

Министерство образования Республики Беларусь  
Учреждение образования  
«Белорусский государственный университет  
информатики и радиоэлектроники»

Кафедра сетей и устройств телекоммуникаций

## ***МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ***

Методические указания  
к лабораторной работе  
по курсу «Сетевые технологии и сигнализация  
в системах телекоммуникаций»  
для студентов специальности 1-45 01 03  
«Сети телекоммуникаций»  
всех форм обучения

Минск 2006

УДК 621. 391. 2 (075. 8)  
ББК 32. 811 я 73  
М 54

Составители:  
И.И. Астровский, А.Л. Земляков

**Модели** движения космических аппаратов: Метод. указ. к лаб.  
М 54 работе по курсу «Сетевые технологии и сигнализация в системах телекоммуникаций» для студ. спец. 1-45 01 03 «Сети телекоммуникаций» всех форм обуч. / Сост. И.И. Астровский, А.Л. Земляков. – Мн.: БГУИР, 2006. – 16 с.: ил.

Рассматриваются системы координат, виды траекторий, модели и уравнения движения космических аппаратов.

Лабораторная работа выполняется на персональной ЭВМ в диалоговом режиме. Программа составлена в соответствии с современными требованиями к программному продукту и обеспечивает необходимый сервис и защиту от неправильных действий пользователя.

Может быть использована студентами при изучении курсов, связанных с цифровой обработкой сигналов в системах подвижной связи.

УДК 621. 391. 2 (075. 8)  
ББК 32. 811 я 73

© Астровский И.И., Земляков А.Л.,  
составление, 2006  
© БГУИР, 2006

## Лабораторная работа

### «Модели движения космических аппаратов»

Цель работы: изучение систем координат, видов траекторий, моделей и уравнений движения космических аппаратов.

#### 1. Теоретические сведения

##### 1.1. Кеплеровская модель движения космических аппаратов

Определение с помощью спутниковых радионавигационных систем (СРНС) в любой момент времени координат и вектора скорости потребителя возможно только тогда, когда на этот момент времени потребителю известны координаты и составляющие вектора скорости спутников системы. Для этого излучаемые навигационные сигналы модулируются сообщениями о параметрах движения спутников. В аппаратуре потребителя происходит выделение этих сообщений и определение координат спутников на нужный момент времени.

Координаты и составляющие вектора скорости спутников меняются очень быстро. Поэтому сообщения о параметрах движения спутников содержат сведения не об их координатах, а информацию о параметрах некоторой модели, аппроксимирующей траекторию движения космических аппаратов (КА) на достаточно большом интервале времени (примерно 1 ч). Параметры аппроксимирующей модели меняются достаточно медленно, и их можно считать постоянными на интервале аппроксимации. Состав параметров аппроксимирующей модели определяет и состав навигационных сообщений спутников. Поэтому модель движения, принимаемая в системе для расчета траекторий движения КА, является одним из основных понятий, необходимых для изложения принципов ее функционирования.

Самой простой моделью движения КА является кеплеровская модель. В этой модели учитывается единственная сила притяжения, образуемая центральным полем тяготения Земли. Движение КА, задаваемое кеплеровской моделью, происходит в фиксированной плоскости. Если в этой плоскости определить полярную систему координат, то в ней уравнение кеплеровской траектории может быть записано в виде

$$r(t) = \frac{p}{1 + e \cos v(t)}, \quad (1)$$

где  $r(t)$  – модуль;  $v(t)$  – аргумент вектора, определяющего положение КА в полярной системе; вектор  $r(t)$  называют радиус-вектором КА, аргумент  $v(t)$  – истинной аномалией КА;  $p$  – фокальный параметр;  $e$  – эксцентриситет орбиты.

Как видно из выражения (1), кеплеровская траектория описывается коническим сечением, вид которого зависит от величины эксцентриситета  $e$ : при  $0 \leq e < 1$  траектория КА является эллипсом; при  $e = 1$  она превращается в параболу, при  $e > 1$  – в гиперболу. У этих видов траекторий ось симметрии проходит через фокус конического сечения, которая называется главной фокальной осью. Фокальная ось используется в качестве оси полярной системы координат. На рис. 1 показана эллиптическая орбита КА с фокальной осью. Точка траектории, наиболее близко расположенная к притягивающему центру, называется перигеем, а точка, наиболее удаленная, – апогеем траектории.

На рис. 1 обозначено:  $X, Y, Z$  – оси неподвижной экваториальной геоцентрической системы координат;  $\xi, \eta, \zeta$  – оси неподвижной орбитальной геоцентрической системы координат;  $\Omega$  – прямое восхождение восходящего узла орбиты;  $\omega$  – угловое расстояние перигея от узла;  $i$  – наклонение плоскости орбиты к плоскости экватора;  $\gamma$  – точка весеннего равноденствия.



Рис. 1. Эллиптическая орбита КА

Формула (1) задает координаты КА в полярной системе как функции истинной аномалии  $v(t)$ . Для определения положения КА в каждый момент времени необходимо найти связь между истинной аномалией  $v(t)$  и временем  $t$ . В кеплеровской модели такая связь задается уравнением Кеплера, которое для эллиптической орбиты имеет вид

$$t - \tau = \frac{a^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}} (E - e \sin E), \quad (2)$$

где  $a$  – большая полуось эллипса,  $a = \frac{P}{1 - e^2}$ ;  $E$  – эксцентрисическая аномалия;  $\tau$  – момент времени прохождения КА через перигей орбиты;

$\mu$  – гравитационный параметр Земли, равный  $398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ . Соотношения между  $r, v, P, E$  показаны на рис.2.



Рис. 2. Соотношения между  $r, v, P, E$

Решив уравнение (2) относительно  $E$  для заданного момента времени  $t$ , значение  $\cos v(t)$  находят по формуле:

$$\cos v(t) = \frac{\cos E(t) - e}{1 - e \cos E(t)}. \quad (3)$$

Если элементы  $e, \tau, a$  дополнить величинами, характеризующими положение плоскости орбиты относительно неподвижной геоцентрической системы координат  $X Y Z$ , то такая совокупность величин будет полностью определять кеплеровское движение КА.

## 1.2. Траектории движения космических аппаратов

### 1.2.1. Системы координат

Траектории полета КА имеют активные участки, на которых работают двигатели, и пассивные, на которых двигатели не работают. При полете КА активные и пассивные участки могут чередоваться. Точки траектории, в которых выключаются двигатели, называются граничными.

Вывод КА на орбиту, переход с одной орбиты на другую, сближение и стыковка нескольких КА, снижение и посадка на поверхность происходят на активных участках полета. Снижение и посадка на поверхность Земли и других планет, имеющих плотную атмосферу, возможны также при неработающих двигателях за счет аэродинамических свойств КА и примене-

ния специальной парашютной системы. Формы траектории и продолжительности активных участков различны в зависимости от решаемых КА задач.

Основную часть времени полета КА находится на пассивных участках траектории. При движении по ним действующие на КА силы известны с относительно высокой точностью. Поэтому в первом приближении можно считать, что траектории пассивного полета являются детерминированными и определяются начальными параметрами движения КА в граничных точках.

Для описания движения КА обычно используют инерциальную систему координат с началом, расположенным в центре основного поля тяготения, в котором происходит полет КА. При рассмотрении движения КА в пределах земного тяготения используется геоцентрическая система, при полете вокруг Луны, планет или Солнца – соответственно селено-, плането- или гелиоцентрическая система. На рис. 3 приведена геоцентрическая экваториальная система координат  $OzXYZ$ . Начало координат - центр Земли, опорная плоскость – плоскость экватора. Ось  $x$  направлена в точку весеннего равноденствия  $\gamma$ , ось  $z$  проходит через Северный полюс, а ось  $y$  направлена так, чтобы система координат была правой. Точка весеннего равноденствия находится на линии пересечения эклиптики (плоскости орбиты Земли) с плоскостью экватора Земли. Через эту точку центр Солнца 21 марта переходит из южной половины небесной сферы в северную.

Геоцентрической экваториальной декартовой системе координат соответствует сферическая экваториальная система, в которой положение точки определяется радиусом-вектором  $\rho$  и углами:  $\delta$  – склонения и  $\alpha$  – прямого восхождения. Декартовы координаты связаны со сферическими соотношениями

$$x = \rho \cos \delta \cos \alpha, \quad y = \rho \cos \delta \sin \alpha, \quad z = \rho \sin \delta. \quad (4)$$

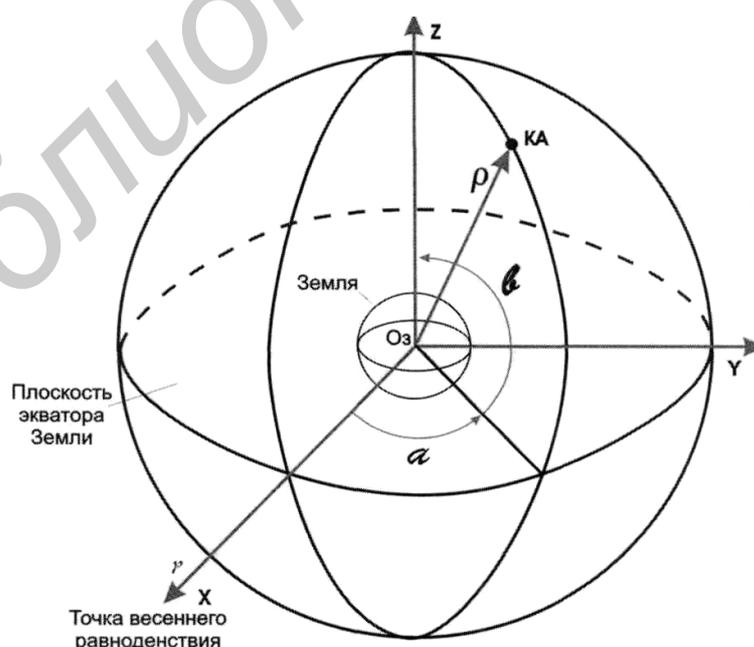


Рис. 3. Геоцентрическая экваториальная система координат

Уравнения орбитального движения КА упрощаются при переходе к орбитальной системе координат, т.е. при описании движения в плоскости. Геоцентрическая орбитальная система  $O_3x_\omega y_\omega z_\omega$  изображена на рис. 4. Начало координат – центр Земли, опорная плоскость - плоскость орбиты КА. Ось  $y_\omega$  направлена в точку перигея (перигеем называется ближайшая к центру Земли точка орбиты); ось  $x_\omega$  располагается в плоскости орбиты и направлена в сторону движения в перигее; ось  $z_\omega$  дополняет систему до правой. Положение этой системы координат относительно геоцентрической системы  $O_3xyz$  определяется тремя углами: наклоном орбиты  $i$ , аргументом перигея  $\omega$  и долготой восходящего узла  $\Omega$  (перевернутая  $\Omega$  – нисходящий узел).

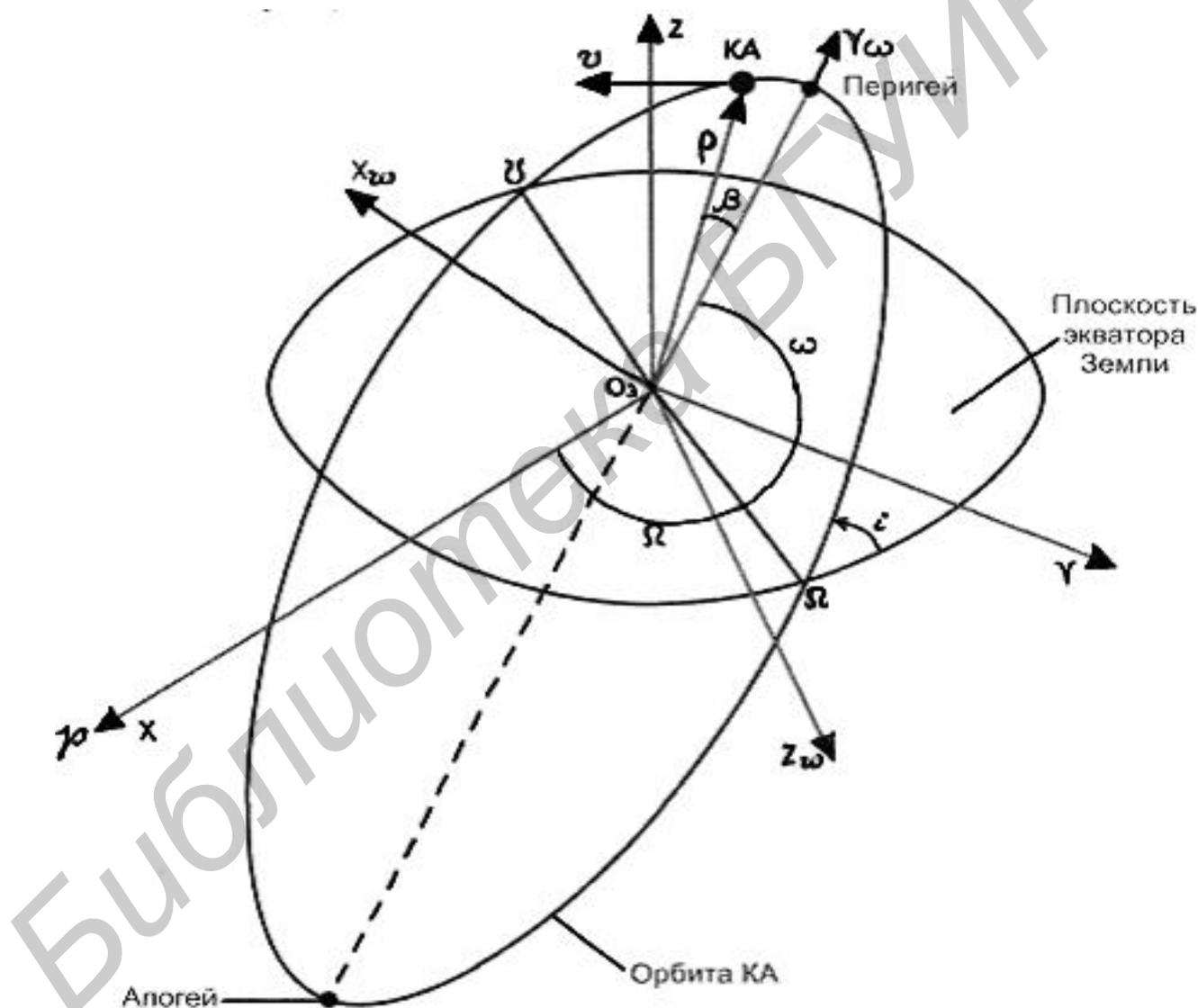


Рис. 4. Геоцентрическая орбитальная система координат

Положение КА в плоскости орбиты описывается радиусом-вектором  $\rho$  и углом  $\beta$ , отсчитываемым от направления на перигей.



с угловой скоростью  $\Omega_3 \approx 15$  град/ч. Линейная скорость их движения составляет (см. рис. 5):

$$V_{\Omega} = r_3 \Omega_3 \cos \varphi \text{ м/с}, \quad (5)$$

где  $r_3$  – расстояние от центра Земли до рассматриваемой точки, т.е. радиус Земли, среднее значение которого приближенно равно 6371 км;  $\rho$  – широта рассматриваемой точки.

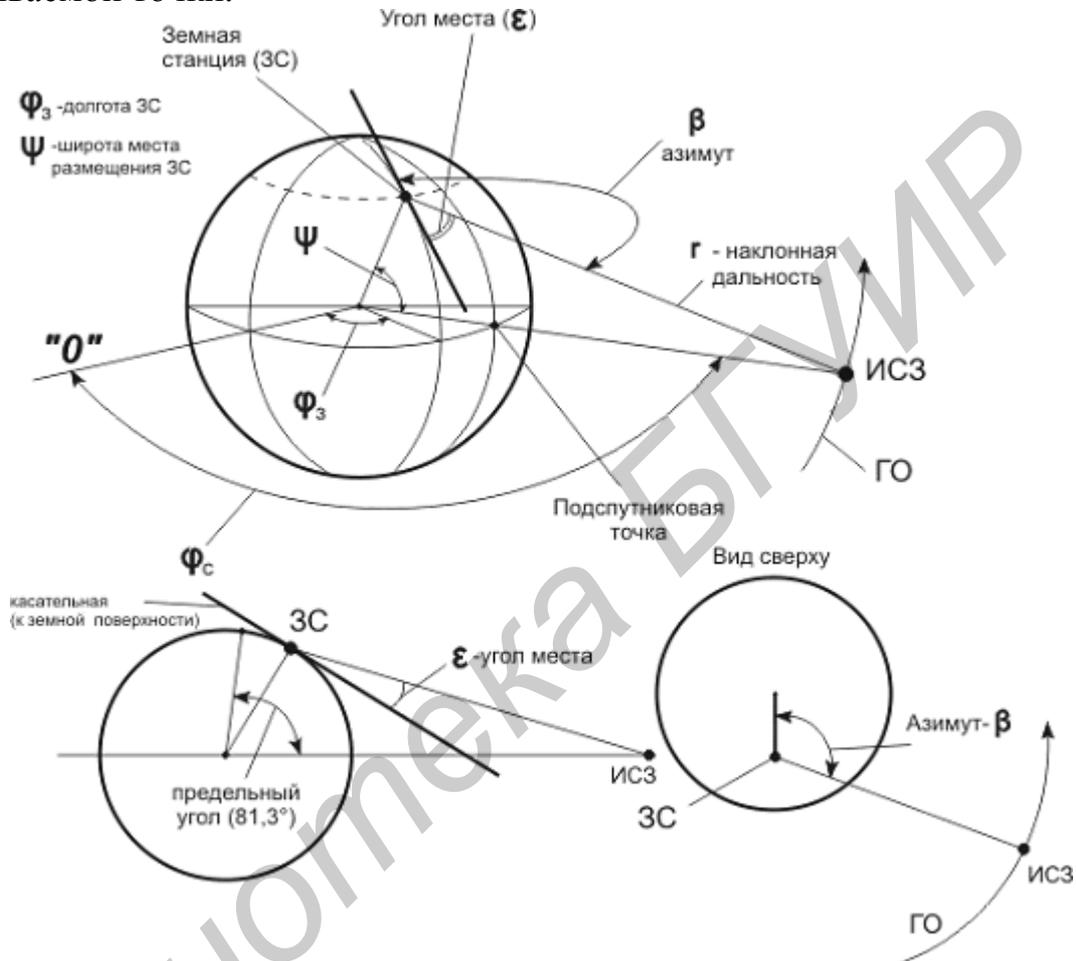


Рис. 6. Измерительная (топоцентрическая) система координат

### 1.2.2. Виды траекторий

Рассмотрим движение КА при запуске с поверхности Земли (рис. 7). Вывод КА на заданную орбиту производится на активном участке АВ. Все КА стартуют вертикально вверх, чтобы по кратчайшему пути преодолеть плотные слои атмосферы. Затем автономная инерциальная система управления, изменяя угол тангажа, выводит КА на прямолинейный участок, на котором происходит выключение двигателя. В граничной точке В управление заканчивается. Дальше КА совершает пассивный полет. На рис. 7 изображены три варианта траектории пассивного полета КА: баллистической ракеты (БР), ИСЗ и межпланетного КА.

Уравнение траектории полета КА определяется вторым законом Ньютона. Рассматривая КА в качестве материальной точки, имеем:

$$J = F/m. \quad (6)$$

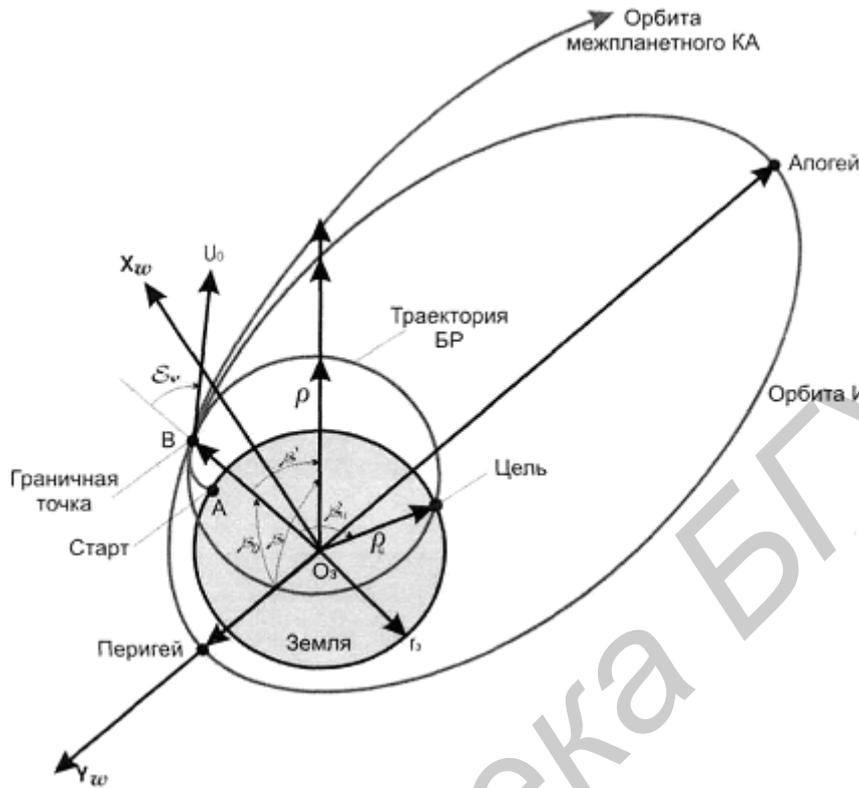


Рис. 7. Траектории КА при старте с поверхности Земли

Здесь  $F$  – результирующий вектор действующих на КА сил;  $J$  – вектор ускорения;  $m$  – масса КА. При пассивном полете КА силу  $F$  удобно представить суммой

$$F = F_G + R = mg + R, \quad (7)$$

где  $F_G$  – сила гравитационного притяжения КА центральным полем Земли ( $F = mg$ );  $g$  – ускорение свободного падения;  $R$  – сумма возмущающих сил, вызванных отличием формы Земли от сферы, сопротивлением атмосферы, влиянием Солнца, Луны и другими причинами. Потенциал гравитационного поля

$$U_0 = k_3/\rho, \quad (8)$$

где  $k_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$  – гравитационный параметр Земли (произведение гравитационной постоянной на массу Земли);  $\rho$  – модуль радиус-вектора точки в геоцентрической экваториальной системе координат.

Ускорение свободного падения, являясь напряженностью гравитационного поля, в геоцентрической декартовой системе координат находится как

$$g = -gradU_0 = -\left(\frac{\delta U_0}{\delta x}i + \frac{\delta U_0}{\delta y}j + \frac{\delta U_0}{\delta z}k\right), \quad (9)$$

где  $i, j, k$  – единичные векторы координатной системы.

Выражение (6) в проекциях на оси геоцентрической декартовой системы координат можно представить в виде

$$\begin{aligned} \frac{d^2x}{dt^2} + \frac{\delta U_0}{\delta x} &= \frac{R_x}{m}; \\ \frac{d^2y}{dt^2} + \frac{\delta U_0}{\delta y} &= \frac{R_y}{m}; \\ \frac{d^2z}{dt^2} + \frac{\delta U_0}{\delta z} &= \frac{R_z}{m}, \end{aligned} \quad (10)$$

где  $R_x, R_y, R_z$  – проекции возмущающих сил на координатные оси.

Для решения системы из трех дифференциальных уравнений второго порядка при известных значениях  $R_x, R_y$  и  $R$ , достаточно шести начальных условий. Такими условиями могут быть три координаты, граничной точки  $x_0, y_0, z_0$  и три составляющих вектора скорости в этой точке  $x_0, y_0, z_0$ . При учете всех возмущающих факторов интегрирование дифференциальных уравнений (10) возможно только численными методами, и производится на ЭВМ.

Аналитически уравнения (10) удастся решить лишь для невозмущенного движения, когда  $R_x=R_y=R=0$ . В этом случае задача определения траектории КА совпадает с кеплеровской задачей определения орбиты небесных тел. Невозмущенный полет КА происходит в плоскости, проходящей через центр Земли и граничную точку. В этой плоскости лежит вектор скорости КА  $v_0$  (см. рис. 7). Движение КА может быть полностью описано в орбитальной плоскости текущими декартовыми координатами  $x_0$  и  $y_0$  или полярными координатами  $\rho$  и  $\beta$ . В орбитальной декартовой системе координат уравнения (10) при невозмущенном движении имеют вид

$$\frac{d^2x_\omega}{dt^2} + \frac{dU_0}{dx_\omega} = 0; \quad \frac{d^2y_\omega}{dt^2} + \frac{dU_0}{dy_\omega} = 0. \quad (11)$$

Переходя к полярным координатам  $\rho$  и  $\beta$ , получаем

$$\rho - \rho\beta^2 + k_3 / \rho^2, \quad (12a)$$

$$d(\rho^2 \beta) / dt = 0. \quad (12b)$$

Если выключение двигателей происходит в момент  $t=t_0$ , то начальными условиями для решения уравнений (12) будут (см. рис. 7)

$$\begin{aligned} \rho(t_0) &= \rho_0, \quad \beta(t_0) = \beta_0; \\ \rho(t_0) &= v_0 \cos \xi_v, \quad \beta(t_0) = v_0 \sin \xi_v / \rho, \end{aligned} \quad (13)$$

где  $\rho_0$  и  $\beta_0$ , – полярные координаты граничной точки;  $v_0$  – начальная скорость КА;  $\xi_v$  – угол между вектором начальной скорости и местной вертикалью.

При запуске КА отсчитывать полярный угол от направления на перигей неудобно, так как перигей орбиты еще не определен. Поэтому вводят  $\beta' = \beta - \beta_0$  и отсчитывают полярный угол от направления на граничную точку (см. рис. 7).

Для определения характеристик орбиты из решения дифференциальных уравнений исключим время. Для уравнений (12) это даст одно соотношение, связывающее координаты  $\rho$  и  $\beta'$ . После соответствующих преобразований получим

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{1 - \cos \beta'}{2\alpha_0 \sin^2 \xi_v} + \frac{\sin(\xi_v - \beta')}{\sin \xi_v}, \quad (14)$$

где

$$\alpha_0 = \frac{\rho_0 v_0^2}{2k_3} = \left(\frac{mv_0^2}{2}\right) \left(\frac{\rho_0}{k_3 m}\right). \quad (15)$$

Параметр  $\rho_0$  представляет собой отношение кинетической энергии КА к потенциальной в граничной точке. Решая уравнение (14) относительно  $\rho$ , получаем

$$\rho = p / [1 + e \cos(\beta + \beta_0)], \quad (16)$$

где

$$p = 2\alpha_0 \rho_0 \sin^2 \xi_v; \quad e^2 = 1 - 2\alpha_0 + 2\alpha_0^2 + (1 - \alpha_0) \cdot 2\alpha_0 \cos 2\xi_v = \alpha_0 \sin 2\xi_v / [1 - \alpha_0 (1 - \cos 2\xi_v)].$$

Выражение (16) совпадает с канонической формой записи конического сечения. Следовательно, орбита КА является коническим сечением с фокальным параметром  $p$ , эксцентриситетом  $e$  и фокусом, расположенным в центре Земли. Размер эксцентриситета определяет характер конического сечения: при  $e = 0$  будет окружность, при  $e < 1$  эллипс, при  $e = 1$  – парабола и при  $e > 1$  – гипербола.

Из выражения для  $e$  получим энергетический критерий для определения характера орбиты. Находим, что КА будет двигаться:

по окружности, если  $\alpha_0 = 1/2$ ,  $\xi_v = 90^\circ$ ;

по эллипсу, если  $\alpha_0 < 1$ ;

по параболе, если  $\alpha_0 = 1$ ;

по гиперболе, если  $\alpha_0 > 1$ .

Определим скорость, которую необходимо сообщить КА для движения по окружности, – первую космическую скорость. Из (15) при  $\alpha_0 = 1/2$  имеем

$$V_1 = \sqrt{k_3 / \rho_0}. \quad (17)$$

Если пренебречь высотой граничной точки и считать, что  $\rho_0 = r_3 \approx 6371$  км, то из (17) находим  $V_1 \approx 7910$  м/с.

Вторая космическая скорость определяется из условия движения по параболе ( $\alpha_0 = 1$ ):

$$V_{11} = \sqrt{2k_3 / \rho_0}. \quad (18)$$

Если  $\rho_0 = r_3$ , то  $V_{11} = V_1 \sqrt{2} \approx 11200$  м/с.

Кроме первой и второй космических скоростей различают также третью космическую скорость  $V_{III}$ , под которой понимают минимальную скорость, требуемую КА при старте с поверхности Земли для вывода его за пределы Солнечной системы. Эта скорость находится из рассмотрения движения КА в гравитационном поле Солнца с учетом движения Земли:  $V_{III} \approx 16,7$  км/с. Отметим, что при полете КА в сфере действия Солнца, Луны или какой-нибудь планеты уравнение его движения будет аналогично (14). Только в этом случае фокус кривой будет находиться в центре небесного тела, создающего поле тяготения, а вместо величины  $k_3$  необходимо подставить гравитационный параметр этого тела.

Сказанное справедливо в рамках задачи «двух тел», когда на движение КА основное влияние оказывает тяготение одного небесного тела. Но такое рассмотрение оказывается возможным только в первом приближении. При полете ИСЗ, баллистических ракет и антиракет определяющим является гравитационное поле Земли, а при полете межпланетных КА – последовательно гравитационные поля Земли, Солнца, и на заключительном участке – планеты назначения. В отличие от этого движение КА, направляемых к Луне, необходимо рассматривать в рамках задачи «трех тел», поскольку на движение КА существенное влияние оказывает одновременно действие гравитационных полей Земли и Луны.

Из всех траекторий КА наиболее интересны эллиптические (в частном случае – круговые) и гиперболические траектории.

По эллиптическим траекториям движутся искусственные спутники планет, Луны, Солнца, а также баллистические ракеты. По гиперболическим траекториям происходит движение КА, входящего в сферу действия поля тяготения небесного тела (Земли, Луны и т. д.) или выходящего из нее.

Рассмотрим подробнее эллиптические траектории КА. Для конкретности остановимся на траектории ИСЗ. Как было показано ранее, траектория любого КА описывается уравнениями (10) и при невозмущенном движении полностью определяется шестью параметрами – начальными условиями в граничной точке. Эллиптическую траекторию задают также и с помощью других шести величин, которые называют элементами орбиты. Большая полуось  $a$  и эксцентриситет  $e$  определяют размеры и форму эллипса в плоскости орбиты, аргумент перигея создает ориентацию эллипса в этой плоскости, а наклонение орбиты  $i$  и долгота восходящего узла  $\Omega$  показывают ориентацию плоскости орбиты в геоцентрической системе координат (см. рис. 4). Шестой элемент необходим для определения положения ИСЗ на орбите. В качестве его часто используют время  $t_{II}$  прохождения спутником точки перигея.

Уравнение движения ИСЗ (16) в орбитальной системе координат можно выразить через элементы орбиты  $a$  и  $e$ . Так как фокальный параметр  $p$  можно представить в виде  $p = a \cdot (1 - e^2)$ , с учетом  $\beta = \beta' + \beta_0$  имеем

$$\rho = \frac{p}{1 + e \cos \beta} = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \beta}, \quad (19)$$

где полярный угол  $\beta$  называется истинной аномалией.

При эллиптическом движении координаты ИСЗ  $p$  и  $\beta$  не выражаются в виде явных функций времени. Поэтому для их связи с временем вводят вспомогательные величины: эксцентрическую аномалию  $E$  и среднюю аномалию  $\mu$ , которые связаны соотношениями:

$$\mu = \sqrt{k_3}(t - t_{II}) / a^{3/2}, \quad (20 \text{ а})$$

$$E = e \sin E = \mu, \quad (20 \text{ б})$$

$$\cos \beta = (\cos E - e) / (1 - e \cos E) \quad (20 \text{ в})$$

При известных величинах  $a$ ,  $e$  и  $t_{II}$  с помощью (19) и (20) находят  $p$  и  $\beta$  для любого момента времени  $t$ .

## 2. Последовательность выполнения лабораторной работы

Запустите программу и ознакомьтесь с основными теоретическими сведениями по данной лабораторной работе. После изучения теории нажмите кнопку **Приступить к выполнению лабораторной** и дайте ответ на предложенные Вам вопросы. Результаты тестирования представлены в виде таблицы со списком номеров вопросов и результатами ответов (“правильно”, или “неправильно”) на каждый из них и цифровым выражением количества правильных ответов.

## 3. Содержание отчета

1. Титульный лист.
2. Список вопросов, указанных в лабораторной работе, с вашими ответами.
3. Анализ результатов и выводы.

## Литература

1. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. – М.: ЭКО-Трендз, 2000.
2. Шабров О.В. Спутниковые системы радионавигации. – Мн.: БГУИР, 2000.
3. Сетевые спутниковые радионавигационные системы/В.С. Шебшаевич и др.; Под ред. И.С. Шебшаевича. – 2-е изд. Радио и связь, 1993.
4. Боккер П. ISDN. Цифровая сеть с интеграциями служб. Понятия, методы, системы: Пер. с нем. – М.: Радио и связь, 1991.
5. Титтель Э., Джеймс С., Пискителло Д., Пфайфер Л. ISDN. Просто и доступно. – М.: Изд-во Лорд, 1999.
6. Росляков А.В. Цифровые системы коммутации. – М.: ОКО-Трендз, 1999.
7. Росляков А.В.. Общеканальная система сигнализации N7. – М.: ОКО-Трендз, 1999.
8. Гольдштейн Б.С. Сигнализации в сетях связи. – М.: Радио и связь, 1999.
9. Гольдштейн Б.С. Протоколы сети доступа. – М.: Радио и связь, 1999.

10. Лихтциндер Б.Я., Кузякин М.А., Росляков А.В., Фомичев С.М. Интеллектуальные сети связи. – М.: ЭКО-Трендз, 2000.
11. Крестьянинов С.В., Полканов Е.И., Шнепс-Шнеппе М.А. Интеллектуальные сети и компьютерная телефония. – М.: Радио и связь, 2001.
12. Кульгин М.Ю. Технология корпоративных сетей. Энциклопедия. – СПб, 2000.
13. Олифер В.Г., Олифер Н.А. Компьютерные сети. Принципы, технологии, протоколы. – СПб.: 2000.
14. Назаров А.Н., Симонов М.В. АТМ технология и практика измерений. – М.: ОКО-Трендз, 1999.
15. Бакланов И.Г. ISDN FRAME RELEY: технология и практика измерений. – М.: ОКО-Трендз, 1999.
16. Якубайтис Э.А. Открытые информационные сети. – М.: Радио и связь, 1991.
17. Бакланов И.Г. Технология измерений в первичной сети: Ч. 1 и 2. – М.: ОКО-Трендз, 1999.
18. Бакланов И.Г. Методы измерений в системах связи. – М.: ОКО-Трендз, 1999.
19. Саммерс Ч., Дюнц Б. Высокоскоростное цифровое соединение с сетью ИНТЕРНЕТ. – М.: Радио и связь, 1998.
20. Чуров Е.П. Спутниковые системы радионавигации. – М.: Сов. радио, 1977.
21. Алишев Я.В. Основы построения телекоммуникационных систем и сетей: Учебное пособие: Ч. 2. Волоконно-оптические интегральные и интеллектуальные сети связи. – Мн.: БГУИР, 1996.
22. Безир Х., Хойнер П., Кетлер Г. Цифровая коммутация: Пер. с нем. – М.: Радио и связь, 1984.
23. Лутов М.Ф., Жарков М.А., Юнаков П.А. Квазиэлектронные и электронные АТС. 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1988.
24. Бологов И.Ф., Гуан Т.И. Электронно-цифровые системы коммутации: Учебное пособие для вузов. – М.: Радио и связь, 1985.
25. Беллами Дж. Цифровая телефония: Пер.с англ. – М.: Радио и связь, 1986.

Учебное издание

**Астровский** Иван Иванович,  
**Земляков** Алексей Леонидович

## **МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Методические указания  
к лабораторной работе по курсу «Сетевые технологии и сигнализация  
в системах телекоммуникаций»  
для студентов специальности 1-45.01.03 «Сети телекоммуникаций»  
всех форм обучения

Ответственный за выпуск И.И. Астровский

---

Подписано в печать  
Гарнитура «Таймс».  
Уч.-изд. л. 0,9.

Формат 60x84 1/16.  
Печать ризографическая.  
Тираж 100 экз.

Бумага офсетная.  
Усл. печ. л.  
Заказ 169.

---

Издатель и полиграфическое исполнение: Учреждение образования  
«Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники»  
ЛИ №02330/0056964 от 01.04.2004. ЛП №02330/0131518 от 30.04.2004.  
220013, Минск, П. Бровка, 6