

УДК 629.78(075)

Модели и алгоритмы для выбора углов установки звездных датчиков космических аппаратов наблюдения

Шилов Л.Б.

Аннотация

Предложен критерий выбора для определения углов установки звездных датчиков, разработаны математические модели и алгоритмы имитационного моделирования для оценки относительного времени направления осей звёздных датчиков на участки неба, исключая возможность засветки солнечными лучами и экранирования Землёй.

Ключевые слова

космический аппарат; звездный датчик; углы установки; относительное время; направление датчика на звёздное небо; моделирование полёта; имитация разворотов

Космический аппарат, предназначенный для наблюдения земной поверхности, имеет в своем составе ряд внешних устройств, к числу которых относятся звездные датчики. При проектировании КА в части размещения внешних устройств необходимо обеспечивать условия для выполнения их функциональных задач.

Звёздный датчик представляет собой астроприбор, предназначенный для определения положения связанной системы координат космического аппарата (КА) в системе координат звёздного каталога. Звёздные датчики используются для управления движением КА и для измерения угловых элементов внешнего ориентирования КА с целью определения геодезических координат снимаемых объектов.

Оптические блоки звёздных датчиков устанавливаются на внешней поверхности КА, как правило, в количестве не менее трёх. Места и углы установки оптических блоков должны быть выбраны с обеспечением светотехнических условий для их функционирования.

То есть таким образом, чтобы угловая апертура в процессе целевой работы большую часть времени обеспечивала наблюдение звёздного неба без засветки Солнцем и Землей.

Построить аналитические модели для оценки относительного времени нахождения звёздного неба в угловой апертуре оптических блоков затруднительно, по-видимому, невозможно. Это обстоятельство обусловлено особенностью целевого функционирования низкоорбитальных КА, в процессе которого производится многократное перенаведение целевой аппаратуры с одного маршрута на другой в одном сеансе наблюдения (посредством перенацеливания КА), а также производится многократная переориентация осей КА и их стабилизация в произвольно задаваемом направлении при выполнении множества функциональных задач (передача видеоинформации на Землю, ориентация панелей солнечной батареи на Солнце и др.). Кроме того, в процессе продолжительного орбитального полёта происходит прецессия орбиты и изменяется единичный вектор направления от КА на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат.

Учитывая вышеуказанные особенности, для оценки относительного времени нахождения звёздного неба в угловой апертуре оптических блоков предлагается использовать метод имитационного моделирования.

Суть моделирования

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

В базовой системе координат КА (связанной с КА) строится единичный вектор \bar{e} направления оптической оси блока звёздного датчика (рис.1). На каждом шаге имитационного моделирования орбитального полёта и программных разворотов КА в той же системе координат проверяются условия попадания Солнца и Земли в конус поля зрения оптического блока звёздного датчика.

Для этого, во-первых, определяются косинусы угла α между вектором \bar{e} и единичным вектором направления на Солнце \bar{S} . Если угол α меньше угла $(\mu + \Delta\mu_1)/2$, то считается, что Солнце попадает в поле зрения оптического блока звёздного датчика.

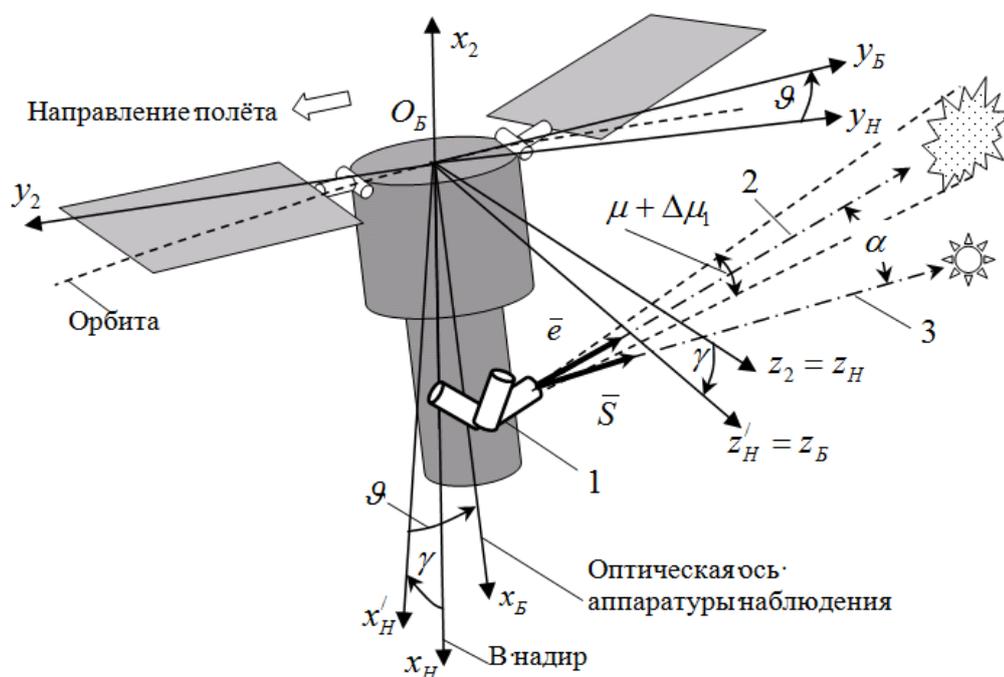


Рис. 1. Схема для оценки условий попадания лучей Солнца в поле зрения оптического блока звёздного датчика

- 1 – звёздный координатор; 2 – направление на участок звёздного неба;
3 – направление на Солнце

Во-вторых, проверяется условие нахождения точки конца единичного вектора \bar{e} в конус видимости Земли с оптического блока звёздного датчика КА. Этот конус имеет угол полураствора $\beta + (\mu + \Delta\mu_2)/2$ (рис. 2). В этом выражении $\Delta\mu_2$ некоторый запас угла μ для того, чтобы исключить попадание в поле зрения оптического блока светового нимба Земли. Если последнее условие выполняется, то ось оптического блока не направлена на звёздное небо.

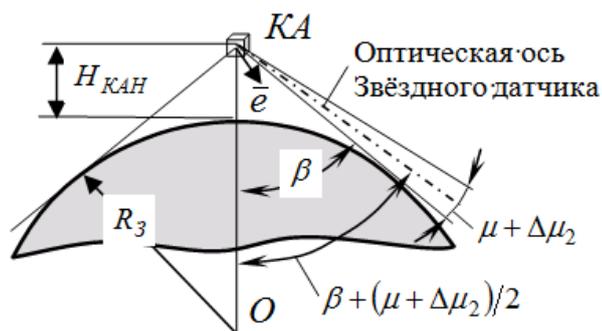


Рис. 2. Схема для определения экранирования поля зрения оптического блока звёздного датчика Землёй

На последующих циклах имитационного моделирования расчёты повторяются, и оценивается относительное время попадания в поле зрения оптических блоков звёздного неба.

Для имитации разворотов КА при наблюдении наземных объектов используется генератор случайных чисел, который включается через определённое время и задаёт углы тангажа и крена корпуса КА в пределах установленного максимального угла отклонения оптической оси $O_B x_B$ от надира (рис. 1). Перенацеливание осуществляется при нахождении подспутниковой точки КА в световом пятне (в зоне поверхности Земли, которая освещена Солнцем с углом над горизонтом не менее 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 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 расчета

Должны быть заданы координаты единичного вектора \bar{e} в базовой системе координат (e_{xB}, e_{yB}, e_{zB}) , характеризующие положение звездного датчика. 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 $\lambda_{КА}(t)$ и широта $\varphi_{КА}(t)$ подспутниковой точки КА на поверхности Земли в каждый момент времени имитационного моделирования. В свою очередь, для запуска этой программы необходимы следующие исходные данные: ω_3 - угловая скорость вращения Земли относительно своей оси, i - наклонение плоскости орбиты, Ω - долгота восходящего узла, ω - аргумент перигея, r_π и r_α - высоты перигея и апогея КА наблюдения.

Кроме того, выбирается шаг имитационного моделирования, максимальный угол поворота КА и угол высоты Солнца над горизонтом, при котором возможно наблюдение земной поверхности. Эти параметры выбираются исходя из требований к целевым характеристикам: производительности наблюдения, периодичности наблюдения и линейному разрешению на местности.

Шаг по времени перенацеливания определяется в соответствии с заданным количеством программных поворотов, совершаемых КА для наблюдения объектов на земной поверхности в световом пятне. Продолжительность участка наблюдения на витке (в световом пятне) характеризуется углом высоты Солнца над горизонтом h_\odot^C . Максимальный угол поворота КА ρ_{\max} по углам тангажа или крена определяется в соответствии с требованием к разрешению на краю полосы обзора.

Алгоритм и используемые математические модели

1. Обнуляется переменная относительного времени нахождения оптического блока звездного датчика 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]. Расчетная схема показана на рис. 3, где использованы обозначения: δ_C - угол между эклиптической и экватором (23,5 градуса); α_C - угол между направлением на точку весеннего равноденствия и

линией Земля – Солнце; s_x, s_y, s_z - проекции вектора \vec{S} на оси неподвижной геоцентрической СК.

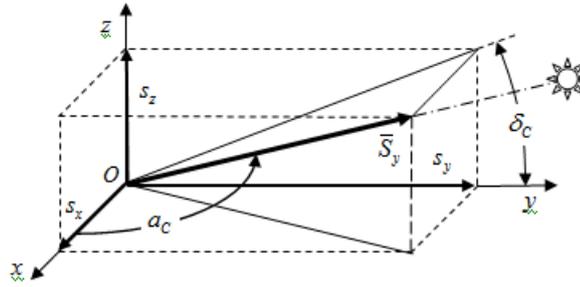


Рис. 3. Положение вектора направления на Солнце относительно неподвижной геоцентрической СК

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

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

где $a_c = 2\pi N/365$; N - число дней, прошедших с 21 марта (точка весеннего равноденствия) до расчетной даты полета.

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

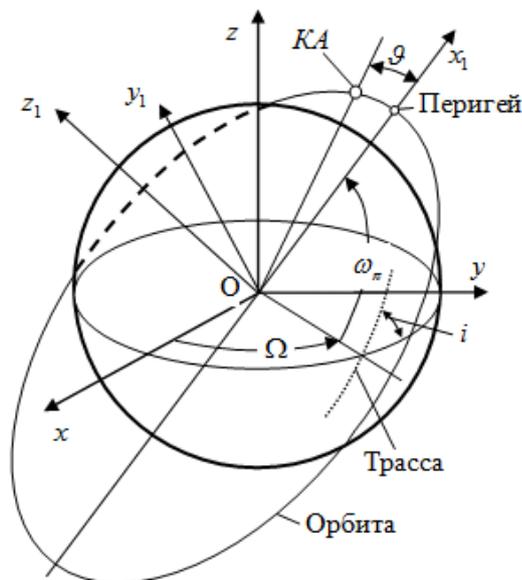


Рис. 4. Неподвижная геоцентрическая СК $Oxyz$ и геоцентрическая орбитальная СК $O_1x_1y_1z_1$, связанная с перигеумом орбиты

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

где $m_{11} = \cos \omega_\pi \cos \Omega - \sin \omega_\pi \cos i \sin \Omega$;

$$m_{12} = \cos \omega_\pi \sin \Omega + \sin \omega_\pi \cos i \cos \Omega;$$

$$m_{13} = \sin \omega_\pi \sin i;$$

$$m_{21} = -\sin \omega_\pi \cos \Omega - \cos \omega_\pi \cos i \sin \Omega;$$

$$m_{22} = -\sin \omega_\pi \sin \Omega - \cos \omega_\pi \cos i \cos \Omega;$$

$$m_{23} = \cos \omega_\pi \sin i;$$

$$m_{31} = \sin i \sin \Omega;$$

$$m_{32} = -\sin i \cos \Omega;$$

$$m_{33} = \cos i.$$

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

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

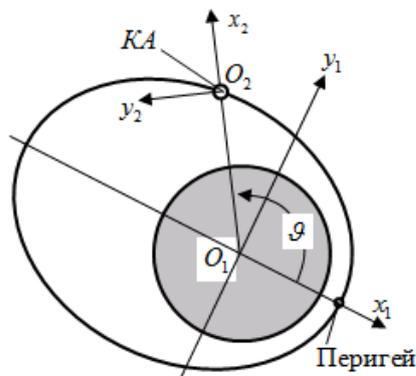


Рис. 5. Геоцентрическая орбитальная СК $O_1x_1y_1z_1$, связанная с перигеумом орбиты и барицентрическая орбитальная СК $O_2x_2y_2z_2$

5 Осуществляется пересчет 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 будет следующей

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

6. Проверяется условие нахождения КА в световом пятне

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

где h_{\oplus}^C - угол высоты Солнца над горизонтом, при котором возможна съемка; $\alpha_{СП}$ - центральный угол Земли, соответствующий световому пятну:

$$\alpha_{СП} = \pi/2 - h_{\oplus}^C.$$

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 заменить на широту и долготу зенитной точки Солнца соответственно.

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 ϑ и крена γ КА (см. рис. 1) в конусе обзора с максимальным углом ρ_{\max}

$$\vartheta = -\rho_{\max} + 2\rho_{\max}\xi;$$

$$\gamma = -\rho_{\max} + 2\rho_{\max}\zeta;$$

$$(\operatorname{tg} \theta)^2 + (\operatorname{tg} \gamma)^2 < (\operatorname{tg} \rho_{\max})^2,$$

где ξ и ζ случайные числа с равномерным законом распределения на отрезке [0, 1].

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

8. Осуществляется пересчет координат вектора \bar{S} из СК, связанной с центром масс КА и направлением оптической оси аппаратуры наблюдения в надир (центр Земли) $O_H x_H y_H z_H$, в базовую СК $O_B x_B y_B z_B$ с учетом 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]

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

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

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

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

11. Проводится анализ выполнения условия $\alpha \leq (\mu + \Delta\mu_1)/2$. 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 СК, связанную с центром масс КА и направлением в надир $O_H x_H y_H z_H$:

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

где M_B^T транспонированная матрица M_B .

12.2. Проверяется условие нахождения точки конца единичного вектора \bar{e} во внутреннюю область конуса видимости Земли с КА с углом полураствора $\beta + (\mu + \Delta\mu_2)/2$. Математически это условие записывается следующим образом:

$$e_{xH} \geq k \sqrt{e_{yH}^2 + e_{zH}^2}, \quad (1)$$

где k – коэффициент, который определяется с помощью угла полураствора конуса β по следующей зависимости:

$$k = ctg[\beta + (\mu + \Delta\mu_2)/2].$$

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

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

$\gamma = \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right)$, где R_3 – радиус Земли; $H_{КАН}$ – высота полета 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 расчета Δt и рассчитывается относительное время попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора

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

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 факт, что одновременно солнечные лучи и Земля не могут попасть в поле зрения оптического блока звёздного координатора.

14. Расчеты по п. 2...13 повторяются.

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

Программное обеспечение

На основе представленных моделей и алгоритма разработан блок программы, который интегрирован в ранее созданное программное обеспечение для оценки показателей эффективности КА наблюдения по целевому назначению. С помощью предлагаемого программного обеспечения можно оценивать относительное время нахождения звёздного неба в поле зрения оптического датчика координатора звёзд для заданного пространственного направления оптической оси датчика звёздного координатора. Фрагмент пользовательского интерфейса данной части программы с исходными данными и результатами расчёта, представлен на рис. 5.

Аналогичные блоки программы разработаны ранее для оценки выбора мест и углов установки для других внешних устройств КА, таких как панели солнечных батарей, радиаторы охлаждения и антенные устройства для передачи целевой информации на спутник-ретранслятор. Таким образом, разработанное программное обеспечение позволяет осуществлять поиск области рациональных решений при размещении внешних устройств.

Рис. 5. Фрагмент пользовательского интерфейса программного обеспечения

Выбор мест установки БОКЗ

Выбор мест установки БОКЗ на корпусе КА ограничен, так как одним из условий является жесткое сопряжение с установочным шпангоутом оптико-электронного телескопического комплекса КА наблюдения. Углы установки оптических блоков, как упоминалось, 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 датчика и выбрать места и углы для установки по критерию $T_{БОКЗ}^{Отн} \rightarrow \max$.

Выводы

1. Предложен критерий для выбора наиболее предпочтительных мест и углов установки звездного датчика – это максимальное относительное время попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного датчика при имитации функционирования КА по целевому назначению.

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

3. С помощью данных моделей и алгоритма разработано программное обеспечение для оценки относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора и, по результатам таких оценок, предлагается 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: учебное пособие /В.И.Куренков, В.В.Салмин, Б.А.Абрамов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 296 с.

2. 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.

3. 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.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Шилов Лев Борисович, заместитель начальника проектного отдела ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», аспирант СГАУ, тел.: 8-846-228-97-25