

ема, так как процессы регистрации и обработки проходят неравномерно. Размер буфера обычно обратно пропорционален производительности РС и, кроме того, он зависит от объема имеющегося ОЗУ.

3. *Модуль записи* должен обеспечивать регистрацию (сохранение) телеметрической информации на носителе по мере ее накопления в буфере. Прием и регистрация — это задачи с высшим приоритетом.

4. *Модуль обработки* телеметрической информации предназначен для преобразования входной информации к виду, удобному для дальнейшего анализа. Обработку телеметрической информации необходимо производить с минимальными потерями времени. Сама обработка должна представлять собой гибкую, легко изменяемую структуру.

5. *Модуль конфигурации* обеспечивает взаимосвязь между работой программы и оператором РС. При этом необходимо обеспечить минимальный ввод данных пользователем, тем самым уменьшая возможность допустить ошибку с его стороны, а также организовать контроль за вводимой оператором информацией.

6. *Буфер накопления* обработанной телеметрической информации необходим в связи с тем, что информация обычно передается кадрами различного объема, при этом для дальнейшего анализа информации необходим полный образ одного или нескольких таких кадров.

7. *Модуль записи* обработанной информации. Обеспечивает сохранение обработанной телеметрической информации и тем самым дает возможность

распределить информацию между потребителями.

8. *Модуль контроля*. При обработке большого объема информации оператору РС очень трудно, а иногда невозможно уследить за изменением всех телеметрических параметров. Поэтому процесс контроля должен быть, по возможности, автоматизирован.

9. *Буфер отображения*. В одном потоке телеметрической информации могут находиться телеметрические параметры с различной частотой поступления. Буфер отображения обеспечивает синхронизацию потоков выводимых данных.

На основе нового алгоритма построения программ регистрации, обработки и контроля телеметрической информации разработан ряд программных продуктов. В процессе эксплуатации этого программного обеспечения можно было отметить такие моменты, как надежность приема и регистрации, новые функциональные возможности, оперативный контроль, управляемость, качественная визуализация, возможность дальнейшей обработки и анализа телеметрической информации.

TELEMETRY INFORMATION REGISTRATION, PROCESSING AND CONTROL

A. L. Makarov, A. V. Khrapach

This article is connected with the methodology of software development for registration, processing and control of telemetry information for working stations based on Intel Pentium processor.

УДК 629.783:621.396.2

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ АНАЛИЗА УГЛОВЫХ РАССТОЯНИЙ МЕЖДУ СПУТНИКАМИ, ВИДИМЫМИ ИЗ НАЗЕМНОГО ПУНКТА

© Н. В. Попова, С. В. Якуба, В. А. Ларин, Т. В. Лабуткина

Дніпропетровський національний університет

Пропонуються математичні моделі, зручні для аналізу кутових відстаней між напрямками на супутники зв'язку, видимі з наземного пункту. Моделі придатні для розв'язування завдань, що виникають при проєктуванні наземних станцій супутникового зв'язку з гостронаправленими антенами.

В настоящее время активно используются низкоорбитальные спутниковые системы связи. Широкие перспективы в этой области открывает применение остроунаправленных антенн, которые могут быть

установлены либо на ретрансляционных станциях, либо на станциях индивидуальных пользователей. При связи с нестационарным спутником остроунаправленная антенна должна быть наведена на него

и изменять ориентацию оси диаграммы направленности по мере движения спутника. Направление на спутник задается двумя углами, например азимутом A и углом места γ .

Для решения ряда задач, возникающих при проектировании наземных станций спутниковой связи с остро направленными антеннами, актуально исследование угловых расстояний между направлениями на спутники, видимые из наземного пункта. Это необходимо, в частности, при создании программ переключения со спутника на спутник во время сеанса связи, при анализе возможности взаимных радиопомех между спутниками одной системы (помехи могут возникнуть, если в область диаграммы направленности антенны попадает более одного спутника), при оценке точности программного наведения наземной антенны (в этом случае рассматривается угловое расстояние между направлениями на реальное и прогнозируемое положение спутника).

В данной статье предложена математическая модель, удобная для решения этого класса задач. В ее основу положена известная модель орбитального движения спутника [1], в которой возмущающие силы могут быть учтены с интересующей исследователя точностью. При этом определяются координаты спутника в геоцентрической экваториальной системе, затем выполняется переход к координатам географической системы и далее — к координатам пунктовой топоцентрической системы. Азимут $A(t)$ и угол места $\gamma(t)$ в момент времени t находятся через координаты пунктовой топоцентрической системы (x_m, y_m, z_m):

$$\gamma(t) = \arccos \left(\frac{\sqrt{x_m(t)^2 + z_m(t)^2}}{\sqrt{x_m(t)^2 + y_m(t)^2 + z_m(t)^2}} \right),$$

$$A(t) = \arctg \left(\frac{z_m(t)}{x_m(t)} \right).$$

Так как нас интересуют только интервалы видимости спутника (для них $\gamma(t) > 0$ и $y_m(t) > 0$), то функции $A(t)$ и $\gamma(t)$ могут быть заменены функциями $A(t)_и$ и $\gamma(t)_и$, в которых значения азимута и угла места на отрезках времени, когда спутник не виден из пункта связи, полагаются равными нулю:

$$A_u(t) = \begin{cases} 0 & \text{при } y(t)_m \leq 0, \\ A(t) & \text{при } y(t)_m > 0, \end{cases}$$

$$\gamma_u(t) = \begin{cases} 0 & \text{при } y(t)_m \leq 0, \\ \gamma(t) & \text{при } y(t)_m > 0. \end{cases}$$

Если значения $A(t)_и$ и $\gamma(t)_и$ рассматривать как координаты декартовой системы (рис. 1), где по оси

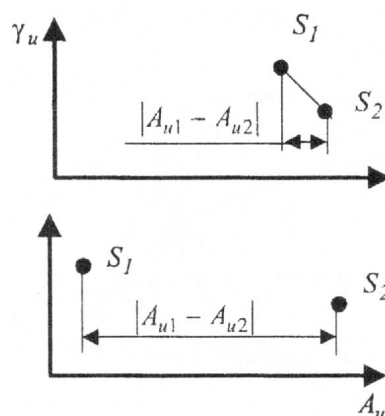


Рис. 1. Направления на спутники S_1 и S_2 , заданные азимутом A и углом места γ : а — случай $|A_{u1} - A_{u2}| < \pi$, б — случай $|A_{u1} - A_{u2}| > \pi$

абсцисс откладываются значения $A(t)_и$ (от 0 до 360°), а по оси ординат — значения $\gamma(t)_и$ (от 0 до 90°), то направления на спутники S_1 и S_2 определяются точками на описанной выше декартовой плоскости. Расстояние между точками декартовой плоскости находятся на основе выражения

$$l_1(t) = \sqrt{(A_{u1}(t) - A_{u2}(t))^2 + (\gamma_{u1}(t) - \gamma_{u2}(t))^2},$$

которое верно в случае, показанном на рис. 1, а.

Однако, так как азимут и угол места — угловые величины, если модуль разности координат по азимуту больше 180° ($|A_{u1}(t) - A_{u2}(t)| > 180^\circ$), то за расстояние по азимуту между направлениями на спутники S_1 и S_2 принимается значение $(360^\circ - |A_{u1}(t) - A_{u2}(t)|)$ (рис. 1, б). В этом случае угловое расстояние между направлениями на спутники находится на основе выражения

$$l_2(t) = \sqrt{(360^\circ - |A_{u1}(t) - A_{u2}(t)|)^2 + (\gamma_{u1}(t) - \gamma_{u2}(t))^2}.$$

Таким образом, угловое расстояние $L(t)$ между направлениями на спутники S_1 и S_2 определяется следующим образом:

$$L(t) = \begin{cases} l_1(t) & \text{при } |A_{u1}(t) - A_{u2}(t)| \leq 180^\circ, \\ l_2(t) & \text{при } |A_{u1}(t) - A_{u2}(t)| > 180^\circ. \end{cases}$$

Для анализа описанных выше задач часто удобно выбрать такое расположение наземного пункта связи, при котором интересующий исследователя спутник космического сегмента виден из этого пункта в момент времени t_u . При этом требуют рассмотрения

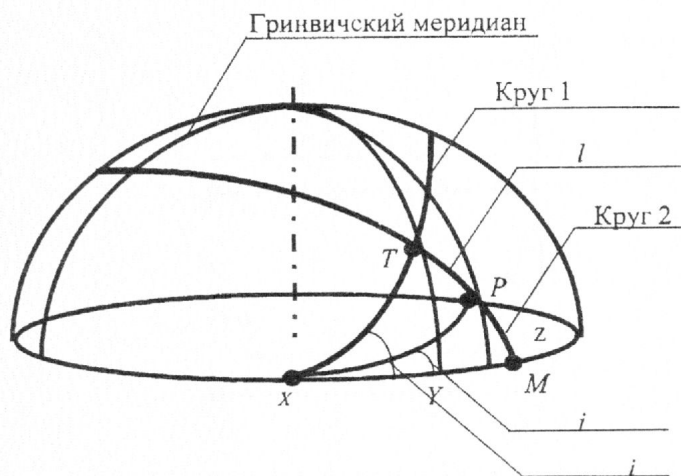


Рис. 2. Расположение пункта связи на заданном расстоянии от трассы спутника

случаи различной удаленности пункта связи от трассы спутника.

Предложен следующий подход к выбору координат пункта связи для этих целей. Составляется уравнение трассы спутника [2] — определяются географическая широта $\varphi_{\text{тр}}(t)$ и долгота $L_{\text{тр}}(t)$ проекции точки положения спутника на земную сферу. Если необходимо исследовать интервал видимости, на котором максимум значений углов места близок к 90° в момент времени t_u , то координаты наземного пункта могут быть выбраны на трассе в этот момент времени, т. е. географические широта и долгота точки расположения пункта соответственно равны $\varphi = \varphi_{\text{тр}}(t_u)$, $L = L_{\text{тр}}(t_u)$.

Если есть необходимость исследовать интервалы видимости, при которых углы места относительно невелики, то есть случай, когда пункт связи удален от трассы спутника, то координаты его в момент времени t_u могут быть выбраны следующим образом. Рассмотрим два больших круга земной сферы (рис. 2). Круг 1 проходит через точку трассы спутника с координатами $L_{\text{тр}}(t_u)$ и $\varphi_{\text{тр}}(t_u)$, а угол между плоскостью этого круга и плоскостью экватора равен наклону орбиты i . Круг 2 также проходит через точку с координатами $L_{\text{тр}}(t_u)$ и $\varphi_{\text{тр}}(t_u)$, его плоскость перпендикулярна к плоскости круга 1. Будем полагать, что пункт связи расположен на круге 2 на расстоянии, задаваемом угловой величиной дуги l , отсчитываемой от точки с координатами $L_{\text{тр}}(t_u)$ и $\varphi_{\text{тр}}(t_u)$ (положительное направление отсчета — в сторону экватора).

Чтобы определить координаты пункта связи L и φ в этом случае, необходимо решить задачу сфери-

ческой тригонометрии. Начальными условиями для ее решения являются географические координаты трассы спутника $L_{\text{тр}}(t_u)$ и $\varphi_{\text{тр}}(t_u)$ в момент времени t_u , наклонение орбиты i и величина дуги l . Координаты пункта связи L и φ могут быть найдены путем следующих последовательных вычислений (в приведенных ниже выражениях использованы обозначения угловых величин сторон сферических треугольников, показанных на рис. 2, а j — обозначение угла сферического треугольника PXM):

$$\hat{X}Y = \arctg(\tg \varphi / \tg i), \quad (1)$$

$$\hat{X}T = \arcsin(\sin \varphi / \sin i), \quad (2)$$

$$\hat{X}P = \arccos(\cos l \cos(\hat{X}T)), \quad (3)$$

$$\hat{T}M = \arctg(\sin(\hat{X}T) \tg i), \quad (4)$$

$$\hat{X}M = \arctg(\tg(\hat{X}T) / \cos i), \quad (5)$$

$$\hat{P}M = \hat{T}M - \hat{T}P, \quad (6)$$

$$j = \arccos \left[\frac{\cos(\hat{P}M) - \cos(\hat{X}M) \cos(\hat{X}P)}{\sin(\hat{X}M) \sin(\hat{X}P)} \right], \quad (7)$$

$$\hat{P}Z = \arcsin(\sin(\hat{X}P) \sin(j)), \quad (8)$$

$$\hat{X}Z = \arctg(\tg(\hat{X}P) \cos j), \quad (9)$$

$$\Delta L = \hat{X}Z - \hat{X}Y, \quad (10)$$

$$\varphi = \hat{P}Z, \quad (11)$$

$$L = L_{\text{тр}}(t_u) \pm \Delta L. \quad (12)$$

Ниже приведены примеры расчетов, полученных с использованием данной модели. Выберем для анализа спутник S_1 со следующими параметрами кеплеровой орбиты: эксцентриситет $e_1 = 0.2$, высота перигея $h_{p_1} = 300$ км, аргумент перигея $\omega_1 = -90^\circ$, долгота восходящего узла $\Omega_1 = 80^\circ$, наклонение орбиты $i_1 = 63.8^\circ$, время прохождения перигея $\tau_1 = 0$ с. Пусть этот спутник должен быть виден из пункта связи в момент времени $t_u = 3000$ с и максимальные значения углов места на его интервале видимости близки к 90° (пункт связи в момент времени t_u расположен на трассе, т. е. $l = 0$). Находим координаты пункта связи $L = L_{\text{тр}}(3000) = 151.4^\circ$, $\varphi = \varphi_{\text{тр}}(3000) = 63.7^\circ$. В этом случае функция $\gamma_{\text{ил}}(t)$ приведена на рис. 3, а, а траектория спутника S_1 на плоскости азимут-угол места — на рис. 3, б. Из представленных данных видно, что

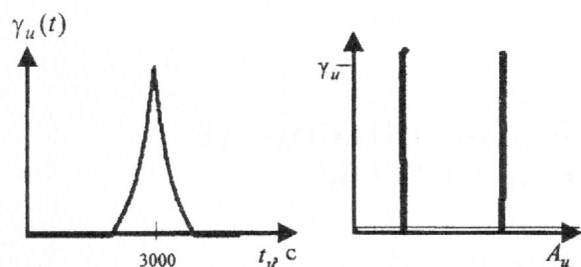


Рис. 3. Результаты, полученные при выборе координат пункта связи на трассе спутника S_1 в момент времени $t_{и} = 3000$ с: а — функция угла места $\gamma_u(t)$, б — траектория спутника в угловых координатах азимута и угла места

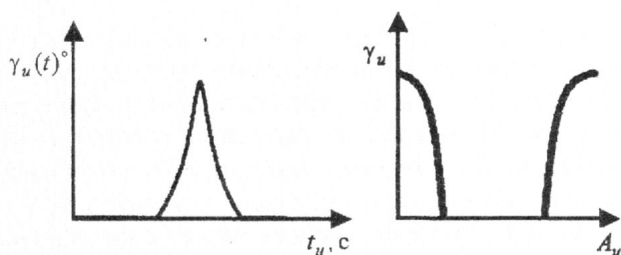


Рис. 4. Результаты, полученные при выборе координат пункта связи для случая видимости спутника S_1 в момент времени $t_{и} = 3000$ с при $l = 4^\circ$: а — функция угла места $\gamma_u(t)$, б — траектория спутника в угловых координатах азимута и угла места

значение $t_{и} = 3000$ приходится примерно на середину интервала видимости, а максимальное значение угла места достигает 90° .

Далее выберем координаты пункта связи, исходя из условия видимости спутника S_1 в момент времени $t_{и} = 3000$ при удалении пункта связи от трассы спутника, характеризуемом $l = 4^\circ$. С использованием выражений (1)–(12) получаем следующие значения координат пункта: $L = 152.16^\circ$, $\varphi = 59.69^\circ$. Для этого случая функция $\gamma_{u1}(t)$ приведена на рис. 4, а, а траектория точки направления на спутника S_1 на плоскости азимут-угол места — на рис. 4, б. Из представленных данных видно, что

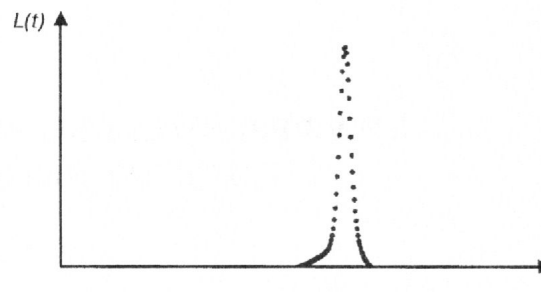


Рис. 5. Изменение углового расстояния между спутниками S_1 и S_2

значение $t_{и} = 3000$ приходится примерно на середину интервала видимости, а максимальное значение угла места равно 72.65° .

Рассмотрим изменение расстояния между спутниками S_1 и S_2 . Будем полагать, что параметры спутника S_2 : $e_2 = 0.2$, $h_{p2} = 300$ км, $\omega_2 = -90^\circ$, $\Omega_2 = 87^\circ$, $i_2 = 63.8^\circ$, $\tau_2 = 300$ с. Функция $L(t)$, представляющая собой изменение углового расстояния между спутниками S_1 и S_2 приведена на рис. 5.

Предложенные в данной статье модели могут быть использованы при проектировании спутниковых систем связи и анализе их функционирования.

1. Основы теории полета и проектирования космических аппаратов / Под ред. Г. С. Нариманова — М.: Машиностроение, 1972.
2. Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. — М.: Наука, 1990.—448 с.

MATHEMATICAL MODELS FOR ANALYSIS OF ANGULAR DISTANCE BETWEEN SATELLITES VISIBLE FOR A GROUND STATION

N. V. Popova, S. V. Yakuba, B. A. Larin, T. V. Labutkina

Mathematical models, suitable for the analysis of angular distances between the directions on communication satellites visible for a ground station are proposed. The models may be used for solving tasks of designing the satellite communication ground stations with high-directional antennas.