

МОДЕЛИ И АЛГОРИТМ ДЛЯ ВЫБОРА МЕСТ УСТАНОВКИ АНТЕНН НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2012 В.И. Куренков¹, Л.Б. Шилов²

¹ Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)
² ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Поступила в редакцию 24.03.2012

Разработаны математические модели и алгоритм для оценки относительного времени нахождения навигационных спутников (НС) и космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) в условиях взаимной видимости с учётом возможного экранирования приёмных антенн Землёй и элементами конструкции КА. Предложена методика выбора мест установки антенн навигационной системы на корпусе КА по критерию максимального относительного времени взаимной видимости не менее заданного количества НС.

Ключевые слова: алгоритм, математическая модель, навигационный спутник, космический аппарат дистанционного зондирования Земли, антенна, навигационная система, экранирование

Актуальность и общая постановка задачи исследования. На современных космических аппаратах дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ – далее для краткости КА) устанавливается аппаратура навигационной системы, которая используется для определения параметров движения центра масс КА и привязки снимаемых объектов к геодезическим координатам Земли. Одним из требований для получения высокоточной информации от этой аппаратуры является получение сигналов от не менее определённого количества навигационных спутников (НС), как правило, не менее четырёх. При этом эти навигационные спутники должны быть видимы с КА, т.е. находиться в области диаграмм направленности (ДН) антенных устройств (АУ), а ДН АУ, принимающих навигационные, сигналы не должны быть экранированы корпусом и навесными элементами конструкции КА. То есть, должно быть соблюдено условие радиовидимости.

В этой связи появляется проектная задача выбора мест установки АУ навигационной системы на КА. На решение этой задачи, кроме упомянутых выше условий, влияют также следующие факторы:

- параметры орбиты и изменение пространственных координат КА в процессе орбитального движения;
- количество действующих навигационных спутников в глобальной навигационной спутниковой системе (ГНСС), параметры орбит каждого из НС (относительное расположение НС) и изменение пространственных координат каждого НС в процессе их орбитального движения;
- прецессии орбит КА и навигационных спутников в процессе их длительного функционирования;
- повороты КА в процессе целевого функционирования (перенацеливание для съёмки наземных объектов, ориентация панелей солнечной батареи на Солнце, астроориентация и др.);
- конфигурация корпуса КА, расположение и форма панелей солнечных батарей, рефлекторов остронаправленных антенн и др.

Решение такой задачи с учётом приведенных факторов в научно-технической литературе не встречалось.

Этапы решения. Для решения поставленной задачи необходимо:

- выбрать показатель и критерий эффективности, в соответствии с которыми будут рассматриваться и выбираться предпочтительные места установки приёмных антенн навигационной системы на КА;

Куренков Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры летательных аппаратов. E-mail: kvi.48@mail.ru

Шилов Лев Борисович, заместитель начальника проектного отдела. E-mail: shillev58@yandex.ru

- выбрать метод моделирования, сформировать расчётную схему, принять допущения и определить исходные данные для расчётов;

- построить алгоритм и математические модели для оценки показателя эффективности принимаемых проектных решений;

- разработать соответствующее программное обеспечение.

Критерий выбора проектных решений. В качестве показателя эффективности предлагается использовать относительное время нахождения приёмных антенн ССН в условиях взаимной видимости (радиовидимости) не менее заданного (k) количества навигационных спутников ($\bar{T}_{\geq k}^{ps}$), а в качестве критерия – максимальное значение этого показателя ($\bar{T}_{\geq k}^{ps} \rightarrow \max$).

Метод моделирования. В данной работе для оценки значений критериального параметра ($\bar{T}_{\geq k}^{ps}$) выбран метод имитационного моделирования, так как с помощью аналитических зависимостей невозможно учесть такое большое количество факторов, влияющих на результат.

Расчётная схема. Расчётная схема приведена на рис. 1. На этой схеме введены следующие обозначения: 1 – приёмная антенна; 2 – направление на НС; НП – направление полёта. Для упрощения схемы показаны только одна приёмная антенна и один навигационный спутник.

Суть моделирования. Строится вектор \vec{n}^{cn} нормали к полупространству КА, в котором отсутствуют внешние затеняющие элементы. Организуется имитация орбитального движения КА и навигационных спутников, а также имитация программных разворотов КА. В каждый момент времени имитации полёта строится единичный вектор \vec{h} направления от приёмной антенны поочерёдно к каждому из навигационных спутников и проверяются условия их взаимной видимости с учётом экранирования Землей по разработанным моделям. При отсутствии экранирования Землей вычисляется косинус угла ε между векторами \vec{h} и \vec{n}^{cn} . Если этот угол косинус угла ε положительный, то навигационный спутник находится в полупространстве, в котором установлена приёмная антенна КА (НС не затенён корпусом КА и навесными элементами конструкции). Подсчитывается количество неэкранированных навигационных спутников. Если это количество больше заданного (k), то рассчитывается время $t_{\geq k}^{ps}$ и относительное

время радиовидимости $\bar{T}_{\geq k}^{ps}$ навигационных спутников с приёмных антенн КА. Осуществляется приращение времени имитации и расчёты продолжают до остановки программы.

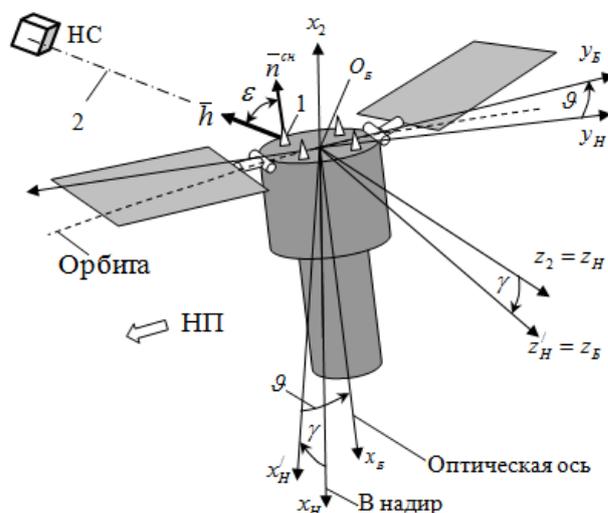


Рис. 1. Схема для оценки взаимной видимости антенны КА и навигационного спутника

В качестве базового использовано методическое и программное обеспечение для оценки целевых показателей эффективности КА [1]. Оно было модернизировано в части моделирования орбитального движения навигационных спутников. Для сокращения программного кода были использованы средства объектно-ориентированного программирования. Был сформирован класс – абстрактный космический аппарат – с полями (данными) и методами (функциями). На основе этого класса создавались (размножались, клонировались) объект КА и необходимое число объектов навигационных спутников. В каждый из отдельных объектов заносились свои исходные данные по параметрам орбит.

Основные допущения.

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

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

3. Влиянием аэродинамических верхних слоев атмосферы на исследуемых орбитах пренебрегаем.

Исходные данные. Для запуска программы должны быть заданы параметры орбит КА наблюдения и навигационных спутников: i - наклонение плоскости орбиты, Ω - долгота восходящего узла, ω - аргумент перигея, r_π и r_α - высоты перигея и апогея КА наблюдения и всех навигационных спутников, R_3 – радиус Земли, шаг расчёта по времени Δt , среднее время перенацеливания КА с одного объекта наблюдения на другой Δt_n и др.[1]. Остальные исходные данные получают как промежуточный результат вычислений в процессе работы модернизированного программного обеспечения [1], а именно: модуль радиус-вектора КА $r_{KA}(t)$, долгота $\lambda_{KA}(t)$ и широта $\varphi_{KA}(t)$ подспутниковой точки КА на поверхности Земли в каждый момент времени имитационного моделирования. Аналогичные параметры ($r_{HC}(t)$, $\lambda_{HC}(t)$ и $\varphi_{HC}(t)$) используются в качестве исходных данных для всех навигационных спутников.

Выбирается место и угол установки навигационной антенны КА наблюдения. Задаются количеством действующих навигационных спутников (n) в навигационной системе и минимальным количеством НС (k), которые должны быть видимы с антенных устройств КА наблюдения. Обнуляются счётчик количества навигационных спутников ($m = 0$), видимых с антенного устройства КА, и время $t_{e > k}$ видимости с антенных устройств КА не менее заданного (k) количества навигационных спутников.

Алгоритм и модели для оценки относительного времени взаимной видимости приёмной антенны КАДЗЗ и навигационного спутника.

1. Определяются координаты КА в геоцентрической гринвичской системе координат

$$x_G^e = \frac{r_G^{HC} \cos \varphi_G^{HC} \cos \lambda_G^{HC} - r_G^{KA} \cos \varphi_G^{KA} \cos \lambda_G^{KA}}{\sqrt{(x_G^{HC} - x_G^{KA})^2 + (y_G^{HC} - y_G^{KA})^2 + (z_G^{HC} - z_G^{KA})^2}};$$

$$y_G^e = \frac{r_G^{HC} \cos \varphi_G^{HC} \sin \lambda_G^{HC} - r_G^{KA} \cos \varphi_G^{KA} \sin \lambda_G^{KA}}{\sqrt{(x_G^{HC} - x_G^{KA})^2 + (y_G^{HC} - y_G^{KA})^2 + (z_G^{HC} - z_G^{KA})^2}};$$

$$z_G^e = \frac{r_G^{HC} \sin \varphi_G^{HC} - r_G^{KA} \sin \varphi_G^{KA}}{\sqrt{(x_G^{HC} - x_G^{KA})^2 + (y_G^{HC} - y_G^{KA})^2 + (z_G^{HC} - z_G^{KA})^2}}.$$

4. Рассчитываются координаты единичного вектора направления от КА к центру Земли (далее для краткости вектора \bar{g} , рис. 3) в геоцентрической гринвичской системе координат

(СК) для каждого момента времени имитации полёта

$$x_G^{KA} = r_{KA} \cos \varphi_{KA} \cos \lambda_{KA};$$

$$y_G^{KA} = r_{KA} \cos \varphi_{KA} \sin \lambda_{KA};$$

$$z_G^{KA} = r_{KA} \sin \varphi_{KA}.$$

Схема для определения координат представлена на рис. 2.

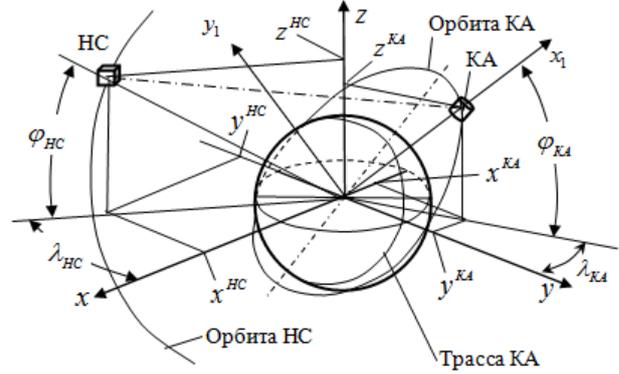


Рис. 2. Схема для определения координат КА и НС в гринвичской системе координат

2. Определяются координаты i -го навигационного спутника также в геоцентрической гринвичской системе координат (в первом цикле $i_{HC} = 1$)

$$x_G^{HC} = r_{HC} \cos \varphi_{HC} \cos \lambda_{HC};$$

$$y_G^{HC} = r_{HC} \cos \varphi_{HC} \sin \lambda_{HC};$$

$$z_G^{HC} = r_{HC} \sin \varphi_{HC}.$$

3. Рассчитываются координаты единичного вектора направления от КА ДЗЗ к навигационному спутнику (далее для краткости вектора \bar{h} , см. рис. 1) в геоцентрической гринвичской системе координат

$$x_G^g = \frac{-r_G^{KA} \cos \varphi_G^{KA} \cos \lambda_G^{KA}}{\sqrt{(x_G^{KA})^2 + (y_G^{KA})^2 + (z_G^{KA})^2}};$$

$$y_G^g = \frac{-r_G^{KA} \cos \varphi_G^{KA} \sin \lambda_G^{KA}}{\sqrt{(x_G^{KA})^2 + (y_G^{KA})^2 + (z_G^{KA})^2}};$$

$$z_G^g = \frac{-r_G^{KA} \sin \varphi_G^{KA}}{\sqrt{(x_G^{KA})^2 + (y_G^{KA})^2 + (z_G^{KA})^2}}.$$

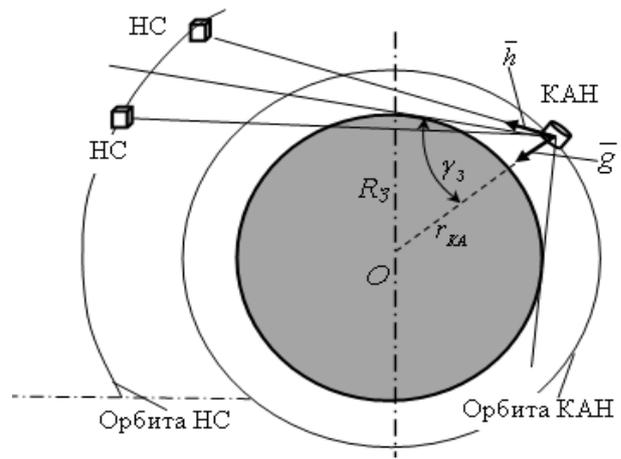


Рис. 3. Схема для оценки экранирования навигационных спутников Земли

5. Определяется косинус угла между направлением векторов \bar{h} и \bar{g}

$$\cos(hg) = \frac{x_G^e x_G^g + y_G^e y_G^g + z_G^e z_G^g}{\sqrt{(x_G^e)^2 + (y_G^e)^2 + (z_G^e)^2} \cdot \sqrt{(x_G^g)^2 + (y_G^g)^2 + (z_G^g)^2}}.$$

6. Рассчитывается (из геометрических соотношений) косинус угла полураствора конуса, с вершиной в КА наблюдения и образующими, касающимися к поверхности Земли (см. рис. 3)

$$\cos \gamma_3 = \frac{\sqrt{r_{KA}^2 - R_3^2}}{r_{KA}}.$$

7. Проверяется условие взаимной видимости КА наблюдения и НС с учётом возможности экранирования Земли. Если выполняется условие $\cos(hg) < \cos \gamma_3$ (навигационный спутник виден с КА наблюдения), то выполняется пункт 8 алгоритма. В противном случае осуществляется переход к пункту 10.

Отметим, что на рис. 3 орбиты КА и двух навигационных спутников условно показаны в одной плоскости, хотя на самом деле это не всегда так. Однако это обстоятельство не оказывает влияние на математическую запись последней формулы, так как она получена при условии нахождения КА и одного из НС в плоскости, проходящей через центр Земли. При последовательном переборе (на основе алгоритма) навигационных спутников рассматриваются другие плоскости. Семейство линий, ограничивающих взаимную видимость и невидимость КА и множества навигационных спутников в пределе образуют коническую поверхность границы взаимной видимости-невидимости. Отметим, что проверку условия взаимной видимости КА можно проводить с помощью моделей, представленных в [2].

8. Проверяется условие взаимной видимости навигационного спутника и приёмной антенны КА с учётом её затенения корпусом КА или навесными элементами. Для этого производятся следующие действия.

8.1. Осуществляется пересчет координат КА наблюдения из геоцентрической гринвичской СК в неподвижную геоцентрическую СК

$$\begin{pmatrix} x_{KA} \\ y_{KA} \\ z_{KA} \end{pmatrix} = A^T \cdot \begin{pmatrix} x_G^{KA} \\ y_G^{KA} \\ z_G^{KA} \end{pmatrix}, \text{ где}$$

$$A = \begin{pmatrix} \cos(\omega_3 t) & \sin(\omega_3 t) & 0 \\ -\sin(\omega_3 t) & \cos(\omega_3 t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

8.2. Осуществляется пересчет координат НС из геоцентрической гринвичской СК в неподвижную геоцентрическую СК

$$\begin{pmatrix} x^{HC} \\ y^{HC} \\ z^{HC} \end{pmatrix} = A^T \cdot \begin{pmatrix} x_G^{HC} \\ y_G^{HC} \\ z_G^{HC} \end{pmatrix}.$$

8.3. Осуществляется пересчет координат вектора \bar{h} последовательно из неподвижной геоцентрической СК ($Oxyz$) в геоцентрическую орбитальную СК ($O_1x_1y_1z_1$), связанную с перигелием орбиты [3], далее в барицентрическую СК ($O_2x_2y_2z_2$) и, наконец, в СК,

связанную с центром масс КА ($O_H x_H y_H z_H$) по методике, изложенной в [2, 3]. При осуществлении последнего пересчёта

$$\begin{pmatrix} x_H^h \\ y_H^h \\ z_H^h \end{pmatrix} = M_H \cdot \begin{pmatrix} x_2^h \\ y_2^h \\ z_2^h \end{pmatrix},$$

где M_H - матрица поворота (косинусов между осями систем координат), следует учитывать варианты компоновочной схемы КА и расположения базовых осей.

Для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось y_B базовой системы координат КА направлена в нади́р (см. рис. 1), матрица поворота будет следующей [4]

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

Для варианта компоновки КА наблюдения и схемы полета, когда ось x_B базовой системы координат КА направлена в нади́р (см. рис. 4), матрица M_H будет такой [4]:

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

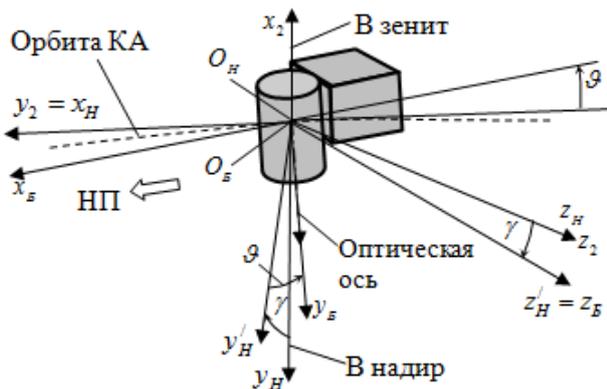


Рис. 4. Системы координат при повороте КА с поперечной оптической осью аппаратуры наблюдения

8.4. Для КА детального оптического наблюдения проверяется условие нахождения КА в световом пятне

$$\left| \arccos[\sin(\varphi_{3T})\sin(\varphi_{KA}) + \cos(\varphi_{3T})\cos(\varphi_{KA})\cos(\lambda_{KA} - \lambda_{3T})] \right| < \alpha_{СП},$$

где $\alpha_{СП}$ - центральный угол Земли, соответствующий световому пятну: $\alpha_{СП} = \pi/2 - h_{\odot}^C$. В последнем выражении h_{\odot}^C - угол высоты Солнца над горизонтом, при котором возможна съёмка.

Условие нахождения КА в световом пятне нетрудно получить из условия нахождения КА в зоне радиовидимости наземного пункта приёма видеоинформации (НППИ) [1], в котором широту и долготу НППИ заменить на широту и долготу зенитной точки Солнца соответственно. Для КА детального радиолокационного наблюдения этот пункт (8.6) пропускается, так как съёмка может осуществляться и на теневой стороне Земли.

8.5. Производится имитация разворотов КА при перенацеливании с одного объекта наблюдения на другой. Это делается не в каждый цикл расчёта, а периодически, через заданное время Δt_n с помощью задания случайных углов крена γ и тангажа ϑ .

8.5.1. Для КА детального оптического наблюдения, если условие, представленное в п. 8.6 выполняется, случайные значения углов ϑ и γ (см. рис. 1) определяются по зависимостям

$$\begin{aligned} \vartheta &= -\rho_{\max} + 2\rho_{\max}\xi; \\ \gamma &= -\rho_{\max} + 2\rho_{\max}\zeta, \end{aligned}$$

где ρ_{\max} - максимальный угол полураствора конуса обзора КА; ξ и ζ случайные числа с равномерным законом распределения на отрезке $[0, 1]$.

Чтобы исключить возможность реализации случайных углов ξ и ζ , при которых угол отклонения оптической оси от нади́ра превышает максимальное значение ρ_{\max} , проверяется выполнение следующего условия:

$$(\operatorname{tg} \vartheta)^2 + (\operatorname{tg} \gamma)^2 < (\operatorname{tg} \rho_{\max})^2.$$

Если условие, представленное в п. 8.6 не выполняется, то КА детального оптического наблюдения ориентируется панелями солнечной батареи на Солнце.

8.5.2. Для КА детального радиолокационного наблюдения выполнение условия 8.6 не требуется, так как съёмка возможна не только на освещённом, но и на теневом участке орбитального полёта. Схема для задания случайного значения угла крена КА представлена на рис. 5. На этой схеме γ_{esc} - угол сектора электронного сканирования; γ_{δ} - ближний угол визирования; γ_{δ} - дальний угол визирования;

$\gamma_{уст}$ - установочный угол КА. Угол тангажа не варьируется и принимается равным нулю.

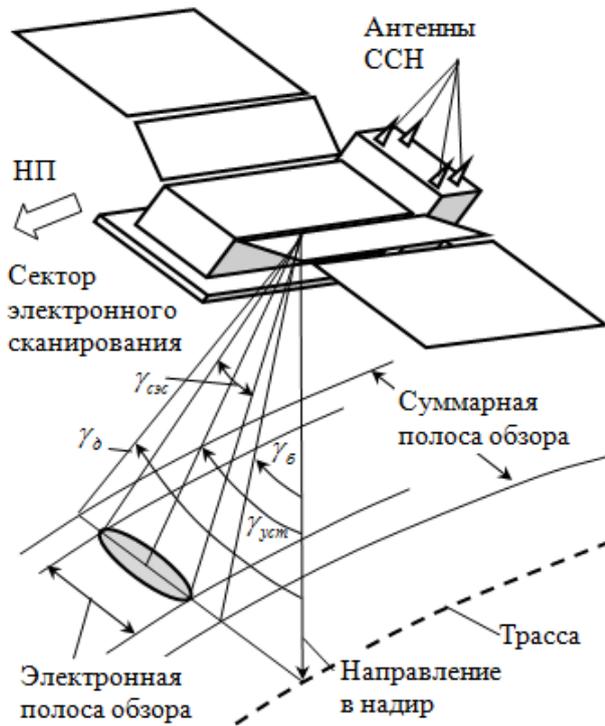


Рис. 5. Схема для задания случайного значения угла крена КА детального радиолокационного наблюдения

Системы координат на схеме не показаны, однако они соответствуют схеме с поперечной оптической осью аппаратуры наблюдения (см. рис. 4). При этом следует учитывать, что съёмка наземных объектов может производиться не только с правой стороны КА, если смотреть по направлению полёта, как это показано на рис. 5, но и левой стороны. Схема углов в этом случае будет зеркальной относительно плоскости орбиты. Случайные значения угла крена получаются следующим образом: периодически, через определённое время Δt_{n2} (который значительно больше шага имитационного моделирования основной программы) определяется случайная сторона съёмки. Для этого вызывается случайное число χ с равномерным законом распределения на отрезке $[0, 1]$. Если $\chi \leq 0,5$, то принимается одна сторона, например, левая. Если $\chi > 0,5$ - то - объекты снимаются с другой стороны от КА. Если с какой-либо стороны КА снимает чаще, то вместо значения 0,5 можно вводить определённое значение вероятности. Через заданный шаг по времени полёта Δt_{n1} (который меньше интервала времени полёта Δt_{n2} , но больше шага имитационного моделирования основной программы) рассчитывается

случайное значение установочного угла КА: $\gamma_{уст} = (\gamma_{\phi} + \gamma_{сэс}/2) + (\gamma_{\theta} - \gamma_{\phi} - \gamma_{сэс}) \cdot \zeta$, если объекты снимаются с левой стороны КА; $\gamma_{уст} = -(\gamma_{\phi} + \gamma_{сэс}/2) - (\gamma_{\theta} - \gamma_{\phi} - \gamma_{сэс}) \cdot \zeta$, если объекты снимаются с правой стороны.

8.6. Осуществляется пересчет координат вектора \vec{h} из СК, связанной с центром масс КА и центром Земли $O_H x_H y_H z_H$, в базовую СК $O_B x_B y_B z_B$ с учётом углов тангажа ϑ и крена γ КА (см. рис. 1)

$$\begin{pmatrix} x_B^h \\ y_B^h \\ z_B^h \end{pmatrix} = M_B \cdot \begin{pmatrix} x_H^h \\ y_H^h \\ z_H^h \end{pmatrix},$$

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

Для варианта компоновки КА и схемы полета, когда ось x_B базовой СК направлена в надир (рис. 1), матрица поворота будет следующей [4]

$$M_B = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \gamma & \sin \theta & -\cos \theta \sin \gamma \\ -\sin \theta \cos \gamma & \cos \theta & \sin \theta \sin \gamma \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{pmatrix}$$

Для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось y_B базовой системы координат КА направлена в надир (рис. 6 и 7), матрица поворота будет следующей [4]

$$M_B = \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \cos \gamma & -\sin \theta \sin \gamma \\ -\sin \theta & \cos \theta \cos \gamma & -\cos \theta \sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix}$$

8.7. Осуществляется расчет косинуса угла ε между векторами \vec{h} и $\vec{n}_{сн}$ (см. рис. 1)

$$\cos \varepsilon = a_{x_B} x_B^h + a_{y_B} y_B^h + a_{z_B} z_B^h,$$

8.8. Если косинус угла ε положительный, то навигационный спутник находится в полупространстве, в котором установлена направленная антенна КА, и, следовательно, условие взаимной видимости навигационного спутника и приёмной антенны КА выполняется.

9. Если условие 8.8 выполняется, то включается счётчик количества навигационных спутников, видимых с антенных устройств КА наблюдения $m = m + 1$. В противном случае счётчик не включается.

10. Осуществляется приращение по номеру навигационного спутника $i_{НС} = i_{НС} + 1$ и проверяется условие окончания цикла по всем навигационным спутникам. Если $i_{НС} < k$, то пункты 1-9 повторяются. Если $i_{НС} = k$, то осуществляется переход к пункту 11.

11. Проверяется условие видимости с антенных устройств КА не менее заданного количества навигационных спутников k . Если $m < k$, то осуществляется переход к пункту 13. Если $m \geq k$, то осуществляется приращение времени $t_{>k}$ видимости с антенных устройств КА наблюдения не менее заданного (k) количества навигационных спутников $t_{\geq k}^{pg} = t_{\geq k}^{pg} + \Delta t$.

12. Рассчитывается относительное время видимости с антенных устройств КА наблюдения не менее k навигационных спутников

$$\bar{T}_{\geq k}^{pg} = \frac{t_{\geq k}^{pg}}{t},$$

где t - время имитации полета для КА. Причём для КА радиолокационного наблюдения время t соответствует полному времени, а для КА детального оптического наблюдения – суммарному времени полёта в условиях возможной съёмки (в световым пятне). Расчёт также может проводиться по формуле

$$\bar{T}_{\geq k}^{pg} = \frac{1}{t} \sum \Delta t_{\geq k},$$

где $\Delta t_{\geq k}$ - приращение только тех шагов расчёта по времени, в которых выполнялось условие $m \geq k$.

13. Осуществляется вывод результатов расчёта в определённые окна программы (через заданное время имитации полёта КА, например, через каждый час или виток).

14. Осуществляется приращение времени имитации полёта КА наблюдения и навигационных спутников на шаг Δt .

15. Пункты 1-14 циклически повторяются до остановки программы оператором или по истечении заданного времени имитации полёта.

Конец алгоритма.

Выводы: разработанные модели и алгоритм можно использовать при проектировании КА ДЗЗ для выбора предпочтительных мест установок приёмных антенн навигационной системы на корпусе КА по критерию $\bar{T}_{\geq k}^{pg} \rightarrow \max$ (максимума относительного времени нахождения приёмных антенн ССН в условиях взаимной видимости с навигационными спутниками, числом не менее заданного). Для этого необходимо модернизировать ранее созданное программное обеспечение для оценки целевых показателей эффективности КА наблюдения [1].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Куренков, В.И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. 296 с.
2. Куренков, В.И. Математические модели и алгоритмы для оценки взаимной видимости околоземных космических аппаратов. В сб. научных трудов XIV Всероссийского семинара по управлению движением и навигации ЛА (Самара, 8-10 июня 2009 г.). 2009. Ч. I. С. 209-214.
3. Соллогуб, А.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА / А.В. Соллогуб, Г.П. Аншаков, В.В. Данилов; под ред. Д.И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. 368 с.
4. Куренков, В.И. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса: учеб. пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 160 с.

MODEL AND ALGORITHM FOR CHOOSING THE LOCATION OF NAVIGATION SYSTEM ANTENNAS' FOR SPACECRAFT REMOTE SENSING

© 2012 V.I. Kurenkov¹, L.B. Shilov²

¹ Samara State Aerospace University named after S.P. Korolyov
(National Research University)

² State Research Production Space-Rocketed Center "TsSKB-Progress", Samara

The mathematical model and algorithm for estimating the relative time spent by navigation satellites (NS) and spacecraft remote sensing (RS satellites) in terms of mutual visibility taking into account the possibility of shielding the receiving antennas by the Earth or by the elements of a spacecraft design were devised. The technique of selecting the mounting of navigation system antennas on the body of the spacecraft by the criterion of the maximum relative time of mutual visibility of at least the given number of the navigation satellites.