

ВОПРОСЫ ОПТИМИЗАЦИИ РАСПОЛОЖЕНИЯ НЕОРИЕНТИРУЕМЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Ю.М. Трифонов
(ОАО «НИИЭМ»)

Рассмотрены условия освещённости неориентированных солнечных батарей на КА при произвольном угле падения солнечных лучей на плоскость орбиты. Определены расположение солнечных батарей на КА и циклограмма управления его корпусом, обеспечивающие получение наибольшей средневитковой мощности системы электроснабжения на круговых околополуденных низковысотных орбитах без ухудшения условий для съёмки земной поверхности. Повышение показателя энерговооружённости КА с предложенным расположением солнечных батарей сопровождается увеличением миделя КА. Малые КА с такой системой электроснабжения могут быть востребованы для получения видеоинформации детального разрешения в процессе снижения с орбитальной высоты от 500 до 200 км под воздействием сил атмосферного торможения.

Ключевые слова: малый космический аппарат, солнечные батареи, энерговооружённость, детальное разрешение.

Одним из основных требований к КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), предназначенных для получения изображений со сверхвысоким пространственным разрешением, является обеспечение возможности получения целевой информации на каждом витке в течение времени активного существования КА. На таких КА устанавливается аппаратура ДЗЗ видимого, ближнего и среднего инфракрасных диапазонов спектра. Для получения максимально возможного объёма целевой информации система электроснабжения (СЭС) должна эффективно производить электроэнергию на всем протяжении освещённой части витка, включая временные участки режима съёмки целевой аппаратуры.

Однако для наиболее востребованных орбит с высотой от 500 км и ниже, на которых с помощью малых КА ДЗЗ может быть получена видеоинформация с большим пространственным разрешением при минимуме материальных затрат, реализация этих требований встречает большие технические трудности. Эти трудности связаны в основном с противоречием между требованием к длительности орбитального существования КА и эффективностью использования солнечных батарей (СБ).

Длительность орбитального существования КА на этих высотах определяется величиной атмосферного торможения, что накладывает ограничение на величину миделя КА.

В работе [1] дан расчёт средневиткового коэффициента мощности неориентируемых СБ для случая, когда вектор скорости КА при движении по круговой орбите остаётся компланарным плоскости панелей СБ. Под коэффициентом мощности понимается отношение мощности, вырабатываемой

СБ при произвольном угле падения солнечных лучей на её поверхность к мощности при прямой засветке её поверхности солнечными лучами. Этот вариант расположения СБ на КА предпочтительнее других, поскольку он обеспечивает минимальное аэродинамическое сопротивление СБ и КА в целом. Однако наиболее благоприятные для съёмки околополуденные орбиты по энергетическим возможностям являются наименее эффективными. Средневитковый коэффициент мощности на этих орбитах составляет не более 0,27.

В настоящей работе рассмотрен вариант расположения неподвижно закреплённых СБ на корпусе КА, обеспечивающий получение СЭС максимальной средневитковой мощности на околополуденных орбитах.

ВНИИЭМ имеет большой опыт в разработке высокоэффективных СЭС КА, полученный при создании КА типов «Метеор» и «Ресурс» с использованием одноосных систем ориентации СБ на Солнце. Эти КА ориентированы в орбитальной системе координат (ОСК), ось вращения привода СБ направлена вдоль оси OZ , а угол γ между плоскостью СБ и осью вращения выбирается с расчётом получения максимальной средневитковой мощности для данной высоты орбиты [2, 3]. Благодаря тому, что на приводе СБ расположен экран, защищающий радиационную поверхность системы терморегулирования от прямого попадания солнечных лучей, эти КА могут функционировать при произвольном положении Солнца относительно КА. Вблизи полуденных орбит обеспечение непрерывной засветки светочувствительной поверхности СБ на всей освещённой части витка достигается управлением угловым положением СБ по следующей циклограмме: при выходе из тени нормаль к

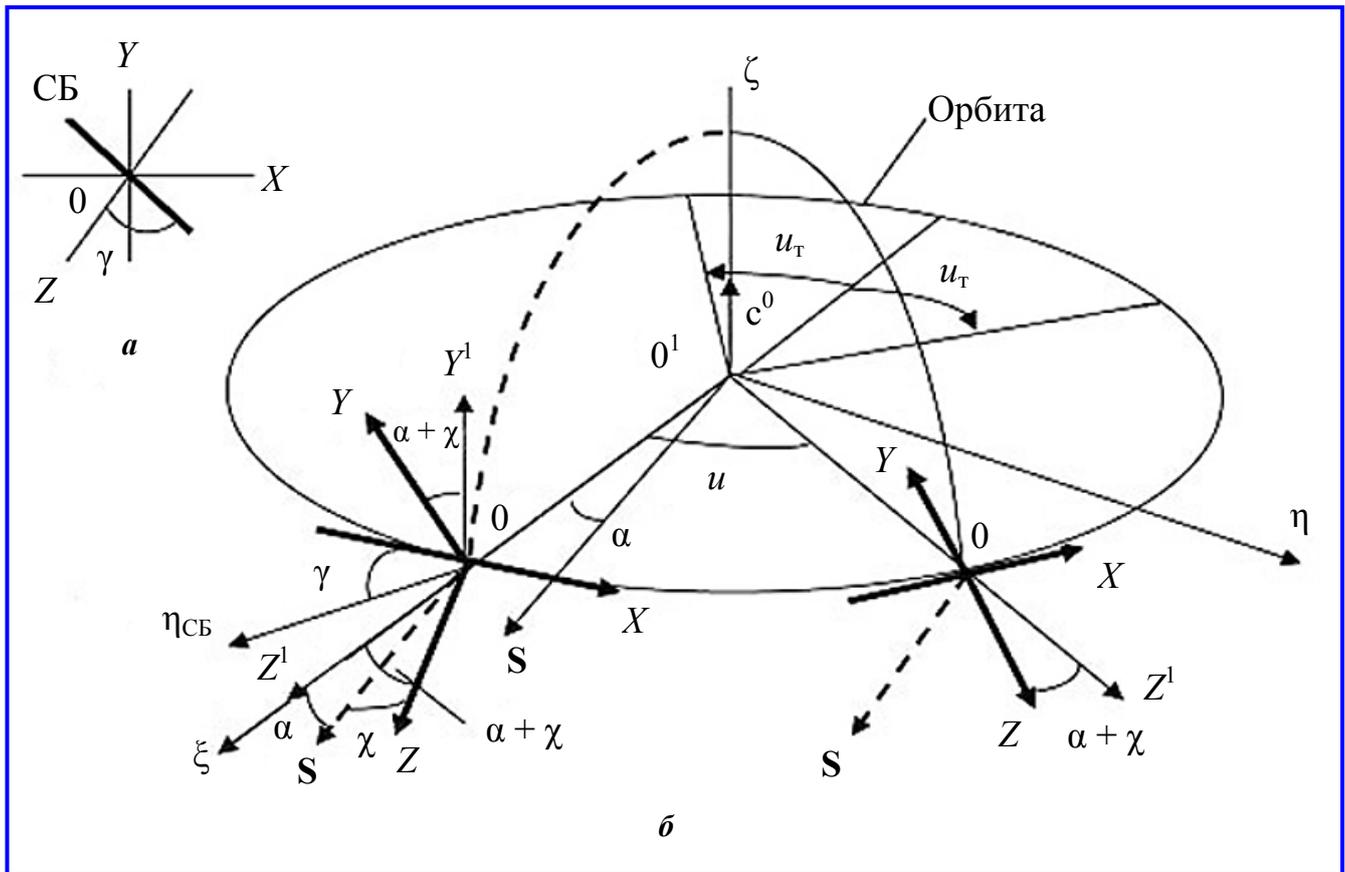


Рис. 1. К определению освещённости СБ: а – расположение СБ в связанной системе координат; б – изменение положения вектора S в связанной системе координат при движении КА вдоль орбиты

поверхности СБ направлена в сторону Солнца, вблизи восходящего узла орбиты СБ поворачивается на 180° и в теневой части витка СБ возвращается в исходное состояние.

Для достижения эффективности СЭС, как на КА типа «Метеор» и «Ресурс», расположение СБ на малом КА и управление его корпусом должны обеспечивать изменение угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ в процессе движения на орбите такое же, как на указанных КА. Это условие выполняется при установке панелей СБ под углом γ к оси OZ в плоскости XOZ связанной системы координат и повороте КА как целого вокруг этой оси на 180° в точках восходящего узла орбиты и при выходе из тени.

Представляет интерес определение освещённости СБ такого КА, функционирующего на круговой орбите при произвольном угле падения солнечных лучей на её плоскость (рис. 1).

Положение центра масс O КА задаётся в системе координат: ось $O^1\zeta$ направлена вдоль единичного вектора кинетического момента отбиты c^0 ; ось $O^1\xi$ – вдоль проекции на плоскость орбиты вектора S ,

направленного на Солнце; ось $O^1\eta$ – дополняет прямоугольную систему координат до правой. Орбитальная система координат (ОСК) представляется осями $X^1Y^1Z^1$ с началом координат O в центре масс КА. Связанная с КА система координат XYZ имеет начало в центре масс КА, ось OX направлена по вектору скорости КА и совпадает с осью X^1 ОСК. Панели СБ ортогональны плоскости XOZ и установлены под углом γ к оси OZ путём поворота вокруг оси OY . Положение КА на орбите определяется углом u , отсчитываемым от оси $O^1\xi$, солнечные лучи направлены под углом α к плоскости орбиты, $S(0, -\sin\alpha, \cos\alpha)$ – единичный вектор направления на Солнце в системе координат $\zeta\xi\eta$, $2u_T$ – теневой участок орбиты.

Положение Солнца в связанной системе координат определяется преобразованием прямоугольных координат: при повороте КА на угол u вокруг оси OY^1 орбитальной системы и при последующем повороте КА вокруг оси OX на угол $\alpha + \chi$, где χ – дополнительный угол, на который следует повернуть ось OZ до её пересечения с наблюдаемым участком поверхности Земли.

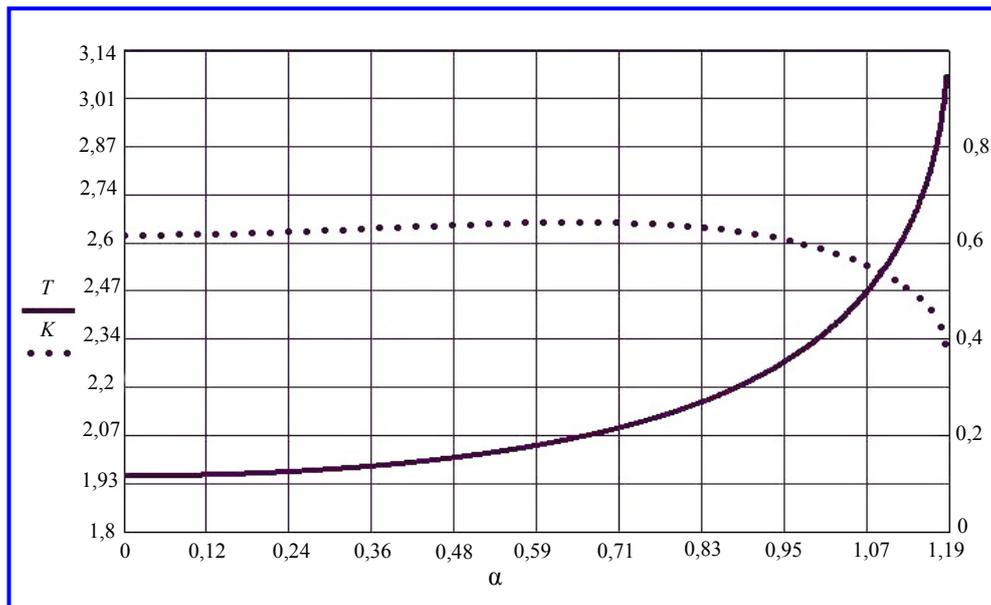


Рис. 2. Условия освещённости СБ при угле α между направлением на Солнце и плоскостью орбиты в диапазоне значений от полуденных до минимально теневого орбит: $T(\alpha)$ – зависимость величины освещённого участка орбиты на половине витка от угла падения солнечных лучей α на плоскость орбиты; $K(\alpha) = \cos j(\alpha)$ – зависимость косинуса угла падения солнечных лучей $j(\alpha)$ на поверхность СБ при переходе КА в область тени или его выходе из области тени

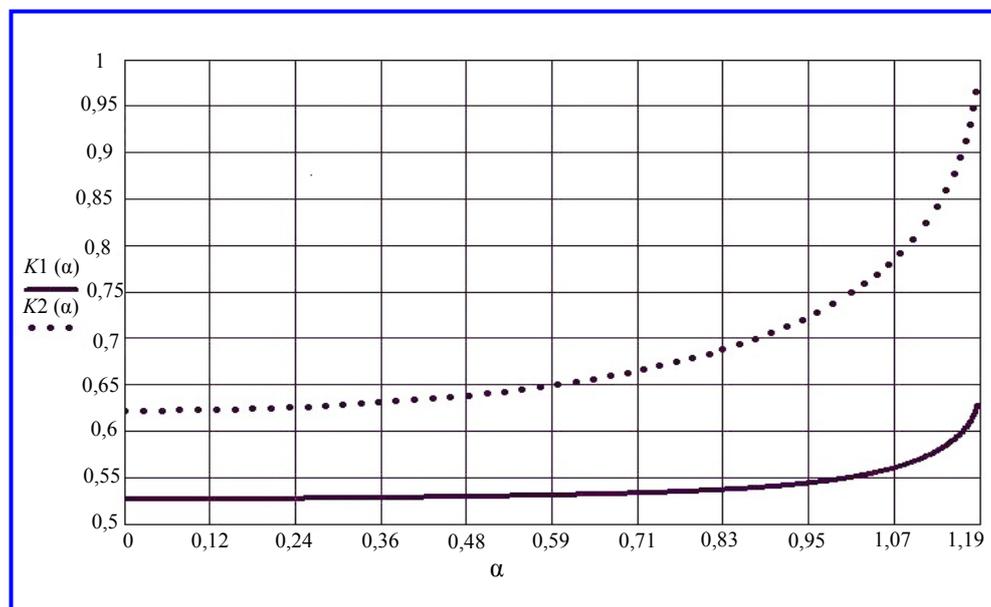


Рис. 3. Зависимость коэффициентов средневитковой мощности для первого $K1$ и второго $K2$ режимов засветки СБ от угла α между направлением на Солнце и плоскостью орбиты в диапазоне значений от полуденных до минимально теневого орбит

Единичный вектор направления на Солнце в связанной системе координат при произвольном значении угла u представляется

$$S \begin{bmatrix} -\cos\alpha \sin u; \cos\alpha \sin(\alpha + \chi) \cos u - \sin\alpha \cos(\alpha + \chi); \\ \cos\alpha \cos(\alpha + \chi) \cos u + \sin\alpha \sin(\alpha + \chi) \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Рассматриваются два режима засветки СБ солнечным излучением. Первый режим, являющийся оптимальным для околополуденных орбит, предусматривает поворот КА на 180° вокруг оси OZ при пересечении координатной линии $O^1\xi$ и возвращение КА в исходное состояние на теневом участке орбиты. В этом случае в связанной системе координат единичный вектор нормали к СБ представляется, как $\eta_{СБ}(-\cos\gamma, 0, \sin\gamma)$ в диапазоне значений угла u от 0 до $\pi - u_\tau$, и, как $\eta_{СБ}(\cos\gamma, 0, \sin\gamma)$ в диапазоне его значений от 0 до $-\pi + u_\tau$.

Второй режим характеризуется прямой засветкой поверхности СБ солнечным излучением на освещённом участке орбиты.

Для круговой орбиты средневитковый коэффициент мощности в первом режиме засветки СБ с учётом (1):

$$K = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi - u_\tau} \frac{P(j)}{P(0)} du = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi - u_\tau} \cos j du, \quad (2)$$

где $\cos j = (S\eta_{СБ})$; j – угол между нормалью к плоскости СБ и направлением на Солнце; $P(j)$ – мощность, вырабатываемая СБ при произвольном значении j ; $P(0)$ – мощность, вырабатываемая СБ при прямом попадании солнечных лучей на её поверхность.

В предположении, что Земля является сферой, и её тень имеет вид прямого круглого цилиндра, половина теневого участка орбиты u_τ определяется выражением [1]:

$$\cos u_\tau = \frac{1}{\cos\alpha} \sqrt{1 - \left(\frac{R_e}{R_e + h}\right)^2}, \quad (3)$$

где R_e – радиус Земли; h – высота орбиты.

Анализ первого режима засветки СБ проводится для случая $\chi = 0$, при котором визирная ось съёмочной аппаратуры в области расположения проекции солнечных лучей на плоскость орбиты (координатная линия $O^1\xi$ (см. рис. 1)) совпадает с направлением на Солнце. Для околополуденных орбит, характеризующихся относительно небольшо-

ми значениями угла α , высота Солнца над местным горизонтом (угол не менее $10 - 15^\circ$) удовлетворяет условиям съёмки аппаратурой ДЗЗ на протяжении большей части освещённого участка орбиты за исключением приполярных областей. Как будет показано ниже условия освещённости Солнцем СБ в этих условиях являются благоприятными, что обеспечивает возможность одновременной работы съёмочной аппаратуры и системы энергоснабжения с подзарядкой бортовой аккумуляторной батареи. В случае второго режима засветки СБ такая возможность отсутствует: система ориентации КА функционирует в режиме слежения СБ за Солнцем, и съёмка поверхности Земли на этом временном отрезке не проводится. Разработка алгоритма управления КА при съёмке и его программная реализация в широком интервале значений угла отклонения χ являются предметом отдельного рассмотрения.

При $\chi = 0$ для первого режима засветки СБ будем иметь:

$$\cos j = \cos\gamma \cos\alpha \sin u + \sin\gamma (\cos^2\alpha \cos u + \sin^2\alpha). \quad (4)$$

Для второго режима засветки СБ на протяжении всего освещённого участка орбиты $j = 0$.

Режимы засветки СБ поясняются с помощью рис. 2, 3, представленных в формате *Mathcad 13*. Расчёты освещённости СБ проводились для высоты орбиты 500 км и $\gamma = 30^\circ$.

Интервал $\pi/2 > \alpha > 1,19$ соответствует области бестеневых орбит. Для графического представления зависимости $K(\alpha) = \cos j(\alpha)$ с правой стороны рисунка введена дополнительная ось OY . Можно видеть, что величина $\cos j(\alpha)$ больше $0,5$ при всех значениях α за исключением узкого участка вблизи выхода орбиты в процессе эволюции в бестеневую область.

Расчёт коэффициентов средневитковой мощности проводился при помощи соотношений (2) и (4) с учётом принятых в литературе допущений: выходная мощность СБ прямо пропорциональна косинусу угла j в интервале значений $-\pi/3 \leq j \leq \pi/3$, а при $j \geq \pi/3$ и в тени Земли равна 0 .

Из рис. 3 можно видеть, что околополуденных орбит (в области относительно небольших значений α) при установке плоскости СБ под углом $\gamma = 30^\circ$ к оси OZ коэффициент средневитковой мощности K_1 составляет около $0,53$, в то время, как для случая кампланарного расположения СБ относительно направления скорости движения КА ($\gamma = \pi/2$) этот коэффициент приблизительно равен $0,27$. При этом

увеличение коэффициента средневитковой мощности сопровождается ростом миделя КА приблизительно на величину миделя СБ, который обычно сравним или больше миделя корпуса КА.

Этот вариант установки неориентируемых СБ используется на КА ДЗЗ, функционирующих на круговых вблизи полуденных ССО на высотах 600 км и выше, где силы атмосферного торможения относительно невелики, и для стабилизации орбиты не требуется больших энергетических затрат, и на более низковысотных КА, преимущественно тяжёлых, с повышенной энерговооружённостью, имеющих в составе КДУ с большим запасом рабочего тела [4].

Система терморегулирования рассматриваемых КА имеет свои особенности, обусловленные изменением углового положения Солнца относительно оси OZ в процессе движения на орбите. Задача рассеивания тепла в окружающее космическое пространство в этом случае решается размещением радиаторов на теневых участках корпуса КА, нормаль к которым направлена в сторону осей $-OZ$ или $-OX$ связанной системы координат.

В этом случае КА может функционировать при произвольном положении Солнца относительно плоскости орбиты. При угле α между плоскостью орбиты и направлением на Солнце в пределах от 0 до $\pi/4$ реализуется первый режим засветки СБ с коэффициентом средневитковой мощности около 0,6, а в пределах $\pi/4 \leq \alpha \leq \pi/2$ – режим непрерывного слежения СБ за Солнцем с коэффициентом средневитковой мощности, изменяющимся от 0,6 при $\alpha \approx \pi/4$ до 1 при $\alpha = \pi/2$.

Данные КА могут запускаться как на ССО, так и на орбиты, «скользящие» относительно направления на Солнце, т. е. во всём диапазоне наклонения приполярных орбит (82 – 98 угл. град), на которых преимущественно функционируют системы спутников ДЗЗ.

Необходимо отметить, что изменение углового положения КА при его повороте на 180° вокруг оси OZ не скажется на качестве съёмочной продукции, так как трасса съёмки не меняется после проведения таких операций.

В рамках обширного круга целевых задач, решаемых с помощью малых КА ДЗЗ [5], могут быть востребованными КА, функционирующие в диапазоне высот от 500 до 200 км, на которых из-за высоких энергетических затрат коррекция орбиты не предусматривается. Интерес к таким КА обусловлен повышением пространственного разрешения изображений земной поверхности, получаемых его съёмочной аппаратурой по мере снижения высоты

орбиты. Так, например, при снижении высоты орбиты с 500 до 250 км пространственное разрешение съёмочной аппаратуры КА увеличивается в два раза. Конечно в этом случае нельзя ожидать длительного времени орбитального существования малого КА. Но, принимая во внимание относительно малую стоимость такого КА, его разработка может быть экономически оправданной в рамках задач получения изображений поверхности Земли с высоким и сверхвысоким пространственным разрешением.

Для оценки темпа уменьшения высоты полёта КА воспользуемся результатами баллистико-навигационного обоснования космической системы «Вулкан», нижний ярус которой в составе малых КА (масса КА – 250 кг, площадь миделя – $0,5 \text{ м}^2$) предположительно должен располагаться на круговых орбитах с высотой от 500 км и ниже [6]. При принятых в расчёте параметрах атмосферы для начальной высоты 500 км снижение высоты составляет 9 – 11 км в год, а для начальной высоты 400 км снижение – 60 – 70 км в год. Для грубых оценок можно принять, что за три года высота КА понизится с 500 до 400 км, а за два года – с 400 км до предельно низкой орбиты с высотой 200 км, на которой время орбитальной жизни КА составит несколько недель.

Угловая скорость смещения восходящего узла круговой ССО при учёте только силы торможения атмосферы может быть представлена выражением:

$$\frac{d\Omega}{dt} = \omega_c \left[\left(\frac{a_c}{a} \right)^{\frac{7}{2}} - 1 \right], \quad (5)$$

где ω_c – средняя угловая скорость движения Земли вокруг Солнца; $a_c = R_e + h_c$ – радиус орбиты; R_e – экваториальный радиус Земли; h_c – высота орбиты КА после его выведения на круговую ССО; $a = R_e + h$ – радиус орбиты в текущий момент времени.

При заданном выше темпе уменьшения высоты орбиты уход долготы восходящего узла за время орбитальной жизни КА 5 лет составит ≈ 90 угл. град, что соответствует примерно шестичасовому изменению времени m_Ω прохождения КА восходящего узла орбиты.

Согласно анализу условий съёмки [1], наиболее благоприятными являются «дополуденные» орбиты с $m_\Omega = 9^h, \dots, 11^h$, «полуденные» с $m_\Omega = 12^h$ и «послеполуденные» с $m_\Omega = 13^h, \dots, 15^h$. В связи с тем, что рассматриваемый КА может функционировать при произвольном расположе-

нии Солнца относительно КА, он может быть выведен на орбиту, в процессе эволюции которой для съёмки сохраняются благоприятные условия на протяжении всего времени орбитального существования. Такой начальной орбитой является «дополуденная» утренняя орбита с прохождением КА восходящего узла в области $m_{\Omega} = 9^h$. Со временем в результате уменьшения высоты орбиты за счёт атмосферного торможения долгота восходящего узла будет смещаться в восточном направлении с последовательным возрастанием местного времени прохождения КА восходящего узла до достижения предельно низких орбит с высотой ≈ 200 км.

Объём целевой информации за время орбитального существования может быть существенно увеличен и улучшено её качество при стабилизации времени прохождения восходящего узла орбиты в области полуденных орбит. Для этого потребуется восстановление солнечной синхронности орбиты на текущих высотах функционирования КА.

Оценим энергетические затраты КДУ для стабилизации положения восходящего узла орбиты при изменении высоты ССО с 500 до 200 км.

Для приполярных круговых низковысотных ССО может быть получена следующая формула для разницы углов наклона орбит [1]:

$$i_n - i_k = \left(\frac{R_e + h_n}{12352,54} \right)^{\frac{7}{2}} - \left(\frac{R_e + h_k}{12352,54} \right)^{\frac{7}{2}}, \quad (6)$$

где i_n и i_k – начальное и конечное наклонение орбиты; h_n и h_k – начальная и конечная высота орбиты.

Полагая $h_n = 500$ км и $h_k = 200$ км, из (6) получим $i_n - i_k = 0,8$ угл. град, а суммарная характеристическая скорость для коррекции наклона орбиты составит примерно 100 м/с.

Литература

1. Чернов А. А., Чернявский Г. М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли: лекции и упражнения / А. А. Чернов, Г. М. Чернявский. – М. : Радио и связь, 2004. – 200 с.
2. Трифонов Ю. В. Космические аппараты дистанционного зондирования Земли / Ю. В. Трифонов. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2008. – 168 с.
3. Основные направления развития средств дистанционного зондирования Земли из космоса в ФГУП «НПП ВНИИЭМ» / Ю. В. Трифонов, А. В. Горбунов, А. Л. Чуркин // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. Космические аппараты для дистанционного зондирования Земли. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2008. – Т. 105. – С. 29 – 39.
4. Десятилетие космических систем наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения. Анализ характеристик и основные тенденции развития / А. И. Бакланов // Материалы VI научно-технической конференции «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли. – М. : МНТОРЭС им. Попова, 2009.
5. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов / Л. А. Макриденко, С. Н. Волков, В. П. Ходненко, С. А. Золотой // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2010. – Т. 114. – № 1. – С. 15 – 26.
6. Эскизный проект. Космическая система оперативного краткосрочного прогноза землетрясений «Вулкан». Баллистико-навигационное обоснование и обеспечение. – М. : ЗАО «ЦУП-Мониторинг», 2002.

Поступила в редакцию 26.01.2012

Юрий Максимович Трифонов, начальник лаборатории,
т. (495) 994-54-88, e-mail: fniiem@istranet.ru.