

УДК 629.78.064.5

Ю.А. ШЕПЕТОВ, Е.А. ДОЛЖИКОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОЦЕНКА РАЦИОНАЛЬНОГО УГЛА РАСКРЫТИЯ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ МАКСИМУМА ЭНЕРГОПРИХОДА**

В работе приведена оценка энергоприхода от панелей солнечных батарей малого космического аппарата класса микроспутник для дистанционного зондирования Земли для различных углов расположения панелей, значений высоты орбиты и местного времени прохождения восходящего узла орбиты. Проведенные расчеты дают возможность определить рациональные углы установки панелей солнечных батарей для космических аппаратов рассматриваемого класса. В работе рассчитано изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения для каждого случая и на основе этих данных сделан вывод о максимально эффективном расположении фотоэлектрических батарей с точки зрения обеспечения максимума энергоприхода за один виток.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, космический аппарат, фотоэлектрический элемент, угол установки панелей, расчетная модель, освещенность, энергоприход.

Введение

В настоящее время создание и развитие космических средств и технологий дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является одним из важнейших направлений применения космической техники для социально-экономических и научных целей. В мире успешно эксплуатируются десятки космических аппаратов (КА) ДЗЗ.

На различных стадиях разработки находятся от 200 до 300 новых проектов по реализации перспективных возможностей наблюдения и съемки Земли из космоса. Наблюдается быстрый прогресс в области повышения технического уровня космических аппаратов и сокращения затрат на их создание и эксплуатацию. Это обеспечивается за счет применения новых конструкционных материалов и методов проектирования, минимизации массогабаритных характеристик, разработки унифицированных орбитальных платформ.

Многообразие решаемых прикладных и научных задач ДЗЗ, непрерывное расширение состава и рост информационных характеристик бортовых съемочных и зондирующих приборов, развитие новых технологий интерпретации и использования получаемых космических данных, стремительный процесс технического совершенствования и удешевления КА ДЗЗ, а также набирающая темпы интенсификация международного сотрудничества по созданию глобальных систем наблюдения Земли дают все основания прогнозировать, что в период до 2025 года космические средства ДЗЗ станут наиболее приоритетным и эффективным классом косми-

ческих аппаратов гражданского назначения, как за рубежом, так и в нашей стране [1].

Постановка задачи

В полном соответствии с наблюдающимся интенсивным ростом мирового рынка продуктов и услуг на основе космической информации, предоставляемой космическими средствами наблюдения Земли, сейчас происходит бурное развитие космических аппаратов и космических технологий ДЗЗ.

Только в 2012 году на орбиты вокруг Земли запущены 24 гражданских, коммерческих и военных КА для съемки Земли, принадлежащие 13 странам и организациям. Бесспорным лидером по числу запущенных национальных КА дистанционного зондирования Земли ДЗЗ стал Китай, затем Россия, Франция и другие страны, запустившие по одному микроспутнику [1].

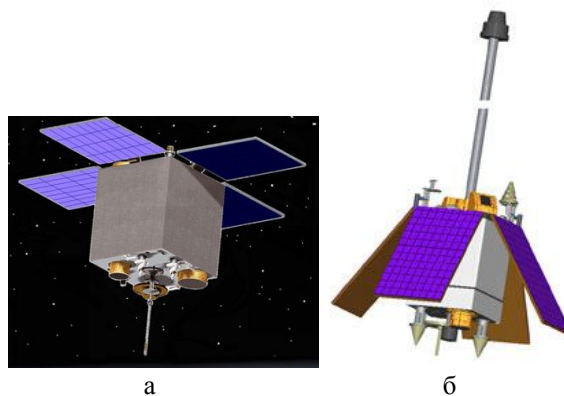


Рис. 1. Микроспутник ДЗЗ: а – Sich; б – MC - 1

Такие КА имеют несколько специфических черт, обусловленных объективными факторами. Как правило, они запускаются на круговую солнечно-синхронную орбиту. Это позволяет объекту съемки постоянно находиться в фокусе сканирующей аппаратуры. При этом положение плоскости орбиты относительно направления на Солнце в течение года не меняется. Также ориентация таких КА в большинстве случаев одноосная. Ось направлена на центр Земли. Угол раскрытия панелей обычно фиксирован, так как установка механизмов ориентации солнечных батарей влечет за собой неизбежное увеличение массы КА и стоимости [2].

Таким образом, неориентированные панели фотоэлектрических батарей (БФ) обычно располагаются на корпусе симметрично относительно продольной оси КА.

В идеале, с учетом неопределенности направления на Солнце, такую форму расположения панелей относительно продольной оси КА можно описать в виде конуса.

Решение поставленной задачи

Для того чтобы определить угол раскрытия панелей микроспутника, при котором энергоприход на рабочую поверхность будет максимальным были проведены следующие расчеты.

В качестве рабочей модели геометрии фотоэлектрической батареи был принят конус (рис. 2) с углом раскрытия 2γ . Боковая поверхность объекта покрыта фотоэлектрическими элементами. Под углом α к плоскости основания конуса направлен вектор направления на Солнце \vec{S} , который находится в плоскости XOZ.

Проведем расчет для произвольного элемента на поверхности конуса перпендикулярно, к которому направлен вектор нормали \vec{N} .

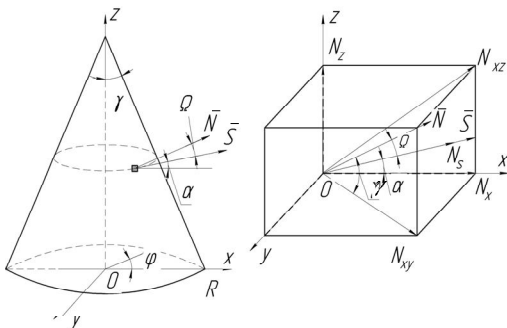


Рис. 2. Расчетная модель геометрии БФ

Освещенность произвольного элемента будет определяться значением $\cos \Omega$, где $\cos \Omega$ – угол между векторами \vec{N} и \vec{S} .

$$\cos \Omega = \frac{N_s}{N}, \tag{1}$$

где N_s – проекция вектора \vec{N} на вектор \vec{S} .

В соответствии с рис. 2 выражение (1) принимает вид:

$$\cos \Omega = \cos \varphi \cdot \cos \gamma \cdot \cos \alpha + \sin \gamma \cdot \sin \alpha, \tag{2}$$

где φ – угловая координата N_{xy} относительно оси x.

Для каждого угла α , значение $\varphi_{кр}$ (угол раскрытия для конического сектора освещенной части конуса) находится из условия $\cos \Omega = 0$. Его можно определить как образующую вдоль поверхности конуса, для которой вектор нормали \vec{N} перпендикулярен направлению на Солнце (рис. 3).

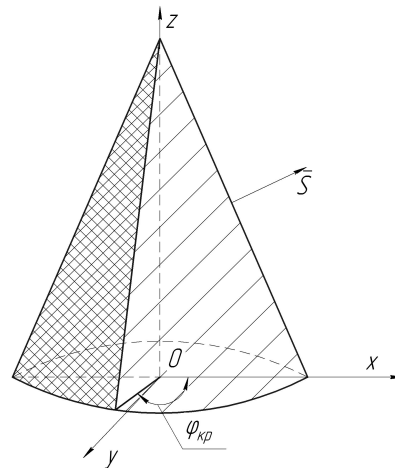


Рис. 3. Расчетная модель для определения энергоприхода на поверхность БФ

Приравняв выражение (2) к нулю, найдем значение $\varphi_{кр}$:

$$\varphi_{кр} = \arccos(\operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{tg} \gamma). \tag{3}$$

Рассмотрим выражение для получения площади боковой поверхности конуса ($S_{бок}$):

$$S_{бок} = \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{RdRd\varphi}{\sin \gamma} = \frac{\pi \cdot R^2}{\sin \gamma}, \tag{4}$$

где R – радиус основания конуса.

Следовательно, изменение площади освещенного участка ($S_{осв}$) будет иметь вид:

$$S_{осв} = \int_0^R \int_{-\varphi_{кр}}^{+\varphi_{кр}} \frac{RdRd\varphi}{\sin \gamma} \cdot \cos \Omega. \tag{5}$$

С учетом выражений (4) и (5) определим интегральный коэффициент освещенности площади поверхности конуса ($K_{осв}$):

$$K_{осв} = \frac{S_{осв}}{S_{бок}}. \quad (6)$$

После ряда преобразований выражение (6) принимает вид:

$$K_{осв} = \frac{1}{\pi} \cdot (\cos \gamma \cdot \cos \alpha \cdot \sin \varphi_{кр} + \varphi_{кр} \cdot \sin \alpha \cdot \sin \gamma). \quad (7)$$

Тогда суммарный коэффициент освещенности ($K_{\Sigma осв}$) запишем следующим образом:

$$K_{\Sigma осв} = \frac{1}{S_{бок}} \int_S K_{осв} dS, \quad (8)$$

где dS – единица площади поверхности конуса.

Таким образом, мощность, вырабатываемая боковой поверхностью конуса, можно записать в виде формулы:

$$P(\tau) = K_{\Sigma осв} \cdot S_{бок} \cdot E \cdot \eta_{БФ}, \quad (9)$$

где E – солнечная постоянная ($E=1360 \text{ Вт/м}^2$);

$\eta_{БФ}$ – коэффициент полезного действия фотоэлектрической батареи.

Рассмотрим движение космического аппарата на орбите. Для этого изменим систему координат и введем угол α' , это угол между осью конуса и вектором направления на солнце ($\alpha'=90-\alpha$).

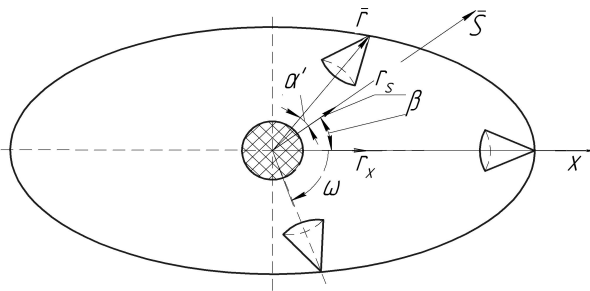


Рис. 4. Схема движения космического аппарата по орбите

В соответствии с рис. 4 $\cos \alpha'$ вычислим по формуле:

$$\cos \alpha' = \frac{r_s}{r}, \quad (10)$$

где r_s – проекция r_x на вектор \vec{S} ;

\vec{r} – радиус-вектор.

$$r_s = r_x \cdot \cos \beta, \quad (11)$$

где r_x – проекция вектора \vec{r} на ось x ;

β – угол между плоскостью орбиты спутника и вектором направления на Солнце (угол ПОС).

Проекцию вектора \vec{r} на ось x определим следующим образом:

$$r_x = \vec{r} \cdot \cos \omega, \quad (12)$$

где ω – аргумент перигея орбиты.

Следовательно, выражение (10) принимает вид:

$$\cos \alpha' = \cos \beta \cdot \cos \omega. \quad (13)$$

Продолжительность теневого участка определяется моментами входа спутника в тень и выхода из нее. Для проведения дальнейших исследований интерес представляет угол тени (ω_T), которую отбрасывает Земля (рис. 5).

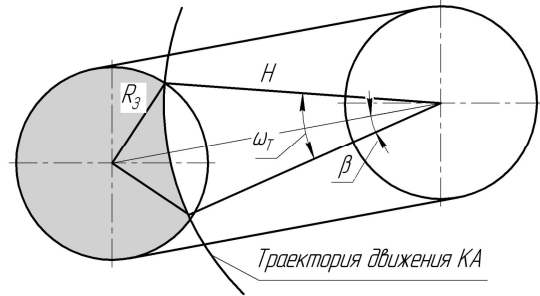


Рис. 5. Расчётная схема для вычисления длительности тени на витке

Особенностью космического аппарата класса ДЗЗ является то, что он, как правило, функционирует на круговой, солнечно-синхронной орбите. Это позволяет ему находиться над одним и тем же участком земной поверхности в одно и то же местное время и на одной высоте. Поэтому принимаем движение Солнца по эклиптике круговым, а тень Земли цилиндрической без учета полутени [3].

При таких условиях найдем значение ω_T :

$$\cos \frac{1}{2} \omega_T = \frac{\cos \beta_{кр}}{\cos \beta}, \quad (14)$$

где $\beta_{кр}$ – значение угла ПОС, при котором тень Земли не влияет на освещенность спутника.

Для получения суммарного значения коэффициента использования солнечного излучения ($K_{исп}$) необходимо учесть влияние тени Земли на освещенность космического аппарата:

$$\begin{cases} \omega_T = 2 \cdot \arccos \left(\frac{\cos \beta_{кр}}{\cos \beta} \right), & \text{при } \beta \leq \beta_{кр}; \\ \omega_T = 0, & \text{при } \beta \geq \beta_{кр}, \end{cases} \quad (15)$$

где $\beta_{кр}$ определяется выражением:

$$\beta_{кр} = \arcsin \left(\frac{R_3}{R_3 + H} \right), \quad (16)$$

где R_3 – радиус Земли (6732 км);

H – высота орбиты космического аппарата.

Из вышеизложенного следует, что коэффициент использования солнечного излучения принимает вид:

$$K_{исп} = \frac{1}{T_{вит}} \int_0^{T_{вит}} K_{\Sigma осв} d\tau, \quad (17)$$

где $T_{вит}$ – длительность витка (мин).

Мощность солнечного излучения, попадающего на поверхность конуса, можно определить с помощью выражения:

$$W_{\text{виток}} = K_{\text{исп}} \cdot S_{\text{бок}} \cdot E \cdot \eta_{\text{БФ}} \cdot T_{\text{вит}} \quad (18)$$

Результаты численных экспериментов

Главной задачей расчетов являлось получение зависимости коэффициента использования солнечного излучения от угла между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце (ПОС – угол β) и угла раскрытия конуса (2γ), для наглядности результатов в расчетах использовался угол γ , т.е. половина полного угла раскрытия. В качестве переменных в каждом отдельном расчете выступали значения углов γ и β . Эти два значения являются определяющими количества солнечной энергии, поступающей на единицу площади.

На рисунке 6 показано изменение угла γ_{max} , т.е. значения угла раскрытия конуса, при котором наблюдается максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения, для различных значений угла β .

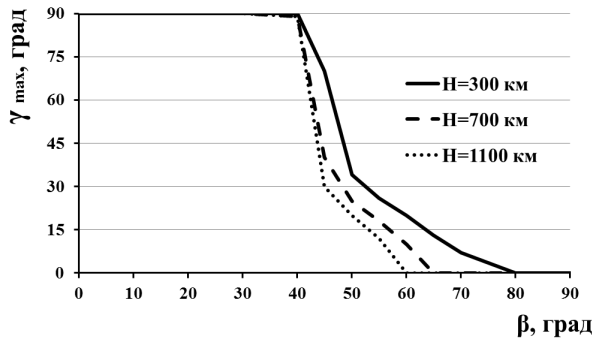


Рис. 6. Изменение значения γ_{max} в зависимости от β для различных значений высоты.

На основе полученных результатов можно сделать вывод, что при значениях угла ПОС ниже 40° рационально устанавливать фотоэлектрические батареи под углом 90° , т.е. использовать конструкцию цилиндра. При $\beta \geq 40^\circ$ γ_{max} стремительно уменьшается и достигает 0° (плоскость) при $\beta=60^\circ$, если спутник функционирует на высоте 1100 км и при $\beta=80^\circ$ на высоте 300 км.

На рисунке 7 приведен расчет ожидаемого максимального коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла ПОС. Значения β варьируются в пределах $0 \dots 90^\circ$

Максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения ($0,32 \dots 0,33$) наблюдается при соотношениях крайних положений плоскости орбиты относительно Солнца и крайних значений угла установки панелей. Минимальное значение

$K_{\text{исп}}$ ($0,22 \dots 0,25$) для любых β наблюдается в пределах $30^\circ \leq \gamma \leq 50^\circ$ независимо от высоты.

На рисунке 8 приведен расчет ожидаемого максимального коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла γ при различной высоте орбиты. Значения γ варьируются в пределах $0 \dots 90^\circ$

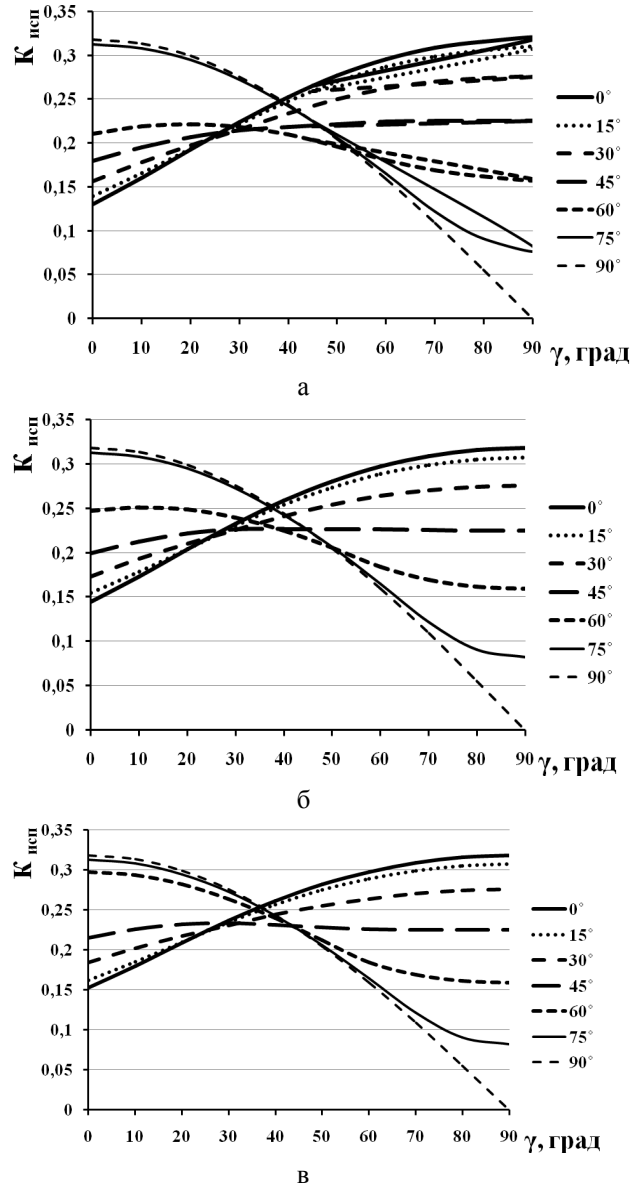
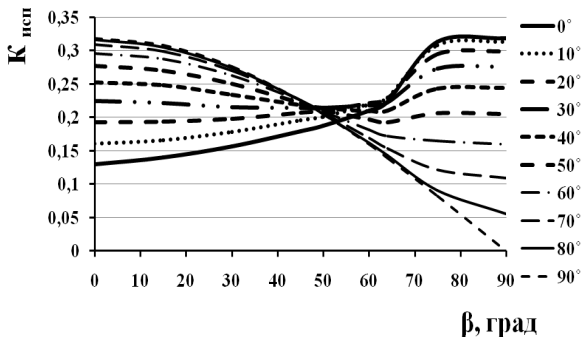


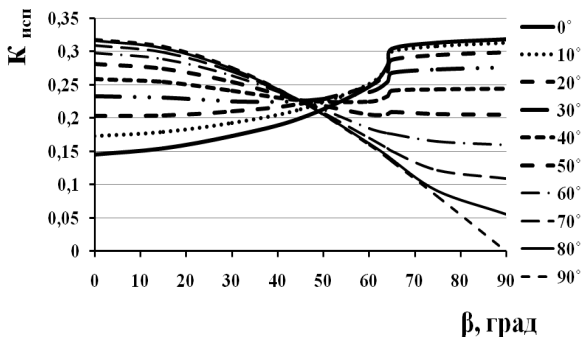
Рис. 7. Изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла ПОС: а – на высоте 300 км; б – на высоте 700 км; в – на высоте 1100 км

Максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения составляет $0,32 \dots 0,33$ и достигается также в крайних положениях. Минимальное значение $K_{\text{исп}}$ для любых γ наблюдается в пределах $40^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$ независимо от высоты и варьируется в пределах $0,22 \dots 0,23$.

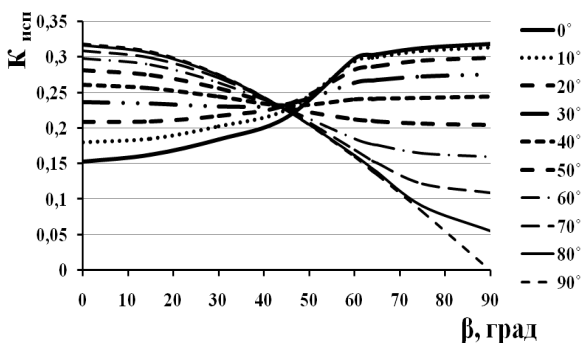
На основе полученных результатов был построен график (рис. 9) зависимости изменения максимального значения коэффициента использования солнечного излучения от различных значений угла β при разных значениях высоты орбиты космического аппарата.



а



б



в

Рис. 8. Изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла γ : а – на высоте 300 км; б – на высоте 700 км; в – на высоте 1100 км

Полученный график дает возможность сделать вывод, что независимо от высоты орбиты для различных значений угла β минимальное значение коэффициента использования солнечного излучения достигается в пределах 40-55°. Следует учесть, что при минимальной высоте орбиты $K_{исп\ max}$ стремительно уменьшается до значения 0,22...0,23 при $\beta=50^\circ$ и достигает значения, приближенного к мак-

симальному, только при $\beta=80^\circ$. С увеличением высоты орбиты минимум $K_{исп\ max}$ смещается по оси γ , а значение $K_{исп\ max}$ начинает стремительно увеличиваться и уже при $\beta=60^\circ$ приближается к максимальному значению, что увеличивает суммарный энергоприход.

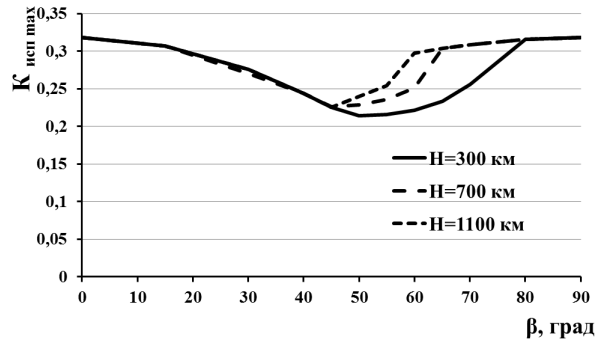


Рис. 9. Максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла ПОС и высоты орбиты спутника

Заключение

Изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения было рассчитано для значений угла раскрытия панелей γ и угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце β в пределах 0...90°. Полученные результаты дают основание сделать вывод, что максимальное значение (0,3...0,32) коэффициента использования солнечного излучения достигается в крайних положениях плоскости орбиты относительно Солнца и крайних значения угла установки панелей. При этом значению $\beta=0^\circ$ (направление на Солнце лежит в плоскости орбиты) соответствует $\gamma=90^\circ$ (цилиндр) и, наоборот, $\beta=90^\circ$ (направление на Солнце перпендикулярно плоскости орбиты) соответствует $\gamma=0^\circ$ (плоскость).

Что касается промежуточных значений, то при положениях орбиты с $40^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$ суммарный энергоприход, практически, не зависит от угла установки панелей и при этом $K_{исп}=0,22...0,23$, т.е. примерно в 1,45 раза меньше по сравнению с максимально возможным.

Также для орбит $\beta \leq 40^\circ$ влияние высоты орбиты практически никак не сказывается на характере изменения энергоприхода при изменении углов установки панелей.

Изложенная методика и полученные результаты дают возможность проанализировать изменение максимального коэффициента использования солнечного излучения в зависимости от 3-х параметров – высота орбиты, угол раскрытия панелей и угол направления на Солнце относительно плоскости

орбиты, и определить рациональные значения углов установки панелей для конкретных параметров запуска космического аппарата.

Литература

1. Задачи ДЗЗ и требования к космической информации (КИ) для их решения [Текст] // Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года. – М.: Рос. Космос, 2006. – С. 4-10.

2. Безручко, К.В. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок искусст-

венных спутников Земли в условиях орбитального полета [Текст]: учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию / К.В. Безручко, А.В. Горовой, И.Б. Туркин; Харк. нац. аэрокосмический ун-т. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 1999. – 66 с.

3. Белов, Д.Г. Освещенность и ориентация солнечных батарей искусственных спутников Земли [Текст]: учеб. пособие по преддипломному курсу специальности 8.101305 / Д.Г. Белов, С.В. Губин, Ю.А. Шепетов; Харк. нац. аэрокосмический ун-т. – Х.: Гос. Аэрокосмический ун-т "ХАИ", 2001. – 40 с.

Поступила в редакцию 5.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заместитель генерального директора по научной работе В.Н.Борщов, ГП "Научно-исследовательский технологический институт приборостроения", Харьков, Украина

ОЦІНКА РАЦІОНАЛЬНОГО КУТА РОЗКРИТТЯ ПАНЕЛЕЙ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ З ТОЧКИ ЗОРУ МАКСИМУМУ ЕНЕРГОПРИХОДУ

Ю.О. Шепетов, К.О. Должикова

У роботі наведено оцінку енергоприходу від панелей сонячних батарей малого космічного апарату класу мікросупутник для дистанційного зондування Землі для різних кутів розташування панелей, значень висоти орбіти і місцевого часу проходження висхідного вузла орбіти. Проведені розрахунки дають можливість визначити раціональні кути розташування панелей сонячних батарей для космічних апаратів розглянутого класу. У роботі розраховано зміну максимального значення коефіцієнта використання сонячного випромінювання для кожного випадку і на основі цих даних зроблено висновок про максимально ефективне розташування фотоелектричних батарей з точки зору забезпечення максимуму енергоприходу за один виток.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, космічний апарат, фотоелектричний елемент, кут встановки панелей, розрахункова модель, освітленість, енергоприхід.

THE ESTIMATION OF SOLAR BATTERIES PANELS RATIONAL DEPLOYMENT ANGLE ACCORDING TO MAXIMUM INCOMING ENERGY

Yu.A. Shepetov, E.A. Dolzhukova

This paper provides the estimation of incoming energy from the solar panels of the small spacecraft (microsatellite) for Earth remote sensing in accordance to different panels deployment angles, the orbit height and the local transit time of the orbit ascending node. The calculations make it possible to determine the rational deployment angles of the solar panels cells for space crafts of this class. The paper is targeted the change of the maximum value of solar radiation utilization coefficient for each case and on the basis of these data, concluded that the most efficient arrangement of photovoltaic cells from the point of view of ensuring maximum incoming energy per one revolution.

Key words: Earth remote sensing, spacecraft, photoelectric cell, the deployment angle of the panels, the design model, sun lighting, quantity of radiant energy per square unit.

Шепетов Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Должикова Екатерина Александровна – аспирант каф. ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.