип орбиты, требует относительно немного спутников с орбитами в двух - трех плоскостях, чтобы достигнуть глобального покрытия. Системы MEO работают так же как и системы LEO. Однако в системах MEO передача является менее частой, а задержка и затухание сигнала при распространении в свободном пространстве больше. Примерами MEO систем является система связи Inmarsat-P (10 спутников в 2 наклонных плоскостях в 10 355 км), и глобальная система связи Odyssey (12 спутников в 3 наклонных плоскостях, также в 10 355 км).

1.3.Эллиптическая орбита

Эллиптическая орбита (Highly Elliptical Orbit (HEO)) обычно имеет высоту перигея около 500 км и апогея до высоты 50000 км. Орбита наклонена на 63.4 градуса для оказания услуг коммуникаций пользователям, расположенных в высоких северных широтах. Период движения спутника изменяется от 8 до 24 часов. Вследствие высокого эксцентриситета орбиты, спутник около двух третьих орбитального периода находится около апогея и в это время кажется почти неподвижным наблюдателю на Земле. Затухание и задержка сигналов при распространении в свободном пространстве для этого типа орбиты сопоставимы с затуханием и задержкой для геосинхронных спутников. Примеры систем HEO:

- Русская система Molniya, которая использует три спутника в трех 12-часовых орбитах, отделенных на 120 градусов вокруг Земли, с апогеем 39850 км и перигеем 500 км.
- предложенная система Loopus, которая использует три спутника на трех восьмичасовых орбитах, разнесенных на 120 градусов вокруг Земли, с апогеем 39117 км и перигеем 1238 км.
- предложенная система Archimede Европейского космического агентства (ESA), использует так называемый "M. HEO" с восьмичасовыми орбитами разнесенными на 120 градусов каждая. Обеспечивает покрытие крупных населенных регионов (таких как Европа, Дальний Восток и Северная Америка).

1.4.Геосинхронные и геостационарные орбиты

Геосинхронная орбита определена как орбита с периодом звездных суток (1436.1 минут). Геостационарная орбита (GEO) - частный случай геосинхронной орбиты с нулевым наклонением и нулевым эксцентриситетом, то есть, экваториальная, круговая орбита с высотой 35786 км. Спутник на геостационарной орбите кажется неподвижным для наблюдателя, находящегося на поверхности Земли. Практически, у геосинхронной орбиты обычно есть небольшие ненулевые значения для наклонения и эксцентриситета, заставляя спутник описывать в небе петлю в виде восьмерки. Зона обслуживания геосинхронного спутника покрывают почти одну треть поверхности Земли (до 75 градусов южной и северной широт), поэтому глобальное покрытие достигается только с тремя спутниками. Недостаток геосинхронного спутника в системе речевой связи – задержка по времени передачи сигнала в прямом и обратном направлении составляет приблизительно 250 миллисекунд. Примером системы связи, расположенной на GEO, служит телекоммуникационная российская система Экспресс (орбитальные позиции спутников (10 КА) распределены от 14° з.д. до 145° в.д.).

1.5.Полярная орбита

Плоскость полярной орбиты наклонена почти на 90 градусов к экваториальной плоскости, пересекая Северный и Южный полюса. Таким образом, один спутник, расположенный на полярной орбите, в принципе способен обеспечить покрытие всего Земного шара, хотя есть длительные периоды, в течение которых спутник находится вне поля зрения наземной станции. Доступность может быть улучшена через развертывание двух или более спутников в различных полярных орбитах.

Наиболее мелкие системы LEO используют полярные или околополярные орбиты. Пример - морская система поиска и спасения COSPAS-SARSAT, которая использует восемь спутников на околополярных орбитах: четыре спутника SARSAT, двигающихся на 860-километровых орбитах с наклонением 99 градусов (которое делает их гелиосинхронными), и четыре спутника COSPAS, двигающихся на 1000-километровых орбитах с наклонением в 82 градуса.

1.6.Гелиосинхронная орбита

В Солнечно-синхронной или гелиосинхронной орбите, угол между плоскостью орбиты и Солнцем остается постоянным, что приводит к выгодным световым условиями для спутника. Это может быть достигнуто корректным выбором высоты орбиты, эксцентриситета и наклонения, производя прецессию орбиты (вращение точки пересечения) приблизительно на 1 градус в восточном направлении каждый день, равный кажущемуся движению Солнца. Спутник в гелиосинхронной орбите пересекает экватор и каждую широту в одно и то же время каждый день. Поэтому этот тип орбиты выгоден для спутника наблюдения Земли, так как это обеспечивает постоянные условия освещённости.

Рекомендуемая литература

1. Кашкин В.Б., Сухинин А.И. Дистанционное зондирование Земли из космоса. Цифровая обработка изображений: Учебное пособие. – М.:- Логос, 2001. – 264 с.

2. Антонович К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. В 2 т. Т. 1. Монография / К.М. Антонович; ГОУ ВПО «Сибирская государственная геодезическая академия». – М.: ФГУП « Картгеоцентр», 2005. – 334 с.

3. Дудко Б.П. Космические радиотехнические системы: учебн. пособие / Б.П. Дудко. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2007. – 291 с.

4. Вопросы тестового контроля

1. Условия баллистического полета:

1) наличие тяги двигателя, 2) наличие начальной скорости, 3) отсутствие сопротивления атмосферы, 4) отсутствие подъемной силы.

2. Траектория ИСЗ определяется:

1) как линия равной скорости, 2) линия равных координат, 3) линия перемещения ИСЗ, 4) плоскость движения ИСЗ.

3. Баллистическая ракета движется в плоскости стрельбы по траектории в форме:

1) окружности, 2) параболы, 3) эллипса, 4) гиперболы.

4. При первой космической скорости ИСЗ движется по орбите:

1) круговой, 2) параболической, 3) эллиптической, 4) гиперболической.

5. При второй космической скорости ИСЗ движется по траектории:

1) круговой, 2) параболической, 3) эллиптической, 4) гиперболической.

6. При третьей космической скорости ИСЗ движется относительно Земли по орбите:

1) круговой, 2) параболической, 3) эллиптической, 4) гиперболической.

7. Элемент орбиты «наклонение орбиты» — это:

1) угол наклона плоскости орбиты к плоскости эклиптики,
2) угол наклона орбиты к плоскости экватора Земли,
3) угол наклона большой оси орбиты к плоскости эклиптики,
4) угол наклона большой оси орбиты к плоскости экватора Земли.

8. Долгота восходящего узла — это элемент орбиты, определяемый:

1) как угол между орбитой и плоскостью экватора,
2) угол между большой осью орбиты и плоскостью экватора,
3) угол поворота плоскости орбиты относительно северного направления в плоскости экватора,
4) угол поворота плоскости орбиты относительно оси x геоцентрической системы координат в плоскости экватора.

9. Аргумент перигея — это элемент орбиты, определяемый:

1) как угол между осью x геоцентрической системы координат и направлением перигея орбиты,

2) угол между осью y геоцентрической системы координат и направлением на перигей орбиты,

3) угол между линией узлов и направлением на перигей орбиты,

4) угол между направлением на ИСЗ и направлением на перигей орбиты.

10. Для полета к Луне нужна скорость по сравнению со второй космической скоростью:

1) равная, 2) меньшая, 3) большая, 4) вопрос не имеет смысла.

11. Для полетов к Марсу скорость (по сравнению со скоростью Земли) должна быть:

1) большей,3) равной,

2) меньшей, 4) вопрос не имеет смысла.

12. Для полета к Венере скорость (по сравнению со скоростью Земли) должна быть:

1) большей,3) равной,

2) меньшей, 4) вопрос не имеет смысла.

13. В связанных с ИСЗ системах координат центр располагается;

1) в центре симметрии, 3) в носовой точке,

2) в центре масс, 4) за пределами ИСЗ.

14. В географической системе координат центр находится:

1) в центре Земли, 3) на Северном полюсе,

2) на экваторе, 4) не существует.

15. Какое из условий не подходит для запуска геостационарного спутника:

1) период обращения 24 ч,

2) высота около 40000 км,

3) направление вращения на запад,

4) направление вращения на восток?

16. Период обращения ИСЗ:

1) увеличивается с увеличением высоты перигея,

2) уменьшается с увеличением высоты перигея,

3) не зависит от высоты перигея.

17. Геостационарный спутник с Северного полюса (высота наблюдателя нулевая):

1) виден всегда, 2) не виден никогда,

3) виден один раз в сутки,

4) виден в зависимости от расположения его точки стояния.

18. Какое время будет существовать ИСЗ на круговой орбите высотой 150 км:

1) 1 сутки, 2) 30 суток, 3) 360 суток, 4) постоянно?

19*. Период обращения ИСЗ на круговой орбите высотой 350 км равен:*

1) 50 мин, 2) 100 мин, 3) 500 мин, 4) 1000 мин.

5. Задание на выполнение работы

1. Запустите программу STK, щёлкнув по ярлыку STKv6 на рабочем столе.
2. В главном меню программы выберите **File → New**, тем самым создав новый сценарий.

5.1. Низкие земные орбиты

1. В **Insert Menu** кликните New, выберите иконку **Satellite** из **Object Catalog** и кликните Insert (рис. 5). В открывшемся окне **Orbit Wizard** нажмите кнопку Cancel, закрыв его. Переименуйте спутник, нажав на надпись *Satellite 1* в **Object Browser** правой кнопкой и выбрав в всплывающем конкретном меню *Rename*, в LEO (рис. 6).

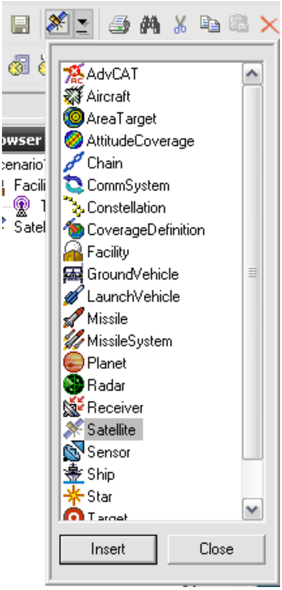


Рисунок 5

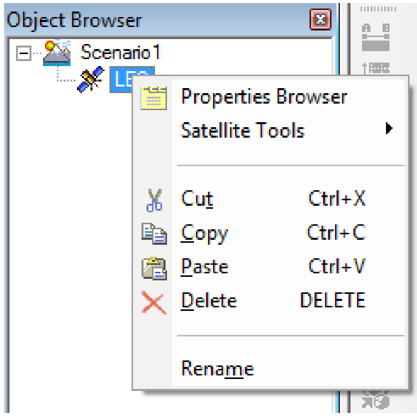


Рисунок 6

2. Нажав правой кнопкой, выберите **Properties Browser** (рис. 6).
3. На вкладке ***Basic/Orbit*** установите следующие параметры (также см. прил. Б):

Поле	**Значение**
Propagator	J4 Perturbation
Start Time	1 Jan 2000 00:00:00.00
Stop Time	2 Jan 2000 00:00:00.00
Step Size	1 minute
Orbit Epoch	1 Jan 2000 00:00:00.00
Coordinate Type	Classical
Coordinate System	J2000
Period	90 minutes
Eccentricity	0.0
Inclination	28.5 deg

Argument of Perigee	0.0 deg
RAAN	0.0 deg
True Anomaly	0.0 deg

4. Когда закончите, кликните Apply. Проекция орбиты на Земную поверхность (трек) представлена в окне **2D Graphics** (рис. 7). В окне **3D Graphics** отображен вид на Землю из космоса.

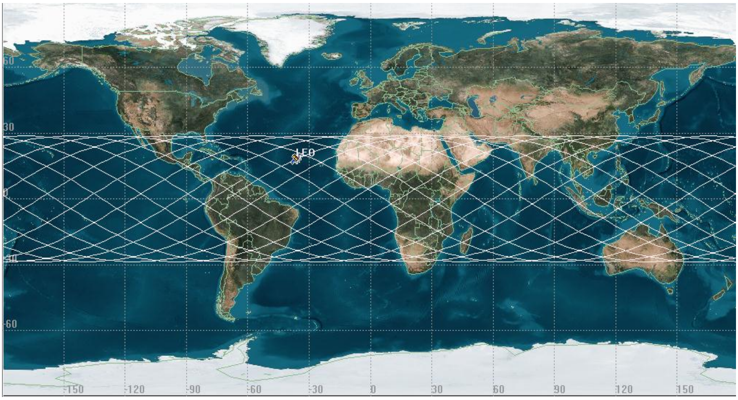


Рисунок 7

5.2. Средние земные орбиты

1. Вставьте новый спутник. Назовите его MEO.
2. Задайте следующие параметры орбиты:

Поле	**Значение**
Propagator	J4 Perturbation
Start Time	1 Jan 2000 00:00:00.00
Stop Time	2 Jan 2000 00:00:00.00
Step Size	1 minute
Orbit Epoch	1 Jan 2000 00:00:00.00
Coordinate Type	Classical
Coordinate System	J2000
Apogee Altitude	10,000 km
Perigee Altitude	10,000 km
Inclination	15 deg
Argument of Perigee	0.0 deg
RAAN	0.0 deg
True Anomaly	0.0 deg

5.3. Высокоэллиптичные земные орбиты

1. Создайте новый спутник. В окне мастера **Orbit Wizard** кликните кнопку Next.

2. Выберите в выпадающем списке *Orbit Selection* параметр *Molniya*. Далее последовательно кликайте по кнопке Next и Finish (рис. 8).

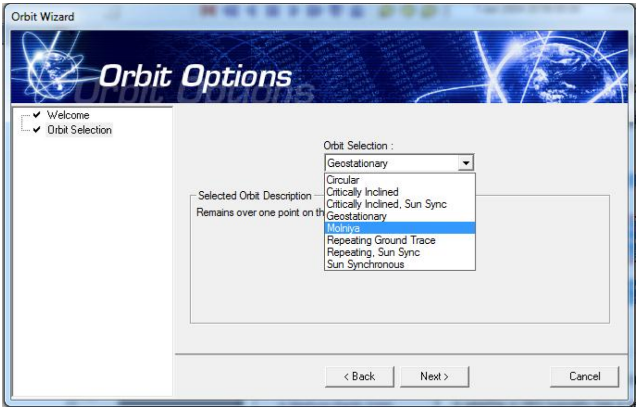


Рисунок 8

3. Переименуйте спутник в HEO. Теперь посмотрите на получившиеся треки (рис. 9) и формы орбит (рис. 10).

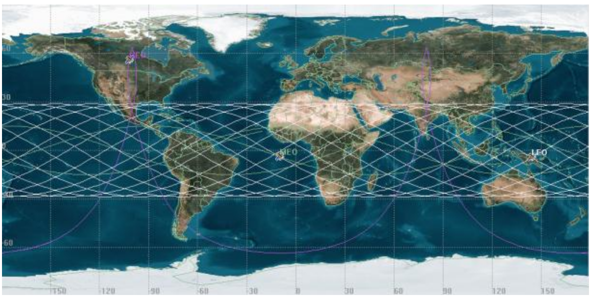


Рисунок 9

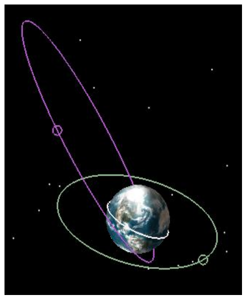


Рисунок 10

5.4. Геостационарные орбиты

1. Вставьте новый спутник. В окне **Orbit Wizard** нажимайте кнопку Next. В списке *Orbit Selection* выберите *Geostationary*. Кликните Next снова. В следующем окне установите значение

параметра *Subsatellite Longitude* равным -80 deg и снова щелкните Next. Далее кликните Finish.

2. Появившемуся спутнику присвойте имя GEO.

5.5. Выяснить различия между типами орбит

1. Кликните по кнопке  в панели анимации для начала воспроизведения анимации сценария. Посмотрите в окнах **2D Graphics** и **3D Graphics** на движение спутников по орбитам. Щёлкните кнопку возврата  для завершения.
2. Откройте страницу **Basic/Orbit** для разных спутников. Измените некоторые параметры для элементов орбит и посмотрите, как изменяются формы орбит. Возвратите всем спутникам их начальные значения, когда закончите.
3. Оцените скорость движения спутника.
4. Определите какой промежуток времени находится спутник над произвольно выбранной территорией.
5. Проведите вышеописанные операции для всех типов орбит.

6. Содержание отчета

1. Описание орбитальных элементов.
2. Описание типов орбит.
3. Результаты моделирования спутниковых орбит различных типов.
4. Выводы.

Приложение А

Описание элементов орбит

Элемент	Описание
Большая полуось	Половина главной оси *a* эллипса АВ
Малая полуось	Половина главной оси *b* эллипса АВ
Апогей (апоцентр)	Наиболее удаленная точка орбиты *A* от центра

	Земли.
Перигей (перицентр)	Ближайшая точка орбиты *П* к центру Земли
Радиус апогея	Расстояние f, измеренное от центра Земли к точке апогея *А*
Радиус перигея	Расстояние q, измеренное от центра Земли к точке перигея *П*
Высота апогея	Расстояние d, измеренное от "поверхности" Земли (теоретическая сфера с радиусом приравнивают к экваториальному радиусу Земли) до точки апогея *А*
Высота перигея	Расстояние c, измеренное от "поверхности" Земли (теоретическая сфера с радиусом приравнивают к экваториальному радиусу Земли) до точки перигея *П*
Период	Продолжительность обращения спутника по орбите вокруг Земли
Среднее движение	Количество витков, совершаемых спутником по орбите вокруг Земли за солнечные сутки
Эксцентриситет	Отношение фокусного расстояния к большой полуоси. Эксцентриситет характеризует «сжатость» орбиты.
Наклонение	Угол i между плоскостью орбиты и плоскостью экватора Земли
Восходящий узел	Точка ☊, в которой плоскость орбиты пересекает плоскость экватора Земли при движении спутника с юга на север
Нисходящий узел	Точка ☋ пересечения плоскости орбиты с плоскостью экватора Земли при движении спутника с севера на юг
Линия узлов	Прямая ☊☋, по которой плоскость орбиты пересекается с плоскостью экватора Земли
Аргумент перигея	Угловое расстояние ω, отсчитываемое от восходящего узла в плоскости орбиты до перигея орбиты
Долгота восходящего узла	Угол Ω между восходящим узлом и точкой весеннего равноденствия, отсчитываемым против часовой стрелки, если смотреть со стороны Северного полюса
Истинная аномалия	Угол *ПGS* называется *истинной аномалией* ν в момент t_0

Эксцентрическая аномалия	Угол *ПОР* называется *эксцентрической аномалией E* в момент t_0
Средняя аномалия	Угловое расстояние от перицентра спутника движущегося с постоянной угловой скоростью, равной среднему движению

Приложение Б

Перевод английских терминов STK

Размер и форма орбиты

Параметр	Перевод
Semimajor Axis	Большая полуось
Apogee/Perigee Radius	Радиус Апогея/Перигея
Apogee/Perigee Altitude	Высота Апогея/Перигея
Period	Период
Mean Motion	Среднее Движение
Eccentricity	Эксцентриситет

Ориентация орбиты

Параметр	Перевод
Inclination	Наклонение
RAAN	Долгота Восходящего узла
Argument of Perigee	Аргумент Перигея
Lon. Ascn. Node	Наземная долгота восходящего узла

Местоположение спутника

Параметр	Перевод
True Anomaly	Истинная Аномалия
Mean Anomaly	Средняя Аномалия
Eccentric Anomaly	Эксцентрическая Аномалия
Argument of Latitude	***Аргумент Широты*** **–** Сумма Истинной Аномалии и Аргумента Перигея
Time Past AN	***Время прошлого восходящего узла*** **–** Прошедшее время, начиная с последнего пересечения восходящего узла.
Time Past Perigee	***Время прошлого перигея*** **–** Прошедшее время начиная с последнего прохождения перигея.