

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПЕРЕОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ПРИ ОБЪЕКТОВОЙ СЪЁМКЕ

© 2023

В. И. Куренков доктор технических наук,
профессор кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kvi.48@mail.ru

Е. А. Пупков старший преподаватель кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
zuce@mail.ru

А. С. Кучеров кандидат технических наук,
доцент кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
alexandersk@mail.ru

Разработаны проектные модели и алгоритмы для оценки пространственного направления переориентации космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли при объектовой съёмке с учётом относительного движения объектов наблюдения в поле обзора космического аппарата. Моделирование упрощается благодаря выбору таких систем координат, в которых космический аппарат неподвижен, а объекты наблюдения перемещаются относительно него. Отыскивается направление разворота космического аппарата с заданной угловой скоростью в точку предстоящего пересечения оптической оси аппаратуры наблюдения на поверхности Земли с движущимся в выбранной системе координат объектом наблюдения. Модели и алгоритмы разработаны с целью расширения возможностей существующего в Самарском университете программного комплекса для оценки целевых показателей и проектных характеристик космических аппаратов наблюдения. На основе разработанных моделей перенацеливания разработаны алгоритмы для выбора последовательности съёмки объектов наблюдения по критерию максимума их количества на витке полёта космического аппарата и подсчёта отснятых объектов для оценки производительности объектовой съёмки. Приведён пример реализации одного из графических окон программного обеспечения с разработанными моделями и алгоритмами, в котором визуализируется процесс перенацеливания космического аппарата, что является одним из способов проверки адекватности разработанных моделей и алгоритмов.

Космический аппарат; дистанционное зондирование Земли; объектовая съёмка; производительность съёмки; модели перенацеливания; алгоритмы; программное обеспечение

Цитирование: Куренков В.И., Пупков Е.А., Кучеров А.С. Моделирование процесса переориентации космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли при объектовой съёмке // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 2. С. 7-20.
DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-2-7-20

Введение

В процессе проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основное внимание уделяется обеспечению целевых показателей космической системы наблюдения, в частности обеспечению заданных показателей производительности съёмки. Одним из важных показателей производительности КА ДЗЗ при объектовой съёмке является количество отснятых объектов наблюдения за виток полёта КА. В свою очередь, количество отснятых объектов наблюдения зависит от их расположения в полосе обзора КА, характеристик аппаратуры наблюдения, пара-

метров орбиты, параметров системы управления угловым движением КА при перенацеливании, от выбранной очередности съёмки объектов наблюдения (выбранного маршрута съёмки) и др.

Задача выбора маршрута съёмки при перенацеливании КА с одного объекта на другой осложняется орбитальным движением КА, что проявляется в относительном движении объектов наблюдения в зоне обзора КА вдоль трассы полёта с некоторым их смещением из-за вращения Земли. Кроме того, непосредственно при съёмке объектов наблюдения угловое движение КА должно быть определённым образом организовано и стабилизировано по некоторым параметрам для снижения до допустимого значения так называемого смаза изображения в фокальной плоскости.

На этапах проектирования и эксплуатации КА предъявляются разные требования по точности решения задач перенацеливания. Наиболее высокие требования к точности моделей предъявляются на этапе планирования порядка съёмки объектов эксплуатируемого КА, находящегося на рабочей орбите [1 – 3].

Однако на начальных этапах проектирования КА, когда речь идёт об оценке показателей производительности при объектовой съёмке при заданных управляющих моментах КА или при выборе массогабаритных и энергетических характеристик силового гироскопического комплекса с целью обеспечения заданной производительности, достаточно использовать упрощённые модели перенацеливания. Кроме того, упрощённые модели позволяют разработать эффективные по скорости выполнения расчётов алгоритмы, которые можно использовать в довольно сложных и объёмных программных комплексах в режиме пошаговых расчётов и имитационного моделирования, требующих значительных вычислительных ресурсов.

Например, в Самарском университете разработано программное обеспечение ЕФКАН [4], с помощью которого можно решать широкий круг проектных задач, включающих моделирование орбитального движения КА, оценку целевых и некоторых проектных параметров, оценку влияния надёжности бортовых систем на целевые показатели, оценку энергобаланса на борту КА с учётом циклограмм работы бортового оборудования и внешних условий съёмки и др. Любое добавление частных алгоритмов в такого рода программные комплексы должно быть соотнесено с требуемой точностью расчётов без существенного увеличения сложности входящих моделей.

Данная статья посвящена разработке упрощённых моделей перенацеливания КА, предназначенных для работы в составе алгоритмов усовершенствованного программного обеспечения ЕФКАН, которое используется на начальных этапах проектирования.

Цель настоящей статьи – разработка упрощённых моделей и алгоритмов для компьютерного моделирования орбитального движения космического аппарата наблюдения и угловых разворотов КА при выборе маршрута объектовой съёмки с учётом относительного движения КА и объектов наблюдения, расположенных в полосе обзора КА.

Принятые допущения

1. Космический аппарат движется по круговой орбите (большинство орбит КА дистанционного зондирования поверхности Земли – круговые и околокруговые солнечно-синхронные орбиты).

2. Координаты объектов наблюдения на поверхности Земли являются неподвижными за время между съёмкой двух ближайших объектов (пренебрегаем вращением Земли за время перенацеливания между двумя объектами).

3. В процессе съёмки какого-либо объекта наблюдения оптическая ось аппаратуры наблюдения КА направлена на этот объект (угловыми скоростями КА в моменты включения аппаратуры наблюдения пренебрежём, так как они выбираются из условия минимального смаза изображения в фокальной плоскости).

4. Угловую скорость оптической оси телескопа будем считать постоянной в процессе перенацеливания (участками углового разгона и торможения пренебрегаем).

5. Время непосредственной съёмки (включения аппаратуры наблюдения) считается малым и им пренебрегаем (оно существенно меньше среднего времени перенацеливания).

6. Перенацеливание между двумя объектами осуществляется по кратчайшему пути.

Суть моделирования заключается в выборе таких систем координат, в которых КА неподвижен, а объекты наблюдения перемещаются относительно него. Отыскивается направление разворота КА с заданной угловой скоростью в точку предстоящего пересечения оптической оси аппаратуры наблюдения КА на поверхности Земли с движущимся объектом наблюдения в выбранной системе координат.

Выбор систем координат и параметров моделирования

Рассмотрим исходную схему для расчёта (рис. 1), на которой схематично показаны Земля, плоскость экватора, плоскость орбиты, орбита КА, трасса (пересечение плоскости орбиты с поверхностью Земли); два объекта наблюдения (OH_1 и OH_2); точка нахождения космического аппарата на орбите в рассматриваемый момент времени; системы координат:

- $OXYZ$ – геоцентрическая система координат, ось OX которой направлена в точку восходящего узла орбиты, а плоскость XOY совпадает с плоскостью орбиты;

- $OX'Y'Z'$ – геоцентрическая система координат, связанная с плоскостью орбиты и космическим аппаратом, ось OX' которой направлена в центр масс космического аппарата, ось OY' находится в плоскости орбиты, а ось OZ' дополняет систему до правой системы координат;

- $O\alpha'\delta'$ – сферическая система координат, в которой угол α' отсчитывается от восходящего узла орбиты (оси OO_1), а угол δ' от плоскости орбиты.

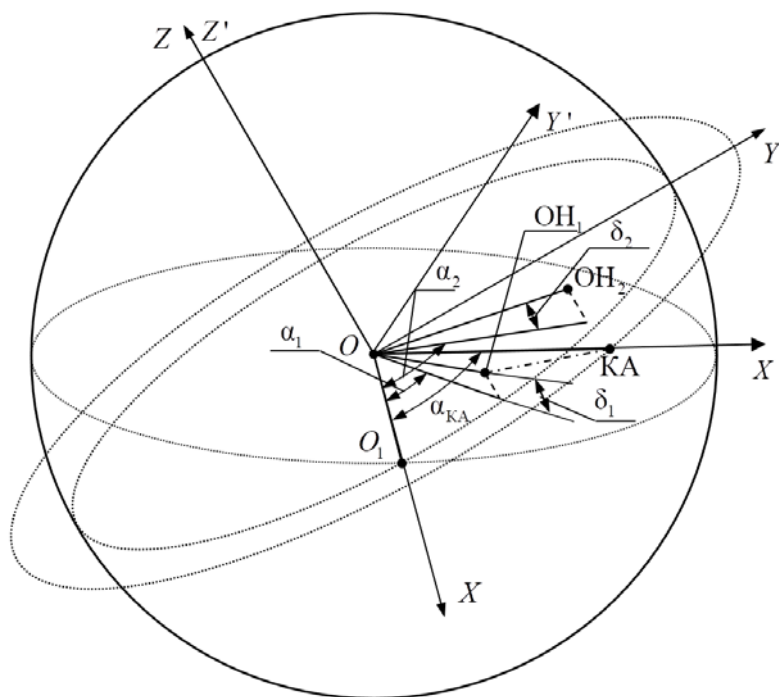


Рис. 1. Координаты объектов наблюдения и космического аппарата

На рисунке также введены следующие обозначения:

$\alpha_{КА}$ – угол между радиус-вектором космического аппарата и радиус-вектором точки восходящего узла O_1 в момент начала процесса перенацеливания;

α_1 – угол между проекцией радиус-вектора объекта наблюдения $ОН_1$ на плоскость орбиты и радиус-вектором точки восходящего узла;

δ_1 – угол между радиус-вектором объекта наблюдения $ОН_1$ и плоскостью орбиты;

α_2 – угол между проекцией радиус-вектора объекта наблюдения $ОН_2$ на плоскость орбиты и радиус-вектором точки восходящего узла;

δ_2 – угол между радиус-вектором объекта наблюдения $ОН_2$ и плоскостью орбиты.

Введём также следующие параметры, которые необходимы для построения моделей (на рисунке не представлены):

α_T – текущее значение угла между проекцией на плоскость орбиты радиус-вектора точки на поверхности Земли, в которую направлена оптическая ось телескопа (точка наблюдения), и радиус-вектором точки восходящего узла);

δ_T – угол между радиус-вектором точки наблюдения и плоскостью орбиты;

γ – максимальный угол отклонения оптической оси КА от местной вертикали;

ω_{max} – максимальная угловая скорость разворота КА;

H – высота орбиты КА;

$T_{КА}$ – период обращения КА вокруг Земли.

Угловые координаты объектов наблюдения в системе координат $OX'Y'Z'$ в текущий момент времени можно определить следующим образом:

$$\alpha'_1 = \alpha_1 - \alpha_{КА}; \alpha'_2 = \alpha_2 - \alpha_{КА}; \alpha'_T = \alpha_T - \alpha_{КА}; \delta'_1 = \delta_1; \delta'_2 = \delta_2; \delta'_T = \delta_T. \quad (1)$$

Сначала рассмотрим задачу определения направления углового движения КА при перенацеливании с одного (первого) объекта наблюдения на другой (второй).

Будем считать, что в начале процесса перенацеливания координаты точки наблюдения (точки пересечения оптической оси телескопа КА с земной поверхностью) и координаты объекта $ОН_1$ совпадают.

Постановка задачи перенацеливания

Введём геоцентрическую орбитальную систему координат $O''X''Y''Z''$ (рис. 2), начало которой совпадает с центром масс космического аппарата, ось $O''X''$ направлена от центра Земли и совпадёт с осью OX' , ось $O''Y''$ совпадает с направлением полёта КА по круговой орбите и параллельна оси OY' , ось $O''Z''$ дополняет систему до правой и параллельна оси OZ' .

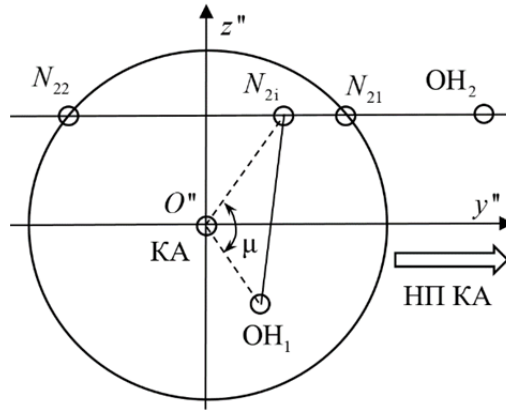


Рис. 2. Схема процесса перенацеливания КА

Зона обзора космического аппарата представляет собой круговой сегмент поверхности Земли, а на рис. 2 представлена проекция границы этой зоны на плоскость $O''Y''Z''$. В системе координат $O''X''Y''Z''$ космический аппарат неподвижен, а объекты наблюдения двигаются по круговой траектории и определяются в сферической системе координат $O\alpha'\delta'$ углами α' и δ' . Точки OH_1 и OH_2 в системе координат $O''X''Y''Z''$ соответствуют расположению первого и второго объектов наблюдения. Литерами НП КА обозначено направление полёта космического аппарата (по стрелке). Угол μ , показанный на рис. 2, лежит не в плоскости рисунка, а представляет собой угол между осью визирования КА в момент съёмки первого объекта наблюдения ($O''OH_1$) и осью визирования в момент съёмки второго объекта наблюдения ($O''OH_2$).

Траектория объекта наблюдения OH_2 в системе координат $O''X''Y''Z''$ пересекает область обзора космического аппарата в двух точках N_{21} и N_{22} . В свою очередь, в сферической системе координат $O\alpha'\delta'$ эти точки будут определяться соответствующими угловыми координатами $N_{21}(\alpha'_{21}, \delta'_2)$ и $N_{22}(\alpha'_{22}, \delta'_2)$. Точка $N_{2i}(\alpha'_{2i}, \delta'_2)$ – это точка будущего пересечения траектории движения объекта наблюдения OH_2 с траекторией движения точки пересечения оптической оси телескопа КА (линии визирования) с земной поверхностью. Точка N_{2i} принадлежит области обзора космического аппарата и лежит на отрезке траектории между точками $N_{21}(\alpha'_{21}, \delta'_2)$ и $N_{22}(\alpha'_{22}, \delta'_2)$.

В процессе решения задачи необходимо найти такую точку $N_{2i}(\alpha'_{2i}, \delta'_2)$, для которой время (t_{2i}) перемещения объекта наблюдения от точки OH_2 к точке N_{2i} равно времени (t_{1i}) перемещения точки пересечения оптической оси аппаратуры наблюдения КА с поверхностью Земли от точки OH_1 до точки N_{2i} , что соответствует условию

$$|t_{2i} - t_{1i}| < \Delta t,$$

где Δt – назначенная точность расчёта по времени перенацеливания.

Это условие равносильно следующему условию:

$$0 < \alpha'_{2i} - \alpha'_i < \varepsilon, \quad (2)$$

где α'_{2i} – угол расположения объекта наблюдения $ОН_2$ в сферической системе координат $O\alpha'\delta'$ через время t_{Π} с момента начала перенацеливания при подходе к точке N_{2i} ; α'_i – угол расположения точки пересечения оптической оси аппаратуры наблюдения КА с поверхностью Земли при подходе к точке N_{2i} ; ε – заданная точность расчёта по угловому перемещению.

Определение угловых координат точек пересечения второго объекта наблюдения с границей зоны обзора

Сначала построим модели для определения координат α'_{21} , α'_{22} в сферической системе координат $O\alpha'\delta'$ (или угловых координат α'_{21} , α'_{22} , которые соответствуют проекциям точек N_{21} и N_{22} на плоскость орбиты в системе координат $OX'Y'Z'$). Рассмотрим схему, представленную на рис. 3. На этом рисунке приняты следующие обозначения: O – центр Земли; B – точка пересечения траектории объекта наблюдения на поверхности Земли с зоной обзора космического аппарата (соответствует точке N_{21} на рис. 2); A – проекция точки B на плоскость орбиты; C – подспутниковая точка; угол $\Delta\alpha'$ равен половине угла между проекциями точек N_{21} и N_{22} на плоскость орбиты (половина разности углов α'_{21} и α'_{22}); \square – обозначение перпендикулярности прямых линий. Треугольник AOC лежит в плоскости орбиты, плоскость треугольника AOB перпендикулярна плоскости орбиты.

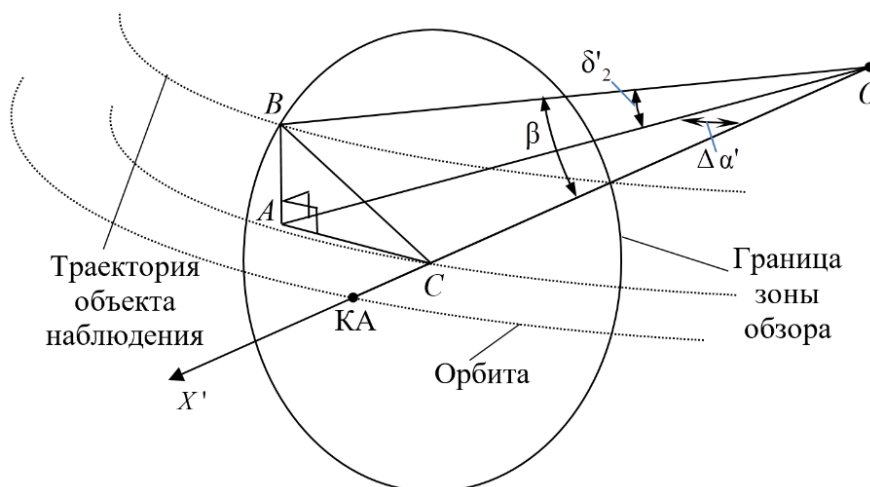


Рис. 3. Определение координат точек пересечения траектории объекта наблюдения с границами зоны обзора

В треугольнике BOC известны стороны $OB = OC = R_3$, где R_3 – средний радиус Земли, а также известен центральный угол Земли β , соответствующий ширине полосы обзора КА. Модели для определения угла β были получены в [4]:

$$\beta = \arcsin\left(\frac{H + R_3}{R_3} \sin \gamma\right) - \gamma, \quad (3)$$

где γ – предельный угол отклонения оптической оси КА (или корпуса КА) от надира.

Длина стороны BC может быть вычислена по теореме косинусов

$$BC^2 = OB^2 + OC^2 - 2 OB \cdot OC \cos \beta.$$

Из прямоугольного треугольника AOB длины сторон AB и OA определяются по формулам

$$AB = OB \sin \delta'_2; \quad OA = OB \cos \delta'_2. \quad (4)$$

Из прямоугольного треугольника ABC вычисляем длину стороны AC :

$$AC^2 = BC^2 - AB^2 = OB^2 + OC^2 - 2 OB \cdot OC \cos \beta - (OB \sin \delta'_2)^2. \quad (5)$$

Из треугольника AOC по теореме косинусов имеем:

$$AC^2 = OC^2 + OA^2 - 2 OC \cdot OA \cos(\Delta \alpha').$$

Из этого выражения находим

$$\cos(\Delta \alpha') = \frac{AC^2 - OC^2 - OA^2}{-2 OC \cdot OA}.$$

Подставляем в это уравнение выражения (4) и (5)

$$\cos(\Delta \alpha') = \frac{OB^2 + OC^2 - 2 OB \cdot OC \cos \beta - (OB \sin \delta'_2)^2 - OC^2 - (OB \cos \delta'_2)^2}{-2 OC \cdot OB \cos \delta'_2}.$$

Так как $OB = OC = R_3$, получаем выражение следующего вида:

$$\cos(\Delta \alpha') = \frac{R_3^2 + R_3^2 - 2 R_3 \cdot R_3 \cos \beta - R_3^2 (\sin \delta'_2)^2 - R_3^2 - R_3^2 (\cos \delta'_2)^2}{-2 R_3 \cdot R_3 \cos \delta'_2}.$$

Сокращаем величины R_3^2 и находим угол $\Delta \alpha'$:

$$\Delta \alpha' = \arccos \left(\frac{1 - 2 \cos \beta - (\sin \delta'_2)^2 - (\cos \delta'_2)^2}{-2 \cos \delta'_2} \right) = \arccos \left(\frac{\cos \beta}{\cos \delta'_2} \right). \quad (6)$$

Угловые координаты α'_{21} , α'_{22} определяются по формулам: $\alpha'_{21} = -\Delta \alpha'$; $\alpha'_{22} = \Delta \alpha'$, так как точки N_{21} и N_{22} расположены симметрично относительно космического аппарата.

Если в начальный момент времени перенацеливания второй объект наблюдения лежит в зоне обзора КА, то точку будущей встречи (OH_2 и линии визирования) N_{2i} располагаем между точками с координатами α'_{21} и α'_{22} на границе зоны обзора. Если же

в начальный момент времени второй объект наблюдения лежит за пределами зоны обзора КА ($\alpha'_2 > \alpha'_{OH_2}$), то точку будущей встречи N_{2i} располагаем на границе зоны обзора в точке N_{22} (при первом итерационном цикле расчёта).

Построение модели перенацеливания

Для проверки условия (2) необходимо вычислить значение угловой координаты α'_{2i} , соответствующей точке N_{2i} (или времени перенацеливания t_{Π}). Для этого рассмотрим схему, представленную на рис. 4. Эта схема по общему виду и координатам соответствует рис. 1, однако она представлена отдельным рисунком, чтобы избежать загромождения при введении новых векторов и их проекций.

На схеме показаны векторы $\vec{b}_1(b_{1X}, b_{1Y}, b_{1Z})$ и $\vec{b}_2(b_{2X}, b_{2Y}, b_{2Z})$. Вектор \vec{b}_1 совпадает с оптической осью космического аппарата, \vec{b}_2 соединяет центр масс космического аппарата с точкой N_{2i} .

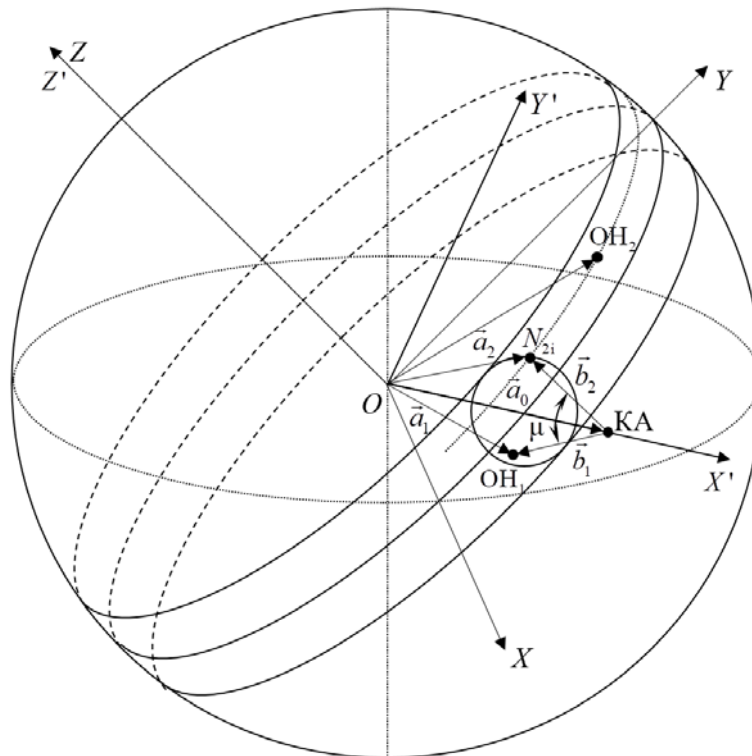


Рис. 4. Векторная схема процесса перенацеливания

Для отыскания координат векторов \vec{b}_1 и \vec{b}_2 введём вспомогательные векторы:

$\vec{a}_0(a_{0X}, a_{0Y}, a_{0Z})$ – вектор, соединяющий центр Земли с центром масс КА;

$\vec{a}_1(a_{1X}, a_{1Y}, a_{1Z})$ – вектор, соединяющий центр Земли с первой точкой наблюдения;

$\vec{a}_2(a_{2X}, a_{2Y}, a_{2Z})$ – вектор, соединяющий центр Земли с предполагаемой точкой съёмки.

Пересчитаем координаты вспомогательных векторов из сферической в декартову систему координат (рис. 5):

$$a_{0X} = R_0; \quad a_{0Y} = 0; \quad a_{0Z} = 0;$$

$$a_{1X} = R_3 \cos \delta'_T \cos \alpha'_T; \quad a_{1Y} = R_3 \cos \delta'_T \sin \alpha'_T; \quad a_{1Z} = R_3 \sin \delta'_T;$$

$$a_{2X} = R_3 \cos \delta'_2 \cos \alpha'_2; \quad a_{2Y} = R_3 \cos \delta'_2 \sin \alpha'_2; \quad a_{2Z} = R_3 \sin \delta'_2.$$



Рис. 5. Схема для пересчёта координат

Координаты искоемых векторов $\vec{b}_1(b_{1X}, b_{1Y}, b_{1Z})$, $\vec{b}_2(b_{2X}, b_{2Y}, b_{2Z})$ найдём, вычисляя разности вспомогательных векторов:

$$b_{1X} = a_{1X} - a_{0X} = R_3 \cos \delta'_T \cos \alpha'_T - R_0; \quad (7)$$

$$b_{1Y} = a_{1Y} - a_{0Y} = R_3 \cos \delta'_T \sin \alpha'_T; \quad (8)$$

$$b_{1Z} = a_{1Z} - a_{0Z} = R_3 \sin \delta'_T; \quad (9)$$

$$b_{2X} = a_{2X} - a_{0X} = R_3 \cos \delta'_2 \cos \alpha'_2 - R_0; \quad (10)$$

$$b_{2Y} = a_{2Y} - a_{0Y} = R_3 \cos \delta'_2 \sin \alpha'_2; \quad (11)$$

$$b_{2Z} = a_{2Z} - a_{0Z} = R_3 \sin \delta'_2. \quad (12)$$

Вычислим модули найденных векторов:

$$|\vec{b}_1| = \sqrt{b_{1X}^2 + b_{1Y}^2 + b_{1Z}^2}; \quad |\vec{b}_2| = \sqrt{b_{2X}^2 + b_{2Y}^2 + b_{2Z}^2}.$$

Угол перенацеливания μ между векторами \vec{b}_1 и \vec{b}_2 найдём, используя формулу скалярного произведения

$$b_{1X} b_{2X} + b_{1Y} b_{2Y} + b_{1Z} b_{2Z} = |\vec{b}_1| \cdot |\vec{b}_2| \cos \mu ;$$

$$\mu = \arccos \frac{b_{1X} b_{2X} + b_{1Y} b_{2Y} + b_{1Z} b_{2Z}}{|\vec{b}_1| \cdot |\vec{b}_2|} . \quad (13)$$

Определяем время, необходимое для поворота оптической оси телескопа

$$t_{\Pi} = \frac{\mu}{\omega_{\max}} , \quad (14)$$

где ω_{\max} – максимальная угловая скорость разворота корпуса космического аппарата.

Так как космический аппарат движется по круговой орбите, его радиус-вектор в системе координат $OX'Y'Z'$ поворачивается с постоянной угловой скоростью $\omega_{КА}$, которая может быть вычислена по формуле

$$\omega_{КА} = 2\pi / T_{КА} ,$$

где $T_{КА}$ – период обращения КА.

В системе координат $OX'Y'Z'$ радиус-вектор космического аппарата неподвижен, а радиус-вектор объекта наблюдения движется с угловой скоростью $-\omega_{КА}$ (минус $\omega_{КА}$). Координата объекта наблюдения α'_{2i} через время t_{Π} после начала перенацеливания равна:

$$\alpha'_{2i} = \alpha'_2 - \omega_{КА} t_{\Pi} . \quad (15)$$

В случае, если найденное значение α'_{2i} удовлетворяет условию (2), делаем вывод, что операция перенацеливания для объектов наблюдения $ОН_1$, $ОН_2$ при заданных начальных условиях выполнима.

Если условие (2) не выполняется, назначаем новую точку N_{2i} с координатой α'_{2i} и снова вычисляем значения величин t_{Π} и α'_{2i} .

Процесс расчёта повторяем до тех пор, пока не выполнится неравенство (2), либо объект наблюдения не выйдет за границу области обзора.

Алгоритм расчёта времени перенацеливания

Перед началом работы алгоритма вводим исходные данные по координатам объектов наблюдения, параметрам орбиты КА, угловой скорости поворота КА и др.

Если алгоритм расчёта времени перенацеливания КА используется в общей программе имитационного моделирования целевых показателей и других проектных параметров КА ДЗЗ, то ввод исходных данных осуществляется в общей программе, которые

выбираются автоматически при подключении модуля программы, работающей по данному алгоритму.

1. Осуществляется пересчёт исходных координат объектов наблюдения в систему координат $OXYZ'$ по формулам (1).

2. Рассчитывается центральный угол Земли β , соответствующий ширине полосы обзора КА по формуле (3).

3. Выполняется расчёт координат пересечения траектории объекта наблюдения $ОН_2$ с границей зоны обзора КА по формуле (6).

4. Осуществляется выбор координаты α'_i .

5. Вычисляются декартовы координаты векторов $\vec{b}_1(b_{1X}, b_{1Y}, b_{1Z})$ и $\vec{b}_2(b_{2X}, b_{2Y}, b_{2Z})$ по формулам (7) – (12).

6. Рассчитывается угол перенацеливания μ по формуле (13).

7. Рассчитывается время перенацеливания по формуле (14).

8. Вычисляется координата α'_{2i} объекта наблюдения по формуле (15).

9. Если $\alpha'_{2i} < -\Delta\alpha'$, то расчёт завершается (перенацеливание невозможно), иначе переход к пункту 10.

10. Осуществляется проверка неравенства (2) $0 < \alpha'_{2i} - \alpha'_i < \Delta\alpha$:

– если неравенство выполняется, то перенацеливание возможно, расчёт завершается;

– если неравенство не выполняется, устанавливается новое значение $\alpha'_i = \alpha'_{2i}$ и выполняется переход к пункту 5.

Реализация моделей и алгоритмов

На основе разработанных моделей перенацеливания разработаны алгоритмы для выбора маршрута съёмки по различным критериям и методикам. Для этого сначала вводится массив координат объектов наблюдения, подлежащих съёмке, выполняется отбор объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора космического аппарата ДЗЗ, например по методике [5].

Выбирать маршрут съёмки можно различными методами по упрощённым или сложным моделям, например методом последовательного включения объектов наблюдения в маршрут съёмки, методом динамического программирования и др.

Основным критерием, по которому производится выбор маршрута, является максимизация числа объектов наблюдения, включенных в маршрут. Однако могут быть оговорены дополнительные условия, например приоритеты съёмки тех или иных объектов наблюдения, минимальные углы Солнца над горизонтом в точке расположения объектов наблюдения, предпочтительный угол отклонения оптической оси аппаратуры наблюдения от надира и др.

На рис. 6 в качестве примера приведено одно из окон разработанного программного обеспечения ЕФКАН, на котором выводятся текущие значения результатов расчётов и графические данные: карта часовых поясов Земли, трасса КА, граница тени, граница светового пятна, граница зоны радиовидимости, границы зон обзора КА и выбранный маршрут съёмки (методом динамического программирования).

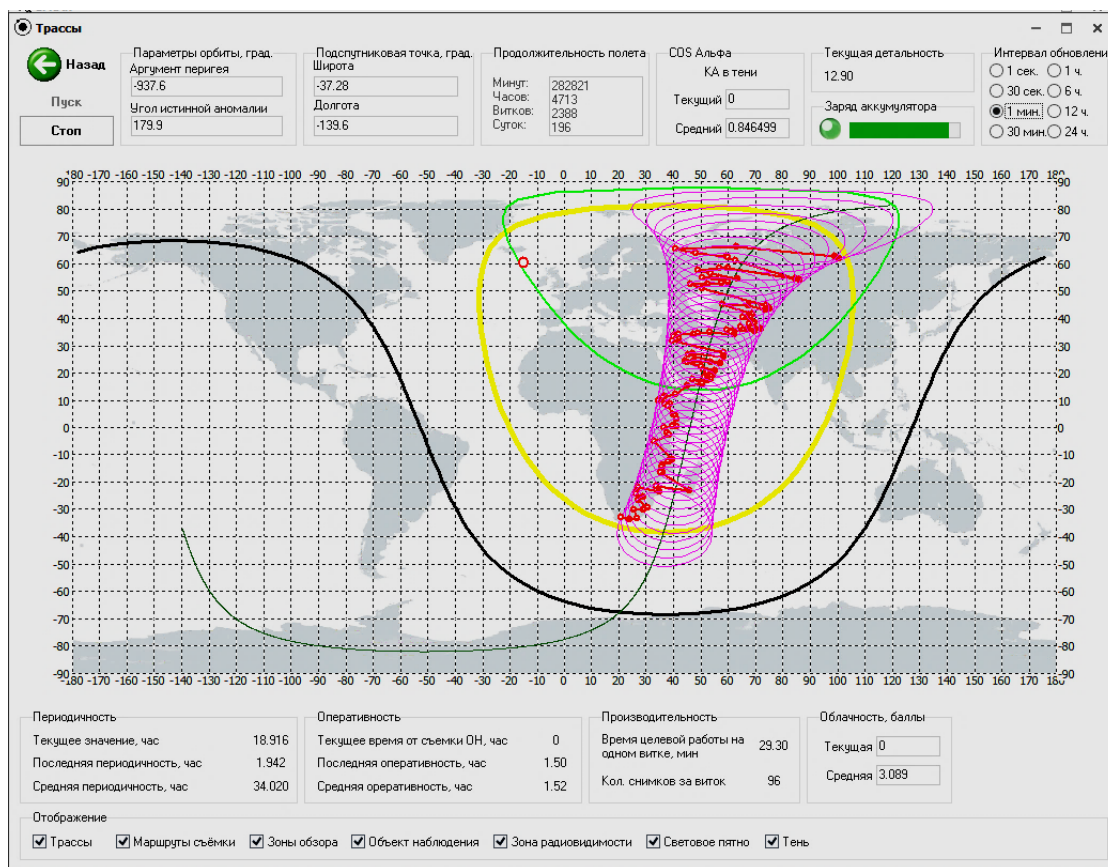


Рис. 6. Окно программного обеспечения EFKAN с выбранным маршрутом съемки

Графические данные используются, во-первых, для наглядности моделируемых процессов и, во-вторых, для проверки адекватности моделей.

Заключение

Разработаны упрощённые модели для оценки пространственного направления углового движения космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли при перенацеливании с одного объекта наблюдения на другой с учётом орбитального движения КА и относительного перемещения объектов наблюдения в зоне обзора КА.

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

Библиографический список

1. Галкина А.С., Мантуров А.И., Рублёв В.И., Юрин В.Е. Анализ точности формирования и реализации программ управления угловым движением космического аппарата при использовании системы спутниковой навигации // Гироскопия и навигация. 2010. № 1 (68). С. 15-25.

2. Горелов Ю.Н., Курганская Л.В., Мантуров А.И., Соллогуб А.В., Юрин В.Е. К задаче оптимизации программ управления угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Гироскопия и навигация. 2014. № 1 (84). С. 81-97.

3. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Автономное наведение и управление ориентацией космического аппарата в режиме слежения // Известия Самарского научного центра РАН. 2019. Т. 21, № 5 (91). С. 96-107.

4. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.

5. 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.

SIMULATING THE PROCESS OF RETARGETING OF OPTOELECTRONIC EARTH OBSERVATION SPACECRAFT DURING OBJECT SHOOTING

© 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
- E. A. Pupkov** Senior Lecturer;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
zuce@mail.ru
- A. S. Kucherov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
alexandersk@mail.ru

Design models and algorithms have been developed to estimate the spatial direction of the reorientation of spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface during object shooting, taking into account the relative movement of the surveillance objects in the field of view of the spacecraft. Modeling is simplified due to the choice of such coordinate systems in which the spacecraft is stationary and the surveillance objects move relative to it. The direction of rotation of the spacecraft with a given angular velocity is found at the point of the upcoming intersection of the optical axis of the observation equipment on the Earth's surface with the surveillance object moving in the selected coordinate system. The models and algorithms were developed in order to expand the capabilities of Samara University's existing software package for evaluating the target indicators and design characteristics of observation spacecraft. Based on the developed re-targeting models, algorithms have been developed for selecting the sequence of shooting observation objects according to the criterion of their maximum number on the orbit of the spacecraft flight and counting the captured objects to assess the performance of survey. An example of the implementation of one of the graphic windows of the software with the developed models and algorithms is given, in which the process of re-targeting the spacecraft is visualized, which is one of the ways to verify the adequacy of the developed models and algorithms.

Spacecraft; remote sensing of the Earth; object survey; performance of survey; retargeting models; algorithms; software

Citation: Kurenkov V.I., Pupkov E.A., Kucherov A.S. Simulating the process of retargeting of optoelectronic Earth observation spacecraft during object shooting. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 2. P. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-2-7-20

References

1. Galkina A.S., Manturov A.I., Rublev V.I., Yurin V.E. Analyzing the level of accuracy in creating and implementing computer programs for controlling a space vehicle's angular movement using systems of satellite navigation. *Gyroscopy and Navigation*. 2010. V. 1, Iss. 3. P. 155-162. DOI: 10.1134/S2075108710030016
2. Gorelov Yu.N., Kurganskaya L.V., Manturov A.I., Sollogub A.V., Yurin V.E. On optimization of attitude control programs for Earth remote sensing satellite. *Gyroscopy and Navigation*. 2014. V. 5, Iss. 2. P. 90-97. DOI: 10.1134/S2075108714020035
3. Somov Ye.I., Butyrin S.A., Somova T.Ye. Autonomous guidance and attitude control of a spacecraft in tracking mode. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2019. V. 21, no. 5 (91). P. 96-107. (In Russ.)
4. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronного 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.
5. 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.