

УДК 629.78

ВЫБОР МЕСТ И УГЛОВ УСТАНОВКИ ЗВЁЗДНЫХ КООРДИНАТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

©2012 Р. Н. Ахметов¹, В. И. Куренков², Н. Р. Стратилатов¹,
О. Г. Федоренко¹, Л. Б. Шилов¹

¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Разработаны математические модели и алгоритм имитационного моделирования для оценки относительного времени направления осей звёздных координаторов на участки неба, исключая возможность попадания солнечных лучей и экранирования Землёй.

Космический аппарат наблюдения, проектирование, звёздные координаторы, места и углы установки, имитационное моделирование, орбитальное движение, программные развороты.

Звёздный координатор представляет собой астроприбор, предназначенный для определения положения связанной системы координат космического аппарата (КА) в системе координат звёздного каталога. Кроме того, звёздные координаторы могут быть использованы для непосредственного управления в комплексе с измерителем угловой скорости перемещения КА.

Оптические блоки звёздного координатора устанавливаются на внешней поверхности КА, как правило, в количестве не менее трёх. Во время проведения съёмки в работу включается один из оптических блоков. Места и углы установки оптических блоков должны быть выбраны таким образом, чтобы в его угловую апертуру в процессе целевой работы большую часть времени попадало звёздное небо и не попадали Земля или лучи Солнца.

Построить аналитические модели для оценки относительного времени нахождения звёздного неба в угловой апертуре оптических блоков, по-видимому, невозможно. Это связано с тем, что в процессе целевого функционирования КА производится множество разворотов (для съёмки объектов наблюдения, перенацеливания, передачи видеoinформации на Землю, ориентации панелей солнечной батареи на Солнце). Кроме того, в процессе продолжительного орбитального полё-

та происходит прецессия орбиты и изменяется единичный вектор направления от КА на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат.

Поэтому для оценки относительного времени нахождения звёздного неба в угловой апертуре оптических блоков предлагается использовать метод имитационного моделирования.

Суть моделирования

Задаётся угол m раствора конуса поля зрения оптического блока рассматриваемого звёздного координатора, в который не должны попадать лучи Солнца и поверхность Земли (рис. 1). Задаётся также некоторый запас Δm угла m для учёта углового диаметра Солнца (примерно полградуса) и возможности появления бликов в фокальной плоскости оптического блока (примерно несколько градусов). Перед началом имитационного моделирования проверяется условие непересечения оптической оси блока с элементами конструкции КА (корпусом, панелями солнечной батареи, антеннами и др.) с учётом угла m . Это можно сделать, например, с помощью твёрдотельной модели КА и трассировки лучей с помощью программы САФОКС, разработанной профессором А. В. Соллогубом.

заданного). С момента выхода подспутниковой точки из светового пятна до момента входа КА в тень Земли КА ориентируется в пространстве таким образом, чтобы плоскости панелей солнечной батареи были перпендикулярны направлению на Солнце (для подзарядки аккумуляторных батарей).

Основные допущения

1. Форма Земли – сферическая, однако для расчёта параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчётных значений долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и аргумента перигея в процессе длительного полёта, вызванных несферичностью Земли (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

2. Для расчёта эволюции долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и эволюции аргумента перигея в процессе длительного полёта учитывается несферичность Земли (учитываются вековые возмущения первого порядка).

3. На исследуемых орбитах влиянием аэродинамических сил в верхних слоях атмосферы пренебрегаем.

Исходные данные для расчёта

Должны быть заданы координаты единичного вектора \bar{e} в базовой системе координат (e_{xB}, e_{yB}, e_{zB}) . Эти координаты зависят от компоновочной схемы КА. Остальные исходные данные могут быть получены как промежуточный результат вычислений в процессе работы ранее разработанного программного обеспечения [1], предназначенного для оценки целевых показателей эффективности КА наблюдения, а именно: модуль радиуса-вектора КА $r_{КА}(t)$, долгота $I_{КА}(t)$ и широта $j_{КА}(t)$ подспутниковой точки КА на поверхности Земли в каждый момент времени имитационного моделирования. В свою очередь, для запуска этой программы необходимы

следующие исходные данные: w_3 – угловая скорость вращения Земли относительно своей оси, i – наклонение плоскости орбиты, Ω – долгота восходящего узла, w – аргумент перигея, r_p и r_a – высоты перигея и апогея КА наблюдения соответственно.

Алгоритм и используемые математические модели

1. Обнуляется переменная относительного времени нахождения оптического блока звёздного координатора в начальный момент времени имитации полёта КА.

2. Определяются координаты единичного вектора \bar{S} направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат (СК) $Oxyz$ в произвольный момент времени года (суток), прошедшего с момента точки весеннего равноденствия [2]. Расчётная схема показана на рис. 3, где использованы обозначения: d_C – угол между эклиптической и экваторальной плоскостями; a_C – угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце; s_x, s_y, s_z – проекции вектора \bar{S} на оси неподвижной геоцентрической СК.

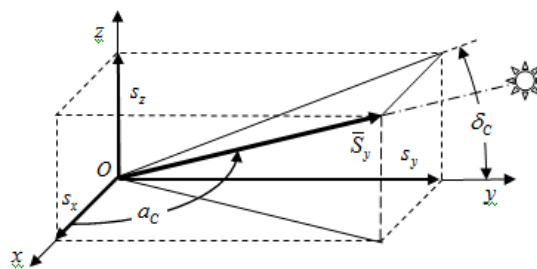


Рис. 3. Положение вектора направления на Солнце относительно неподвижной геоцентрической СК

Проекции вектора \bar{S} на оси системы координат $Oxyz$ [2]:

$$\left. \begin{aligned} s_x &= \cos a_C \\ s_y &= \sin a_C \cos d_C \\ s_z &= \sin a_C \sin d_C \end{aligned} \right\},$$

где $a_c = 2p N/365$; N - число дней, прошедших с 21 марта (точка весеннего равноденствия) до расчётной даты полёта.

3. Осуществляется пересчёт координат вектора \bar{S} из неподвижной геоцентрической СК ($Oxyz$) в геоцентрическую орбитальную СК ($O_1x_1y_1z_1$), связанную с перигеем орбиты [2] (рис. 4).

$$\begin{pmatrix} s_{x1} \\ s_{y1} \\ s_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} s_x \\ s_y \\ s_z \end{pmatrix},$$

где $m_{11} = \cos w_p \cos \Omega - \sin w_p \cos i \sin \Omega$;
 $m_{12} = \cos w_p \sin \Omega + \sin w_p \cos i \cos \Omega$;
 $m_{13} = \sin w_p \sin i$;
 $m_{21} = -\sin w_p \cos \Omega - \cos w_p \cos i \sin \Omega$;
 $m_{22} = -\sin w_p \sin \Omega - \cos w_p \cos i \cos \Omega$;
 $m_{23} = \cos w_p \sin i$;
 $m_{31} = \sin i \sin \Omega$;
 $m_{32} = -\sin i \cos \Omega$;
 $m_{33} = \cos i$.

4. Осуществляется пересчёт координат вектора \bar{S} из геоцентрической орбитальной СК ($O_1x_1y_1z_1$), связанной с перигеем орбиты, в барицентрическую орбитальную СК ($O_2x_2y_2z_2$) [2, 3] (рис. 5).

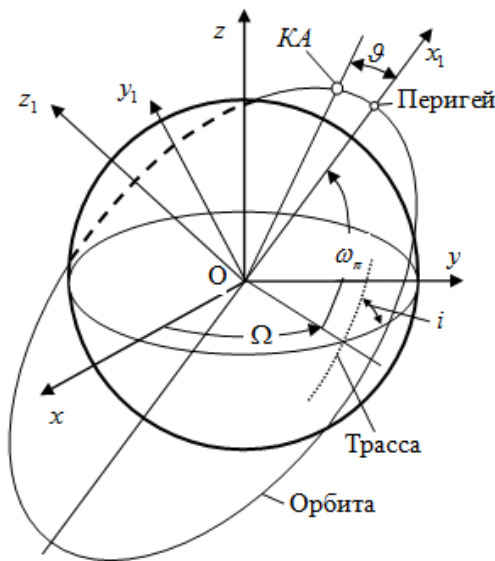


Рис. 4. Неподвижная геоцентрическая СК $Oxyz$ и геоцентрическая орбитальная СК $O_1x_1y_1z_1$, связанная с перигеем орбиты

$$\begin{pmatrix} s_{x2} \\ s_{y2} \\ s_{z2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos J & \sin J & 0 \\ -\sin J & \cos J & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} s_{x1} \\ s_{y1} \\ s_{z1} \end{pmatrix}.$$

5. Осуществляется пересчёт координат вектора \bar{S} из барицентрической орбитальной СК ($O_2x_2y_2z_2$) в СК, связанную с центром масс КА и направлением оптической оси аппаратуры наблюдения в надир ($O_Hx_Hy_Hz_H$) [2, 3].

$$\begin{pmatrix} s_{xH} \\ s_{yH} \\ s_{zH} \end{pmatrix} = M_H \cdot \begin{pmatrix} s_{x2} \\ s_{y2} \\ s_{z2} \end{pmatrix},$$

где M_H - матрица поворота (косинусов между осями систем координат). Эта матрица в соответствии с рис. 1 имеет вид

$$M_H = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

6. Проверяется условие нахождения КА в световом пятне:

$$\left| \arccos \left[\sin(j_{3T}) \sin(j_{KA}) + \cos(j_{3T}) \times \cos(j_{KA}) \cos(I_{KA} - I_{3T}) \right] \right| < a_{СП},$$

где $a_{СП} = p/2 - h_{\odot}^C$; $a_{СП}$ - центральный угол Земли, соответствующий световому пятну; h_{\odot}^C - угол высоты Солнца над горизонтом, при котором возможна съёмка.

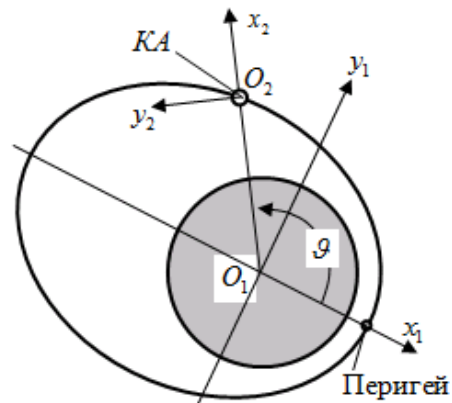


Рис. 5. Геоцентрическая орбитальная СК $O_1x_1y_1z_1$, связанная с перигеем орбиты, и барицентрическая орбитальная СК $O_2x_2y_2z_2$

Условие нахождения КА в световом пятне нетрудно получить из условия нахождения КА в зоне радиовидимости наземного пункта приёма видеoinформации (НППИ) [1], в котором широту и долготу НППИ следует заменить соответственно на широту и долготу зенитной точки Солнца.

7. Если условие 6 выполняется, то периодически, через заданное время, производится имитация перенацеливания КА с одного объекта наблюдения на другой. Это делается с помощью задания случайных углов тангажа J и крена g КА (рис. 1) в конусе обзора с максимальным углом r_{\max} :

$$J = -r_{\max} + 2r_{\max}x;$$

$$g = -r_{\max} + 2r_{\max}V;$$

$$(tg q)^2 + (tg g)^2 < (tg r_{\max})^2,$$

где x и V - случайные числа с равномерным законом распределения на отрезке $[0, 1]$.

Последнее выражение введено для того, чтобы исключить возможность реализации случайных углов x и V , при которых угол отклонения оптической оси от надира превышает максимальное значение r_{\max} .

8. Осуществляется пересчёт координат вектора \bar{S} из СК, связанной с центром масс КА и направлением оптической оси аппаратуры наблюдения в наدير (центр Земли) $O_H x_H y_H z_H$, в базовую СК $O_B x_B y_B z_B$ с учётом углов тангажа и крена КА (рис. 1):

$$\begin{pmatrix} s_{xB} \\ s_{yB} \\ s_{zB} \end{pmatrix} = M_B \cdot \begin{pmatrix} s_{xH} \\ s_{yH} \\ s_{zH} \end{pmatrix},$$

где M_B - матрица поворота (косинусов между осями систем координат).

Для варианта компоновки КА наблюдения в соответствии с рис. 1 матрица поворота будет следующей [3]:

$$M_B = \begin{pmatrix} \sin q \cos g & -\cos q & -\sin q \sin g \\ \cos q \cos g & \sin q & -\cos q \sin g \\ \sin g & 0 & \cos g \end{pmatrix}.$$

9. Если условие 6 не выполняется, то КА переводится в ориентацию, при которой нормаль к плоскости панелей СБ направлена на Солнце.

10. Осуществляется расчёт косинуса угла a между векторами \bar{S} и \bar{e} [2] (рис. 1):

$$\cos a = e_{xB}x_{xB} + e_{yB}y_{yB} + e_{zB}z_{zB}.$$

11. Проводится анализ выполнения условия: $a \leq (m + \Delta m_1)/2$. Если условие выполняется, то счётчик времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока координатора звёзд приостанавливается.

12. Проверяется условие попадания Земли в конус поля зрения оптического блока звёздного координатора (рис. 2).

12.1. Осуществляется пересчёт координат точки конца вектора \bar{e} из базовой СК в барицентрическую орбитальную СК $O_2 x_2 y_2 z_2$ в два этапа:

$$\begin{pmatrix} e_{xH} \\ e_{yH} \\ e_{zH} \end{pmatrix} = M_B^T \cdot \begin{pmatrix} e_{xB} \\ e_{yB} \\ e_{zB} \end{pmatrix}; \quad \begin{pmatrix} e_{x2} \\ e_{y2} \\ e_{z2} \end{pmatrix} = M_H^T \cdot \begin{pmatrix} e_{xH} \\ e_{yH} \\ e_{zH} \end{pmatrix},$$

где M_B^T и M_H^T - соответственно транспонированные матрицы M_B и M_H .

12.2. Проверяется условие нахождения точки конца единичного вектора \bar{e} во внутреннюю область конуса видимости Земли с КА с углом полураствора $b + (m + \Delta m_2)/2$. Математически это условие записывается следующим образом:

$$x_2 \leq -\frac{1}{k} \sqrt{y_2^2 + z_2^2}, \quad (1)$$

где k - коэффициент, который определяется с помощью угла полураствора конуса b по следующей зависимости:

$$k = ctg[b + (m + \Delta m_2)/2].$$

В свою очередь, угол β определяются из геометрических соотношений (рис.2):

$$b = \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + H_{КАН}}\right),$$

где R_3 - радиус Земли; $H_{КАН}$ - высота полета первого космического аппарата.

Следует отметить, что в общем случае уравнение конуса будет со знаками «плюс» и «минус», однако только знак «минус» определяет внутреннюю область пространства конуса в направлении Земли в выбранной системе координат.

12.3. Если условие (1) выполняется, то ось оптического блока не направлена на звёздное небо.

13. Осуществляется приращение времени на шаг расчёта Δt и рассчитывается относительное время попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора:

$$T_{\text{БОКЗ}}^{\text{Опт}} = \frac{t - \sum_{i=0}^t \Delta t_{Ci} - \sum_{i=0}^t \Delta t_{zi}}{t}, \quad (2)$$

где t - общее время имитации полёта КА; Δt_{Ci} и Δt_{zi} - соответственно шаги расчёта по времени, когда солнечные лучи и Земля попадали в поле зрения оптического блока координатора звёзд.

В выражении (2) учтён тот факт, что одновременно солнечные лучи и Земля не могут попасть в поле зрения оптического блока звёздного координатора.

14. Расчёты по пп. 2...13 повторяются.

15. Расчёт прекращается по желанию оператора или по достижении заданного времени имитации полёта КА, как правило, не менее суток.

Выбор мест установки БОКЗ на корпусе КА ограничен, так как одним из условий является жёсткое сопряжение с установочным шпангоутом оптико-электронного телескопического комплекса КА наблюдения. Углы установки оптических блоков также ограничены по условиям незатенения поля их зрения элементами конструкции КА и Землёй. Поэтому представляется возможным реализовать не так много вариантов их установки. Для этих вариантов можно рассчитать относительное время попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного

координатора и выбрать конкретное место и углы по критерию: $T_{\text{БОКЗ}}^{\text{Опт}} \rightarrow \max$.

Выводы

1. Разработаны математические модели и алгоритм для оценки относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора с учётом мест и углов его установки относительно корпуса КА наблюдения, орбитального полёта и программных разворотов КА в процессе целевого функционирования.

2. С помощью данных моделей и алгоритма можно разработать программное обеспечение для оценки относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора и по результатам таких оценок выбирать зоны и углы установки оптических блоков на корпусе КА.

Библиографический список

1. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 296 с.

2. Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА [Текст] / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

3. Куренков, В. И. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

SELECTION OF SITES AND ANGLES FOR PLACING STAR COORDINATORS OF REMOTE SENSING SATELLITES

© 2012 R. N. Akhmetov¹, V. I Kurenkov², N. R. Stratilatov¹, O. G. Fedorenko¹, L. B. Shilov¹

¹State Research and Production Space Rocket Center "TsSKB Progress", Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The work deals with mathematical models and a simulation algorithm for the estimation of the relative time necessary for directing the axes of celestial coordinators to the sky regions, excluding the possibility of sunlight exposure and Earth shielding.

Remote sensing satellite, design, star coordinator, sites and angles of placing, simulation, orbital motion, software reversal.

Информация об авторах

Ахметов Равиль Нургалиевич, доктор технических наук, генеральный конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samtel.ru. Область научных интересов: проектирование и живучесть ракетно-космической техники и систем.

Куренков Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва. E-mail: kvi.48@mail.ru. Область научных интересов: проектирование ракетно-космической техники и систем.

Стратилатов Николай Ремирович, кандидат технических наук, главный конструктор, начальник проектного отделения, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samtel.ru. Область научных интересов: проектирование ракетно-космической техники и систем.

Федоренко Олег Григорьевич, начальник проектного отдела, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samtel.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

Шилов Лев Борисович, заместитель начальника проектного отдела, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: shillev58@yandex.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

Akhmetov Ravil Nurgalievich, doctor of technical science, General Designer of Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: design and survivability of space rocket equipment and systems.

Kurenkov Vladimir Ivanovich, doctor of technical science, professor, S. P. Korolyov Samara State Aerospace University (National Research University). E-mail: kvi.48@mail.ru. Area of research: design of space rocket equipment and systems.

Stratilatov Nicholas Remirovich, candidate of technical science, Chief Designer, head of the design division, Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: design of space rocket equipment and systems.

Fedorenko Oleg Grigorievich, head of the design department, Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: designing of remote sensing spacecraft.

Shilov Lev Borisovich, deputy chief of the design department, Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: shillev58@yandex.ru. Area of research: designing of remote sensing spacecraft.