

УДК 528.8

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ВРЕМЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ НАХОЖДЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ В ЗОНЕ НАБЛЮДЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

В. В. Колодяжный,

начальник военно-научного отдела НПООО «ОКБ ТСП», д-р воен. наук, профессор

А. А. Посудевский,

гл. науч. сотрудник НПООО «ОКБ ТСП», канд. техн. наук, доцент

А. Н. Пальцев,

гл. науч. сотрудник НПООО «ОКБ ТСП», канд. техн. наук, доцент

Дата поступления в редакцию — 10.12.2014 г.

Статья посвящена вопросам дистанционного мониторинга наземных объектов с использованием искусственных спутников Земли. Авторами статьи предлагается методический подход к определению возможного времени нахождения наземных объектов в зоне наблюдения спутника, который ориентирован на проведение расчетов с использованием информации о его местоположении и параметрах движения.

The article is concerned with the surface objects remote monitoring with the usage of Earth artificial satellites. The authors of the article suggest methodological approach to the definition of the surface objects presence presumable time in the Earth artificial satellites observation zone that is oriented on performing calculations with the usage of the information about its location and trajectory parameters.

Авторами предлагается методический подход к определению возможного времени нахождения наземных объектов в зоне наблюдения искусственных спутников Земли (ИСЗ), который ориентирован на проведение расчетов с использованием информации о местоположении и параметрах движения спутника (рис. 1).

Расчет экстраполированных координат ИСЗ и скорости их изменения

Экстраполяция прямоугольных пространственных координат местоположения ИСЗ и скорости их изменения на момент времени t_i проводится методом численного ин-

тегрирования дифференциальных уравнений движения ИСЗ, в правых частях которых учитываются ускорения, определяемые константой гравитационного поля Земли μ , второй зональной гармоникой с индексом C_{20} , характеризующей полярное сжатие Земли, а также ускорения от лунно-солнечных гравитационных возмущений и обусловленные торможением атмосферы.

Уравнения движения интегрируются в прямоугольной абсолютной системе координат $Ox_0Y_0Z_0$, связанной с текущим экватором и точкой весеннего равноденствия, методом Рунге-Кутты четвертого порядка и имеют следующий вид [1]:

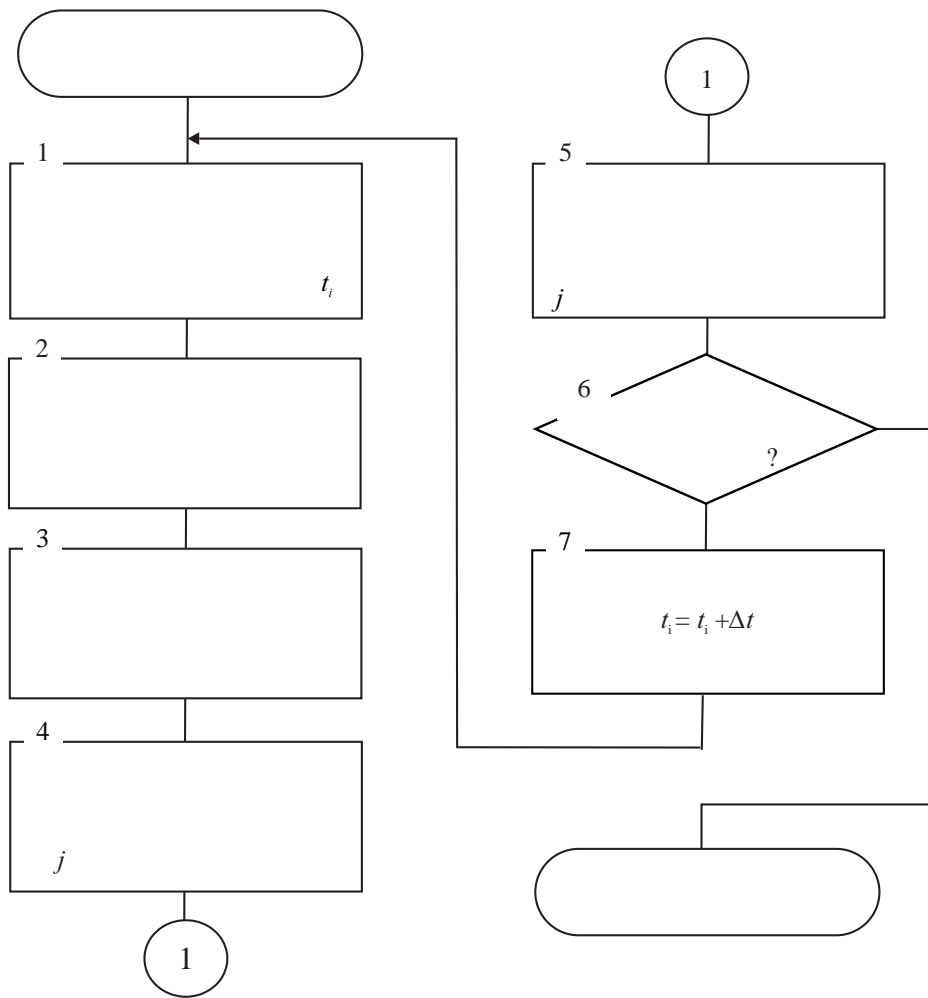


Рис. 1. Последовательность расчета времени начала и конца нахождения наземного объекта в полосе наблюдения ИСЗ

$$\begin{aligned}
 \frac{dx_0}{dt} &= V_{x_0} \\
 \frac{dy_0}{dt} &= V_{y_0} \\
 \frac{dz_0}{dt} &= V_{z_0} \\
 \frac{dV_{x_0}}{dt} &= -\mu^* x_0^* + \frac{3}{2} C_{20} \mu^* x_0^* \rho^2 (1 - 5z_0^{*2}) + j_{x_0c} + j_{x_0l} - f_{x_0a} \\
 \frac{dV_{y_0}}{dt} &= -\mu^* y_0^* + \frac{3}{2} C_{20} \mu^* y_0^* \rho^2 (1 - 5z_0^{*2}) + j_{y_0c} + j_{y_0l} - f_{y_0a} \\
 \frac{dV_{z_0}}{dt} &= -\mu^* z_0^* + \frac{3}{2} C_{20} \mu^* z_0^* \rho^2 (3 - 5z_0^{*2}) + j_{z_0c} + j_{z_0l} - f_{z_0a}
 \end{aligned} \tag{1}$$

где

$$\mu^* = \frac{\mu}{r_0^2}, \quad x_0^* = \frac{x_0}{r_0}, \quad y_0^* = \frac{y_0}{r_0}, \quad z_0^* = \frac{z_0}{r_0}, \quad \rho = \frac{a}{r_0}, \quad r_0 = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2};$$

$j_{x_0c}, j_{y_0c}, j_{z_0c}$ — ускорения от солнечных гравитационных возмущений;

$j_{x_0l}, j_{y_0l}, j_{z_0l}$ — ускорения от лунных гравитационных возмущений;

a_e — экваториальный радиус Земли, равный 6378,136 км;

μ — константа гравитационного поля Земли, равная 398 600,4418 км³/с²;

C_{20} — коэффициент при второй зональной гармонике разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям ($C_{20} = 1082,62575 \cdot 10^{-6}$).

$f_{x_0a}, f_{y_0a}, f_{z_0a}$ — ускорения, обусловленные торможением атмосферы, км/с².

Для вычисления вектора ускорения, обусловленного торможением атмосферы, необходимо знать численные значения баллистического коэффициента S_b и плотности воздуха $\rho(h)$. Оба этих параметра, как правило, известны с низкой точностью. Это обстоятельство ограничивает точность прогноза движения ИСЗ, находящихся на высотах над поверхностью Земли ниже 4000 км [2].

Составляющие вектора ускорения (км/с²) рассчитываются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} f_{x_0a} &= \frac{C_x A}{2M} \rho(h) V V_{x_0} \\ f_{y_0a} &= \frac{C_x A}{2M} \rho(h) V V_{y_0} \\ f_{z_0a} &= \frac{C_x A}{2M} \rho(h) V V_{z_0} \end{aligned} \quad (2)$$

где C_x — коэффициент аэродинамического сопротивления ИСЗ;
 M — масса ИСЗ;
 A — площадь поперечного сечения ИСЗ;
 $V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0}$ — составляющие скорости полета ИСЗ, км/с;
 $V = \sqrt{V_{x_0}^2 + V_{y_0}^2 + V_{z_0}^2}$ — модуль вектора скорости полета ИСЗ, км/с;
 $\rho(h) = 2,0 \times 10^{-13} \exp\left(-\frac{h-200}{60}\right)$ — плотность атмосферы, г/см³;
 $h = r_0 - a_8(1 - \alpha(z_0^*)^2)$ — высота полета ИСЗ над Землей, км;
 a_8 — экваториальный радиус Земли, равный 6378,136 км;
 α — сжатие эллипсоида Земли;
 $r_0 = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2}$;
 $z_0^* = \frac{z_0}{r_0}$

С целью снижения вычислительных затрат на выполнение расчетов предлагается использовать простейшую модель вычисления плотности атмосферы при вычислении вектора ускорения, обусловленного торможением атмосферы, что, естественно, скажется на точности расчета скорости и высоты полета ИСЗ. Это обстоятельство требует, в случае долгосрочного прогноза (месяц и более), вводить поправочные коэффициенты. При необходимости модель вычисления плотности атмосферы может быть заменена на более точную модель, которая бы учитывала время су-

ток, параметры солнечной активности и геомагнитной обстановки в атмосфере Земли [3].

Начальными условиями для интегрирования системы (1) являются измеренные на момент времени $t_{изм}$ прямоугольные пространственные координаты (гринвичские) ИСЗ в системе координат ПЗ-90.02 ($X_{ПЗ}, Y_{ПЗ}, Z_{ПЗ}$) и составляющие вектора скорости ИСЗ ($\dot{X}_{ПЗ}, \dot{Y}_{ПЗ}, \dot{Z}_{ПЗ}$), которые пересчитываются в абсолютную $OX_0Y_0Z_0$ по формулам [4]:

$$\begin{aligned} x_0 &= X_{ПЗ} \cos S - Y_{ПЗ} \sin S, \\ y_0 &= X_{ПЗ} \sin S + Y_{ПЗ} \cos S, \\ z_0 &= Z_{ПЗ}, \\ V_{x_0} &= \dot{X}_{ПЗ} \cos S - \dot{Y}_{ПЗ} \sin S - \omega_3 y_0, \\ V_{y_0} &= \dot{X}_{ПЗ} \sin S + \dot{Y}_{ПЗ} \cos S + \omega_3 x_0, \\ V_{z_0} &= \dot{Z}_{ПЗ}, \\ S &= s + \omega_3(t_{изм} - 3^h), \end{aligned} \quad (3)$$

где ω_3 — угловая скорость вращения Земли, равная $0,7292115 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$,

s — истинное звездное время в гринвичскую полночь даты измерения координат ИСЗ;

3^h — три часа — разница во времени между МВД и GMT.

Преобразование экстраполированных координат местоположения ИСЗ в геодезические

После интегрирования полученные на момент времени t_i в абсолютной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ координаты ИСЗ $x_0(t_i), y_0(t_i), z_0(t_i)$ и его составляющие вектора скорости $V_{x_0}(t_i), V_{y_0}(t_i), V_{z_0}(t_i)$ преобразуются в прямоугольную пространственную (гринвичскую) систему координат по формулам, описанным в [1], а затем в геодезическую систему координат ПЗ-90.02 ($B_{ПЗ}, L_{ПЗ}, H_{ПЗ}$) по формулам, описанным в [4].

Порядок определения истинного звездного времени описан в [5].

Определение координат подспутниковой точки ИСЗ

Координаты подспутниковой точки ИСЗ в геодезической системе координат ПЗ-90.02 на момент времени экстраполяции t_i рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} B_m &= B_{ПЗ} \\ L_m &= L_{ПЗ} \\ H_m &= h_{\text{рельефа}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $h_{\text{рельефа}}$ — высота подспутниковой точки (расстояние от подспутниковой точки, расположенной на поверхности Земли, до поверхности эллипсоида), которая определяется с использованием электронной карты местности.

Расчет координат граничных точек зоны наблюдения

Координаты граничных точек зоны наблюдения рассчитываются для каждого j -го средства наблюдения, установленного в ИСЗ, на момент времени экстраполяции t_i в геодезической системе координат ПЗ-90.02.

Под граничными точками зоны наблюдения ИСЗ понимаются точки А и В (рис. 2), лежащие на поверхности Земли, удаленные на расстояние d_A и d_B соответственно от подспутниковой точки и принадлежащие дуге, ортогональной вектору полета ИСЗ.

Расчет координат граничных точек зон наблюдения ИСЗ на момент времени экстраполяции t_i в геодезической системе координат ПЗ-90.02 осуществляется последовательно для каждого отдельного j -го средства наблюдения, размещенного на ИСЗ, по следующему алгоритму.

1. Расчет угла поля зрения b (ширины диаграммы направленности) j -го средства наблюдения ИСЗ.

Представим поверхность Земли в виде сферы с радиусом равным $R = 6371,032$ км. Пусть центр сферы и центр масса ИСЗ лежат на плоскости, которая ортогональна вектору полета

ИСЗ. Тогда сечение поля зрения средства наблюдения этой плоскостью (поле зрения в надире) показано на рис. 3. На этом рисунке точка S соответствует положению ИСЗ, точка Р — подспутниковая точка, в точке О находится центр сферы. По определению поля зрения средства наблюдения ИСЗ в надире треугольник GSF является равнобедренным, а SO — биссектриса угла b . Известны ширина зоны разведки $D_{uj}=2|GP|$ и высота h , для которой она определена. Необходимо найти значение угла b .

Обозначим через a длину стороны GS треугольника GSO. По теореме косинусов:

$$a = \sqrt{(R + h)^2 + R^2 - 2(R + h)R \cos \alpha}, \quad (5)$$

где $\alpha = \frac{D_{uj}}{2R}$ (рад).

Согласно теореме синусов $\frac{a}{\sin \alpha} = \frac{R}{\sin(\frac{\beta}{2})}$.

Тогда:

$$\beta = 2 \arcsin\left(\frac{R \sin \alpha}{a}\right). \quad (6)$$

2. Определение координат граничной точки А. Геодезические координаты граничной точки А (B_A, L_A) определяются методом итераций с использованием координат промежуточной точки А1 (B_{A1}, L_{A1}) и дискрета вычисления t_d в соответствии со следующим алгоритмом:

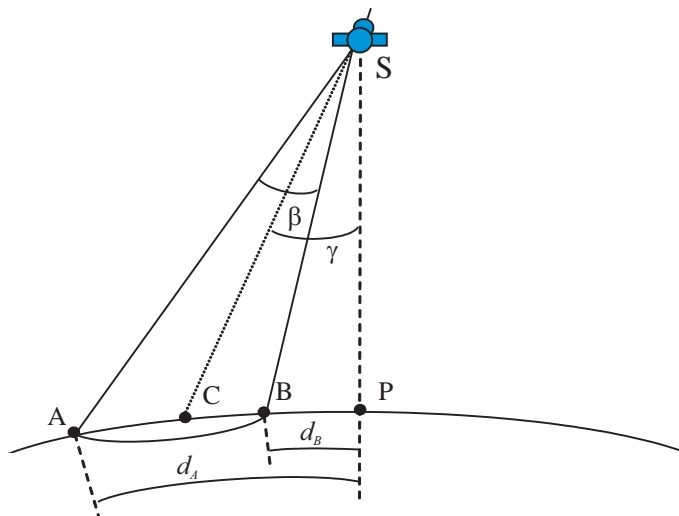


Рис. 2. К расчету координат граничных точек зоны разведки ИСЗ

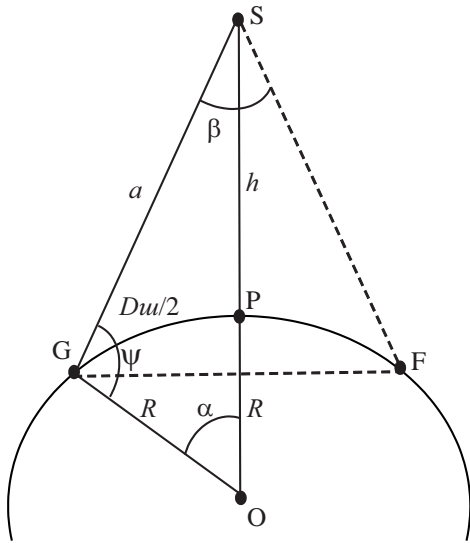


Рис. 3. К расчету угла поля зрения средства наблюдения ИСЗ в надире

А) Определение значение угла отклонения зрения средства наблюдения ИСЗ при повороте его визирной оси на максимальный угол γ_{maxj} по формулам (рис. 4):

$$\begin{cases} \varphi = \gamma_{maxj} + \frac{\beta}{2}, & \gamma_{maxj} \geq 0, \\ \varphi = \gamma_{maxj} - \frac{\beta}{2}, & \gamma_{maxj} < 0 \end{cases} \quad (7)$$

Б) Расчет длины дуги отклонения граничной точки А от подспутниковой точки по формуле $d = \alpha R$,

где

$$\alpha = \pi - \arcsin\left(\frac{R \sin(|y_{max}| + \frac{\beta}{2})}{R + H}\right) - (|y_{max}| + \frac{\beta}{2}),$$

R — радиус сферы, равный $R = 6371,032$ км;

$H_{ПЗ}$ — геодезическая высота местоположения ИСЗ на момент времени экстраполяции t_i , км;

β — угол поля зрения средства разведки, рад.

В) Определение составляющих вектора перемещения от подспутниковой точки в направлении к граничной точке А.

Так как точка А расположена на плоскости, которая ортогональна к плоскости, в которой находится вектор перемещения подспутниковой точки Р, то справедливы следующие выражения:

$$\begin{aligned} \dot{B}_A &= \dot{L}_{ПЗ} \text{ и } \dot{L}_A = -\dot{B}_{ПЗ}, \text{ если } \varphi \geq 0, \\ \dot{B}_A &= -\dot{L}_{ПЗ} \text{ и } \dot{L}_A = \dot{B}_{ПЗ}, \text{ если } \varphi < 0, \end{aligned} \quad (8)$$

где $\dot{L}_{ПЗ}$, $\dot{B}_{ПЗ}$ — скорость изменения геодезических долготы и широты местоположения ИСЗ (подспутниковой точки) на момент времени экстраполяции t_i .

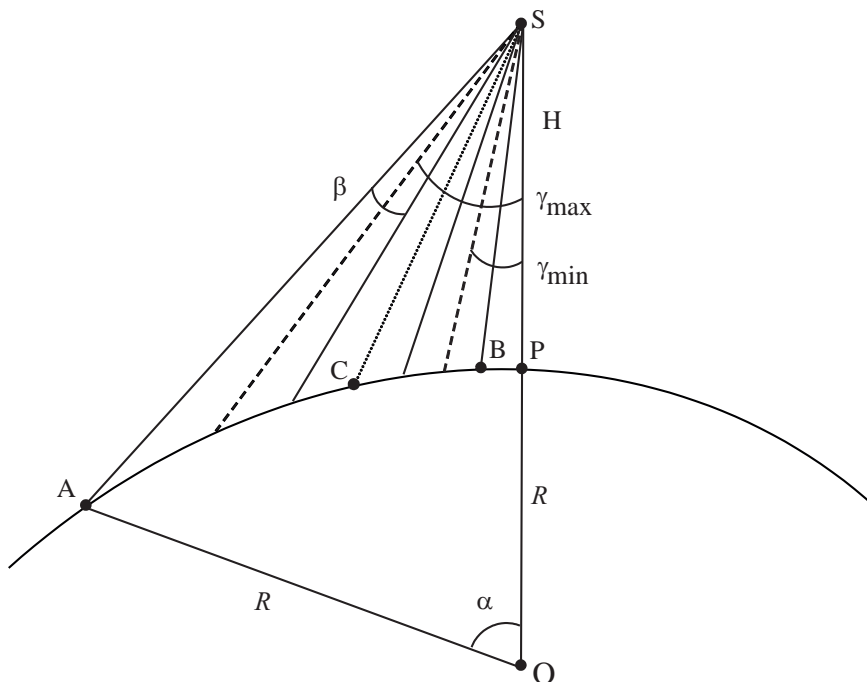


Рис. 4. К расчету угла отклонения поля зрения средства наблюдения ИСЗ при повороте его визирной оси

Далее устанавливается значение $t_\delta=1$ с.

Г) Расчет координат точки A_1 по формулам:

$$\begin{aligned} B_{A_1}(t_\delta) &= B_{ПЗ} + \dot{B}_A t_\delta, \\ L_{A_1}(t_\delta) &= L_{ПЗ} + \dot{L}_A t_\delta \end{aligned} \quad (9)$$

где $B_{ПЗ}$, $L_{ПЗ}$ — геодезические координаты местоположения ИСЗ (подспутниковой точки) на момент экстраполяции t_i , рад;

\dot{L}_A , \dot{B}_A — скалярной величины составляющих вектора положения граничной точки А относительно подспутниковой точки ИСЗ, рад/с.

Д) Расчет расстояния l между точкой A_1 и подспутниковой точкой ИСЗ по формуле сферической тригонометрии [6, с. 136]:

$$l = R[\arccos(\sin B_{ПЗ} \sin B_{A_1} + \cos B_{ПЗ} \cos B_{A_1} \cos(L_{A_1} - L_{ПЗ}))], \quad (10)$$

где R — средний радиус Земли, равный 6 371 032 м.

Примечание. Использование формулы (10) сферической тригонометрии вносит погрешность в определение l за счет несферичности Земли. Однако при $l = 300\ 000$ м такая погрешность не превышает 800 м, поэтому ею можно пренебречь.

Е) Если значение $l \geq d$, то сохраняются координаты:

$$\begin{aligned} B_A &= B_{A_1}(t_\delta), \\ L_A &= L_{A_1}(t_\delta), \end{aligned} \quad (11)$$

и расстояние от подспутниковой точки до точки А $d_A = l$, если $\varphi \geq 0$ и $d_A = -l$, если $\varphi < 0$.

В противном случае $t_\delta = t_\delta + 1$ и осуществляется переход к пункту Г данного алгоритма.

Определение геодезических координат B_B , L_B граничной точки В.

Вначале рассчитывается значение угла отклонения поля зрения средства наблюдения ИСЗ при повороте его визирной оси на минимальный угол γ_{minj} по формулам (см. рис. 4):

$$\begin{cases} \varphi = \gamma_{minj} - \frac{\beta}{2}, & \text{при } \gamma_{minj} \geq 0, \\ \varphi = \gamma_{minj} + \frac{\beta}{2}, & \text{при } \gamma_{minj} < 0 \end{cases} \quad (12)$$

Затем расчет осуществляется по формулам пунктов Б–Е вышеописанного алгоритма для нахождения координат граничной точки А. При этом:

$$\alpha = \pi - \arcsin\left(\frac{R \sin(|y_{max}| - |y_{min}|)}{R + H_{ПЗ}}\right) - (|y_{max}| - |y_{min}|)$$

Расчет времени начала и конца нахождения наземных объектов в полосе наблюдения ИСЗ

Расчет времени начала ($t_{нач}$) и конца ($t_{кон}$) нахождения наземных объектов в полосе наблюдения ИСЗ может быть осуществлен в следующем порядке (рис. 5):

– определение момента времени t_n , для которого расстояние r_{tn} между подспутниковой точкой (Т) и местоположением наземного объекта будет минимальным;

– используя данные о ширине зоны наблюдения принимается решение о попадании или

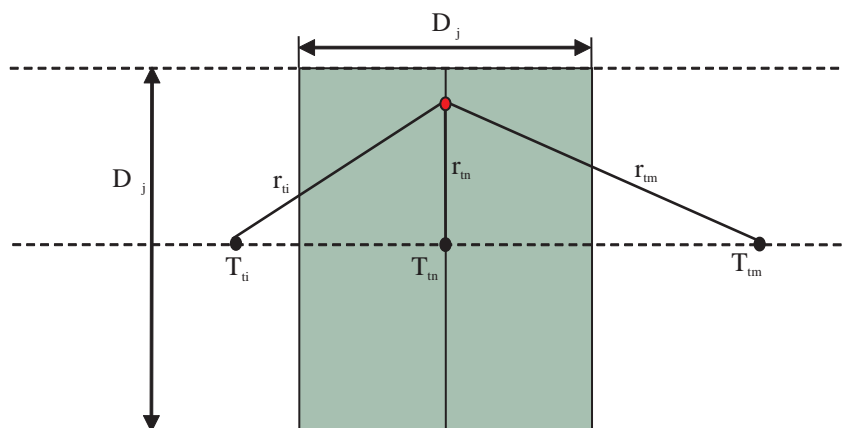


Рис. 5. К расчету времени начала и времени конца нахождения наземного объекта в зоне наблюдения ИСЗ

не попадании в нее местоположения наземного объекта в момент времени t_n ;

– при попадании местоположения наземного объекта в зону наблюдения ИСЗ в момент времени t_n осуществляется определение времени $t_{нач}$ и $t_{кон}$ с использованием данных о размере зоны наблюдения на текущей высоте полета спутника и средней скорости перемещения подспутниковой точки, которая рассчитывается с фиксированной дальности, зависящей от размеров зоны наблюдения;

Следует отметить, что данные расчеты проводятся для всех средств наблюдения, установленных на ИСЗ и всех наземных объектов.

Таким образом, предлагаемый методический подход обеспечивает выполнение расчетов, позволяющих оценивать время нахождения наземных объектов в зоне наблюдения ИСЗ.

Литература:

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2. (редакция 5.1) / Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения. — М., 2008. — 74 с.
2. Балк, М. Б. Элементы динамики космического полета / М. Б. Балк. — М.: Наука, 1965. — 338 с.
3. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли: ГОСТ Р 25645.166-2004. — Введ. 01.01.05. — М.: ИПК Издательство стандартов, 2004. — 29 с.
4. Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы координат. Методы преобразования координат определяемых точек: ГОСТ Р 51794-2008. — Введ. 01.09.09. — М.: Стандартинформ, 2009. — 16 с.
5. Гиенко, Е. Г. Геодезическая астрономия: учеб. Пособие / Е. Г. Гиенко, В. Ф. Канушин. — Новосибирск: СГГА, 2003. — 35 с.
6. Степанов, Н. Н. Сферическая тригонометрия / Н. Н. Степанов. — Л.: ОГИЗ, 1948. — 154 с.