

## МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО СОЛНЦА ПРИ ОБЪЕКТОВОЙ СЪЁМКЕ И ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИИ

© 2023

**В. И. Куренков** доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru)

**Е. А. Пупков** старший преподаватель кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru)

Разработаны упрощённые модели и алгоритмы для оценки текущего значения угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в моменты объектовой съёмки и в процессе переориентации космического аппарата дистанционного зондирования Земли с учётом относительного движения объектов наблюдения в поле обзора космического аппарата. Модели отличаются от существующих тем, что в них не требуется знание программ управления космическим аппаратом по углам тангажа, крена и рыскания в каждый момент времени процесса его целевого функционирования и перенацеливания. На основе полученных моделей разработан эффективный по скорости выполнения расчётов модуль программного обеспечения, не требующий больших вычислительных ресурсов, который используется в программном комплексе имитации целевого функционирования космической системы наблюдения с учётом длительного орбитального движения спутников, изменений параметров орбиты, вектора направления на Солнце и других факторов. Проведена проверка адекватности разработанных моделей способом визуализации орбитального движения космического аппарата и его разворотов при перенацеливании, а также путём сравнения результатов моделирования с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных. Приведены примеры реализации окон программного обеспечения.

*Космический аппарат; оптико-электронное наблюдение; объектовая съёмка; солнечная батарея; направление на Солнце; перенацеливание; модели ориентации; алгоритмы; программное обеспечение*

---

**Цитирование:** Куренков В.И., Пупков Е.А. Модели для определения ориентации солнечной батареи космического аппарата наблюдения относительно Солнца при объектовой съёмке и перенацеливании // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 47-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58

### Введение

В процессе проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основное внимание уделяется обеспечению заданных целевых показателей космической системы наблюдения и оценке основных проектных параметров КА. Одним из важных целевых показателей КА ДЗЗ является производительность съёмки, которая существенно зависит от среднесуточной мощности параметров системы электропитания. Среднесуточная мощность системы электропитания зависит от конструктивного облика КА, мощности целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, циклограмм их работы, мощности буферных аккумуляторных батарей и др.

Одним из важных проектных параметров КА ДЗЗ, определяющих среднесуточную мощность системы электропитания, является среднесуточное значение косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солн-

це. В свою очередь, среднесуточное значение этого угла можно определить, зная его текущее значение в каждый момент времени орбитального движения и программных разворотов космического аппарата в процессе его орбитального функционирования.

Существуют модели для определения значения угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце [1 – 3 и др.]. Однако в таких моделях в качестве исходных данных, кроме орбитальных параметров КА, необходимо знание пространственной ориентации КА, в частности программ управления по углам тангажа, крена и рыскания в каждый момент времени процесса целевого функционирования и перенацеливания КА. На начальных этапах проектирования системы электропитания таких программ управления КА ещё не создано и было бы целесообразно разработать модели для определения ориентации панели солнечной батареи, не используя параметров ориентации КА по углам тангажа, крена и рыскания.

**Цель настоящей статьи** – разработка моделей и алгоритмов для оценки текущего значения угла (или косинуса угла) между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе перенацеливания при объектовой съёмке, которые могли бы использоваться в проектных программных комплексах, имитирующих орбитальное движение и программные развороты КА по целевому назначению.

Для достижения этой цели необходимо решить следующие задачи:

- разработать модели для оценки параметров ориентации панели солнечной батареи относительно Солнца в момент времени, когда оптическая ось аппаратуры наблюдения направлена на тот или иной объект наблюдения, то есть в момент съёмки;

- разработать модели для определения ориентации панели солнечной батареи относительно Солнца в произвольные моменты времени в процессе перенацеливания космического аппарата с одного объекта наблюдения на другой;

- проверить адекватность разработанных моделей с помощью визуализации орбитального движения и перенацеливания космического аппарата в составе программного комплекса, в котором используется модуль с предложенными моделями.

**Суть моделирования** заключается в том, что задаётся геометрическая схема космического аппарата с учётом расположения панели солнечной батареи относительно корпуса КА, на основе формул аналитической геометрии определяются углы (или косинусы углов) между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в моменты времени, когда оптическая ось аппаратуры наблюдения КА направлена на объекты съёмки с заданными координатами на поверхности Земли, а также при перенацеливании с одного объекта наблюдения на другой.

**Исходные данные и допущения.** На рис. 1 показаны: упрощённая схема КА, единичный вектор нормали к плоскости панели солнечной батареи (СБ)  $\vec{N}$ , единичный вектор направления на Солнце  $\vec{S}$  и угол  $\zeta$  между этими векторами, оптическая ось аппаратуры наблюдения и объект наблюдения на поверхности Земли.

Плоскость панели солнечной батареи не затенена корпусом КА и располагается перпендикулярно оптической оси аппаратуры наблюдения.

Орбита КА круговая (или околосферическая). В процессе орбитального движения и целевых разворотов КА направление единичных векторов и угла между ними изменяются.

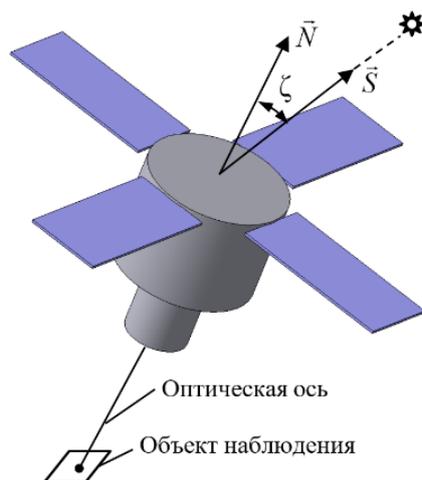


Рис. 1. Схема космического аппарата и угол для определения ориентации панелей солнечных батарей

Координаты центра масс КА определяются параметрами:

$\alpha$  – угол истинной аномалии;

$i$  – угол наклона плоскости орбиты;

$\Omega$  – долгота восходящего узла;

$R_0$  – радиус орбиты.

Координаты объекта наблюдения в неподвижной геоцентрической системе координат (СК) зависят от значений следующих величин:

$\varphi_{\text{он}}$  и  $\lambda_{\text{он}}$  – широта и долгота объекта наблюдения в подвижной гринвичской геоцентрической системе координат;

$t$  – время съёмки (начало отсчёта времени принимается в момент, когда координаты объекта наблюдения в неподвижной и подвижной системах координат совпадают);

$R_3$  – средний радиус Земли;

$\omega_3$  – скорость вращения Земли;

$\omega_T$  – угловая скорость поворота оптической оси телескопа.

Расчёты угла  $\zeta$  осуществляются в неподвижной геоцентрической системе координат.

### Модели для определения угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в момент съёмки объекта наблюдения

Сначала определим параметры единичного вектора направления на Солнце. Расчётная схема для оценки проекций единичного вектора направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат  $Oxyz$  ( $Y$  – направление на точку весеннего равноденствия) показана на рис. 2, где  $\delta_3$  – угол между эклиптической и плоскостью экватора (23,5 градуса);  $\delta_c$  – угол между плоскостью экватора и направлением на Солнце;  $\alpha_c$  – угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце.

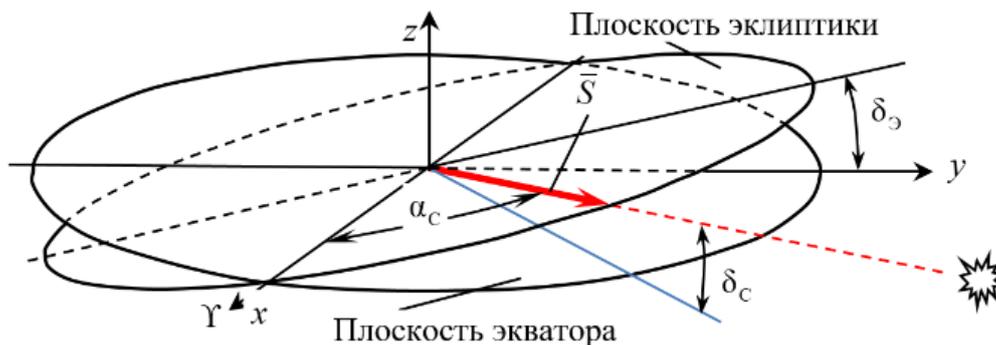


Рис. 2. Положение вектора направления на Солнце

Угол  $\alpha_c$  рассчитывается по следующей зависимости [1]:

$$\alpha_c = 2\pi t / T_T, \quad (1)$$

где  $t$  – текущее время от момента прохождения Землёй точки весеннего равноденствия;  $T_T = 365,2422$  сут – продолжительность тропического года.

Расчёт значений координат единичного вектора  $\vec{S} = |s_x, s_y, s_z|$  в произвольный момент времени года (суток), прошедшего с момента точки весеннего равноденствия, осуществляется по следующим зависимостям:

$$\left. \begin{aligned} s_x &= \cos \alpha_c \\ s_y &= \sin \alpha_c \cos \delta_3 \\ s_z &= \sin \alpha_c \sin \delta_3 \end{aligned} \right\}. \quad (2)$$

Перейдём к процессу определения координат единичного вектора  $\vec{N}$ . Сначала найдем выражения для расчёта декартовых координат КА. На рис. 3 схематично показаны: Земля; плоскость экватора; плоскость орбиты; орбита КА; трасса КА; точка нахождения КА на орбите, определяемая углом  $\alpha$  (истинной аномалией) в рассматриваемый момент времени. На рисунке показаны системы координат:

-  $OXYZ$  – геоцентрическая неподвижная система координат, ось  $OX$  которой направлена в точку весеннего равноденствия, а плоскость  $XOY$  совпадает с плоскостью экватора;

-  $OX'Y'Z'$  – геоцентрическая система координат, связанная с плоскостью орбиты, ось  $OX'$  которой направлена в точку восходящего узла орбиты, ось  $OY'$  находится в плоскости орбиты, а ось  $OZ'$  дополняет систему до правой системы координат.

Координаты КА в системе  $OX'Y'Z'$  вычисляются по формулам

$$\left. \begin{aligned} x' &= R_0 \cos \alpha \\ y' &= R_0 \sin \alpha \\ z' &= 0 \end{aligned} \right\},$$

где  $\alpha$  – истинная аномалия, которая определяется в зависимости от текущего значения времени  $t$  с момента прохождения космическим аппаратом аргумента перигея орбиты.

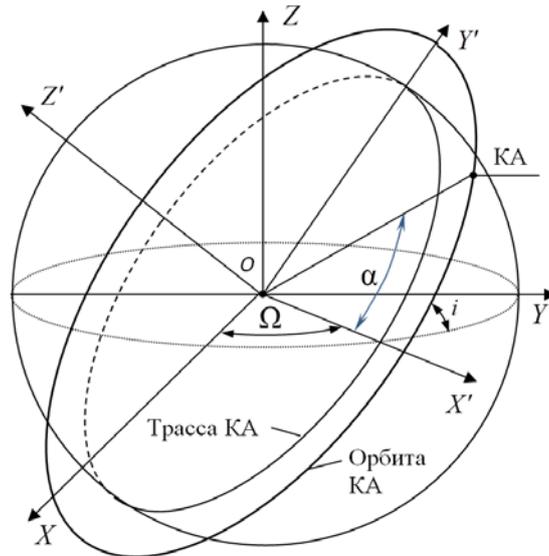


Рис. 3. Схема для пересчёта координат космического аппарата

Для круговых орбит истинная аномалия – понятие условное и может отсчитываться от произвольной точки орбиты, например от момента прохождения космическим аппаратом долготы восходящего узла:

$$\alpha = \omega_{\text{КА}} t, \quad (3)$$

где  $\omega_{\text{КА}}$  – скорость углового движения КА относительно центра Земли, которую трудно определить, вычислив предварительно период обращения КА.

Пересчёт данных координат из системы  $OX'Y'Z'$  в систему  $OXYZ$  производим путём матричного преобразования [2]:

$$\begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{pmatrix}.$$

В итоге получаем следующие выражения для расчёта текущих значений координат КА (при известных значениях параметров  $R_0, i, \Omega, \alpha, t$ ):

$$\left. \begin{aligned} x_0 &= R_0 \cos \alpha \cos \Omega - R_0 \sin \alpha \cos i \sin \Omega \\ y_0 &= R_0 \cos \alpha \sin \Omega - R_0 \sin \alpha \cos i \cos \Omega \\ z_0 &= R_0 \sin \alpha \sin i \end{aligned} \right\}. \quad (4)$$

Далее перейдём к определению значений координат объекта наблюдения. Для расчёта рассмотрим схему, представленную на рис. 3. На рисунке схематично показана Земля; плоскость экватора; плоскость орбиты; орбита КА; трасса КА; точка нахождения КА на орбите в рассматриваемый момент времени; объект наблюдения; траектория объекта наблюдения из-за вращения Земли; векторы  $\alpha_{\text{ОН}}$  и  $\alpha_{\text{КА}}$ , направленные из центра Земли соответственно на объект наблюдения и на космический аппарат; вектор  $\vec{N}$ , направленный из объекта наблюдения на космический аппарат.

Координаты объекта наблюдения вычисляются по следующим формулам [2]:

$$\left. \begin{aligned} x_{\text{ОН}} &= R_3 \cos \varphi_{\text{ОН}} \cos(\lambda_{\text{ОН}} + \omega_3 t) \\ y_{\text{ОН}} &= R_3 \cos \varphi_{\text{ОН}} \sin(\lambda_{\text{ОН}} + \omega_3 t) \\ z_{\text{ОН}} &= R_3 \sin \varphi_{\text{ОН}} \end{aligned} \right\}, \quad (5)$$

где  $t$  – параметр времени.

В соответствии с найденными координатами задаём радиус-векторы  $\vec{a}_{\text{КА}}(x_0, y_0, z_0)$  и  $\vec{a}_{\text{ОН}}(x_{\text{ОН}}, y_{\text{ОН}}, z_{\text{ОН}})$  (рис. 4).

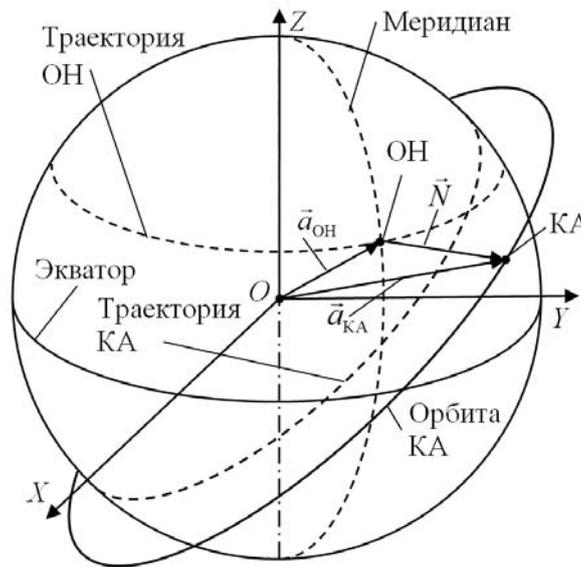


Рис. 4. Определение вектора нормали панелей солнечной батареи

Проекции вектора  $\vec{N}(n_x, n_y, n_z)$  определяются как разность соответствующих проекций составных векторов  $\vec{a}_{\text{КА}}(x_0, y_0, z_0)$  и  $\vec{a}_{\text{ОН}}(x_{\text{ОН}}, y_{\text{ОН}}, z_{\text{ОН}})$ :

$$\left. \begin{aligned} n_x &= x_0 - x_{\text{ОН}} \\ n_y &= y_0 - y_{\text{ОН}} \\ n_z &= z_0 - z_{\text{ОН}} \end{aligned} \right\}. \quad (6)$$

Формула для определения косинуса угла  $\zeta$  между векторами  $\vec{N}$  и  $\vec{S}$  может быть получена из их скалярного произведения:

$$n_x s_x + n_y s_y + n_z s_z = |\vec{N}| |\vec{S}| \cos \zeta,$$

откуда выражаем искомый косинус угла  $\zeta$  или сам угол:

$$\cos \zeta = \frac{n_x s_x + n_y s_y + n_z s_z}{|\vec{N}| |\vec{S}|}; \quad \zeta = \arccos \left( \frac{n_x s_x + n_y s_y + n_z s_z}{|\vec{N}| |\vec{S}|} \right), \quad (7)$$

где

$$|\vec{N}| = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}; \quad |\vec{S}| = \sqrt{s_x^2 + s_y^2 + s_z^2}. \quad (8)$$

Полученные выражения (6) – (8) для определения значения  $\cos \zeta$  или угла  $\zeta$  позволяют определить ориентацию панелей солнечных батарей относительно Солнца в момент, когда космический аппарат производит съёмку, то есть когда его оптическая ось направлена на объект наблюдения.

### Модели для определения ориентации панелей солнечной батареи относительно Солнца в процессе перенацеливания

Рассмотрим рис. 5, на котором схематично показаны объекты наблюдения  $OH_1$  и  $OH_2$ , расположенные на поверхности Земли, орбита КА, векторы  $\vec{N}_1$  и  $\vec{N}_2$  в моменты, когда производится съёмка, угол  $\mu$  между этими векторами, текущее значение вектора  $\vec{N}_i$  в процессе перенацеливания (соответствует текущему значению угла  $\mu_i$ ), вспомогательный вектор  $\vec{N}_0$ , совпадающий с направлением воображаемой оси, относительно которой поворачивается корпус космического аппарата.

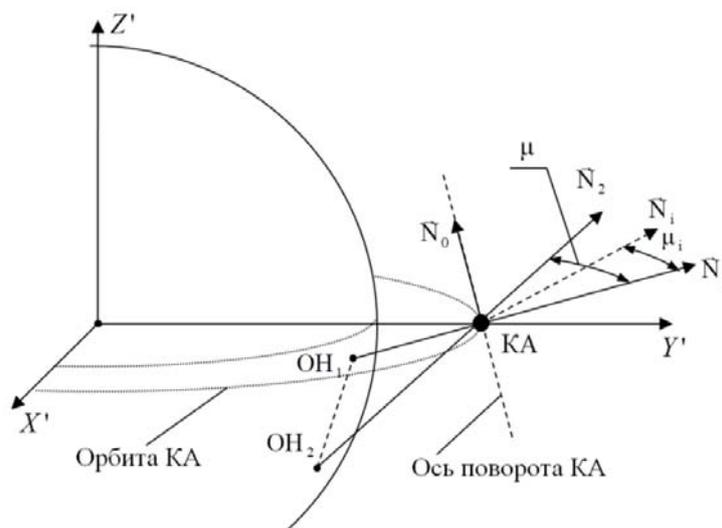


Рис. 5. Определение вектора нормали к плоскости панели солнечной батареи в процессе перенацеливания

В данной частной задаче необходимо определить текущее значение угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе перенацеливания КА между объектами наблюдения  $OH_1(\varphi_1, \lambda_1)$  и  $OH_2(\varphi_2, \lambda_2)$ .

Примем следующие допущения:

- в процессе поворота корпуса космического аппарата вектор  $\vec{N}_i$  находится в плоскости, образованной векторами  $\vec{N}_1$  и  $\vec{N}_2$  (разворот по кратчайшему пути);

- угловая скорость поворота КА при перенацеливании постоянна (пренебрегаем участками разгона и торможения);

- угол направления на Солнце не изменяется за время перенацеливания между двумя объектами (время перенацеливания пренебрежимо мало по сравнению с продолжительностью времени тропического года).

Из последнего допущения следует, что значения координат единичного вектора  $\vec{S} = |s_x s_y s_z|$  в процессе перенацеливания практически не изменяются.

Перейдём к определению вектора  $\vec{N}_i$  в процессе перенацеливания. Используя формулы (5) и (6), можно вычислить координаты единичных векторов нормалей к плоскости панелей солнечных батарей  $\vec{N}_1(n_{x1}, n_{y1}, n_{z1})$ ,  $\vec{N}_2(n_{x2}, n_{y2}, n_{z2})$  в моменты, когда производится съёмка соответственно первого и второго объектов наблюдения. По формулам (7) и (8) можно рассчитать соответствующие косинусы углов между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце  $\cos \zeta_1$  и  $\cos \zeta_2$ , а затем и сами углы  $\zeta_1$  и  $\zeta_2$ .

Определим текущее значение угла  $\zeta_i$ , соответствующего значению вектора нормали  $\vec{N}_i(n_{xi}, n_{yi}, n_{zi})$ , через промежуток времени  $\Delta t_i$  с момента начала процесса перенацеливания с первого объекта наблюдения на второй. Вектор  $\vec{N}_i$ , первоначально совпадающий с вектором  $\vec{N}_1$ , повернётся на угол  $\mu_i$ , определяемый по формуле

$$\mu_i = \omega_T \Delta t_i,$$

где  $\omega_T$  – угловая скорость поворота оптической оси телескопа или корпуса КА.

При принятых допущениях приближённо можно считать, что приращение угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце  $\zeta_i$  пропорционально приращению угла  $\mu_i$  между векторами  $\vec{N}_1$ ,  $\vec{N}_2$  (рис. 5), то есть

$$\zeta_i = k \mu_i,$$

где  $k$  – коэффициент пропорциональности.

Этот коэффициент можно найти из граничных условий и получить выражение

$$\zeta_i = \frac{\zeta_2 - \zeta_1}{\mu} \mu_i.$$

Текущее значение искомого угла в зависимости от приращения времени  $\Delta t_i$  можно найти по следующей зависимости:

$$\zeta_i = \zeta_1 + \frac{\zeta_2 - \zeta_1}{\mu} \omega_T \Delta t_i. \quad (9)$$

Полученное выражение (9) позволяет определить ориентацию панелей солнечных батарей относительно Солнца в любой момент времени перенацеливания с одного объекта наблюдения на другой.

### Алгоритм расчёта угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в момент съёмки

Перед началом работы алгоритма необходимо ввести исходные данные по параметрам орбиты КА, координатам объектов наблюдения, расчётному времени и др. Если алгоритм расчёта искомого угла используется в общей программе имитационного моделирования целевых показателей и других проектных параметров КА ДЗЗ, то ввод исходных данных осуществляется в общей программе, при этом проектные параметры выбираются автоматически при подключении модуля программы, работающей по данному алгоритму.

Расчёты осуществляются в неподвижной геоцентрической системе координат.

1. Рассчитываются по формулам (1) и (2) значения проекций единичного вектора направления на Солнце  $\vec{S} = [s_x, s_y, s_z]$  с учётом времени  $t$ , прошедшего с момента начала имитации орбитального движения космического аппарата.

2. Вычисляются координаты космического аппарата в момент времени  $t$  по формуле (4) с учётом выражения (3).

3. Определяются по формуле (5) координаты объекта наблюдения в момент времени  $t$ .

4. Рассчитываются значения проекции вектора  $\vec{N} (n_x, n_y, n_z)$  по формуле (6).

5. Вычисляется значение искомого косинуса угла  $\zeta$  (или самого угла  $\zeta$ ) между векторами  $\vec{N}$  и  $\vec{S}$  по формуле (7) с учётом выражений (8).

### Алгоритм расчёта угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе перенацеливания

1. Рассчитываются по предыдущему алгоритму значения косинусов углов  $\zeta_1$  и  $\zeta_2$ , в соответствующие моменты съёмки первого и второго объектов наблюдения.

2. Рассчитывается по формуле (9) значение угла  $\zeta_i$  между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце через промежуток времени  $\Delta t$  с момента начала перенацеливания.

### Проверка адекватности моделей и алгоритмов

На основе предложенных моделей и алгоритмов был разработан программный модуль, который использовался в составе программного комплекса EFKAN, разработанного на кафедре космического машиностроения имени Генерального конструктора Д. И. Козлова Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королёва. Данный программный комплекс предназначен для моделирования целевого функционирования космических аппаратов ДЗЗ и для оценки целевых и некоторых основных проектных показателей КА ДЗЗ в составе космической системы наблюдения.

Адекватность разработанных моделей и алгоритмов проверялась различными способами [2]: способом визуализации разворотов корпуса КА при перенацеливании и способом сравнения результатов моделирования текущего значения косинуса угла с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных.

На рис. 6 в качестве примера приведено одно из окон разработанного программного комплекса EFKAN. В этом окне выводится трёхмерная анимационная картина ор-

битального движения КА ДЗЗ и его разворотов при перенацеливании в процессе объектовой съёмки. На рисунке показан стоп-кадр анимационной картины, в котором видны часть поверхности Земли, упрощенная трёхмерная модель космического аппарата, полоса обзора, литерами НП обозначено направление полёта КА, красным цветом показаны линии пересечения оптической оси аппаратуры наблюдения КА ДЗЗ с поверхностью Земли в процессе перенацеливания.

Анализ анимационных картин перенацеливания КА при различных исходных данных показывает, что развороты корпуса КА при перенацеливании синхронизированы с перемещениями точки пересечения оптической оси с поверхностью Земли по соответствующим направлениям объектовой съёмки, что свидетельствует об адекватности разработанных моделей и алгоритмов в части пространственных разворотов корпуса КА.

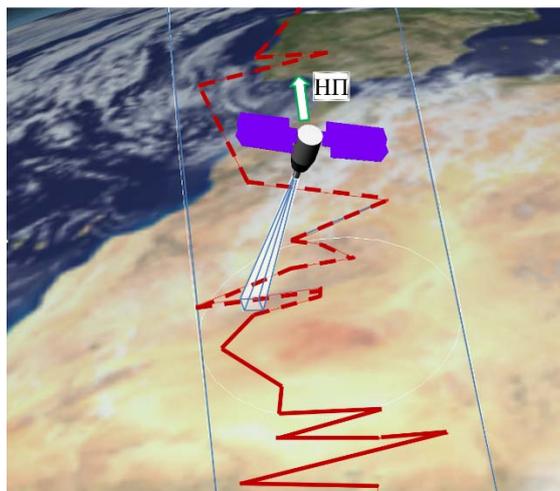


Рис. 6. Окно программного обеспечения с анимационной картиной перенацеливания космического аппарата дистанционного зондирования Земли в процессе объектовой съёмки

На рис. 7 представлен график результатов расчёта косинуса угла  $\zeta$  на одном из витков орбитального полёта КА и разворотов его корпуса при объектовой съёмке.

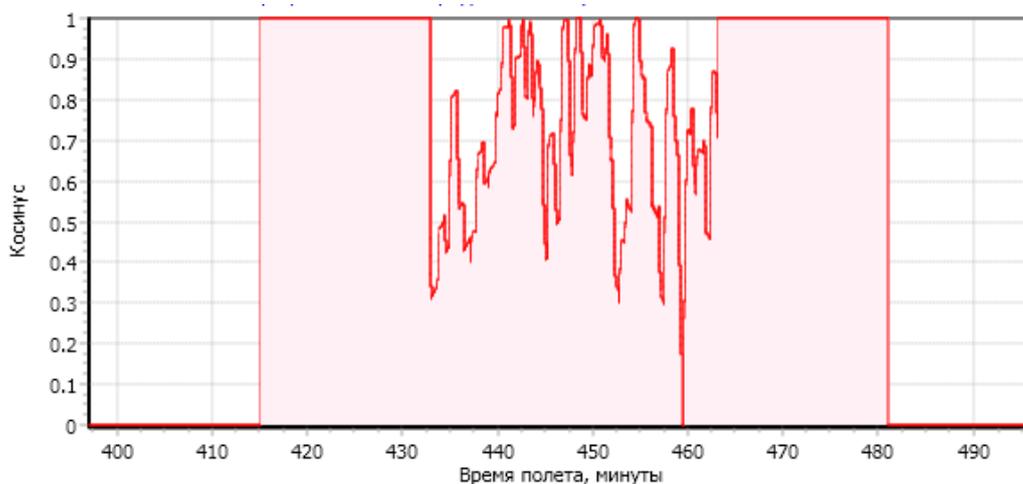


Рис. 7. Результаты расчётов косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце

В центральной части графика можно выделить участок изменения косинуса угла  $\zeta$  при целевых разворотах корпуса КА при объектовой съёмке. В крайних левой и правой частях графика можно выделить теневые участки орбитального движения КА, когда косинус угла  $\zeta$  равен нулю. Между крайними и средним участками можно увидеть два участка, когда косинус угла  $\zeta$  равен единице. Эти участки соответствуют нахождению КА в освещённой Солнцем части орбиты, но вне зоны светового пятна. На этих участках КА ориентируется солнечными батареями на Солнце для подзарядки аккумуляторных батарей.

Сравнение результатов моделирования текущего значения косинуса угла  $\zeta$  с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных позволяет прийти к заключению, что разработанные модели и алгоритмы по оценке ориентации панели солнечной батареи относительно Солнца являются адекватными.

### Заключение

Разработаны упрощённые модели и алгоритмы для оценки текущего значения угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в моменты объектовой съёмки и в процессе переориентации космического аппарата опико-электронного наблюдения поверхности Земли с учётом относительного движения объектов наблюдения в поле обзора космического аппарата.

Разработанные модели позволяют создавать эффективные по скорости выполнения расчётов модули программного обеспечения, не требующие больших вычислительных ресурсов и предназначенные для встраивания в объёмные программные комплексы, имитирующие в ускоренном режиме длительный (в течение нескольких лет) орбитальный полёт и целевое функционирование КА наблюдения при заданных проектных параметрах с учётом времени года, прецессия орбиты и других факторов.

Проведена проверка адекватности разработанных моделей способом визуализации орбитального движения КА и его разворотов по целевому назначению, а также путём сравнения результатов моделирования косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных.

### Библиографический список

1. Соллогуб А.В., Аншаков Г.П., Данилов В.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: математические модели повышения эффективности КА. М.: Машиностроение, 1993. 368 с.
2. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учётом энергобаланса: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 160 с.
3. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов опико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.

## **MODELS FOR DETERMINING THE ORIENTATION OF THE SOLAR BATTERY OF AN OBSERVATION SPACECRAFT RELATIVE TO THE SUN DURING OBJECT SURVEY AND RETARGETING**

© 2023

**V. I. Kurenkov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru)

**E. A. Pupkov** Senior Lecturer;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru)

Simplified models and algorithms have been developed to estimate the current value of the angle between the normal to the plane of the solar panel and the sun vector at the time of object survey and during the reorientation of the Earth remote sensing spacecraft, taking into account the relative movement of observation objects in the field of view of the spacecraft. The models differ from the existing ones in that they do not require knowledge of the spacecraft control programs at pitch, roll and yaw angles at each moment of time of the process of its targeted functioning and re-targeting. Based on the obtained models, a software module that does not require large computing resources used in the simulation software package simulating targeted functioning of the space surveillance system has been developed, taking into account the long-term orbital motion of satellites, changes in the parameters of the orbit, the sun vector and other factors. The adequacy of the developed models was verified by visualizing the orbital motion of the spacecraft and its turns during re-targeting, as well as by comparing the simulation results with the results of analytical calculation for particular cases of the initial data. Examples of the implementation of software windows are given.

*Spacecraft; optical-electronic surveillance; object survey; re-targeting; orientation models; solar battery; Sun vector; algorithms; software*

---

*Citation:* Kurenkov V.I., Pupkov E.A. Models for determining the orientation of the solar battery of an observation spacecraft relative to the Sun during object survey and retargeting. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 47-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58

### **References**

1. Sollogub A.V., Anshakov G.P., Danilov V.V. *Kosmicheskie apparaty sistem zondirovaniya poverkhnosti Zemli: matematicheskie modeli povysheniya effektivnosti KA* [Spacecraft of Earth surface sensing systems: Mathematical models for increasing the efficiency of spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1993. 368 p.
2. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Modelirovanie tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya s uchetom energobalansa: ucheb. posobie* [Modeling of target functioning of observation spacecraft taking into account the energy balance: manual]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 160 p.
3. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnoogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika: ucheb. posobie* [Fundamentals of the design of spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and conceptual design: textbook]. Samara: Samara University Publ., 2020. 461 p.