

УДК 629.78.064.5

РАЦИОНАЛЬНОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ БАТАРЕЙ НА МИКРОСПУТНИКАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

С. В. Губин, Ю. А. Шепетов, Е. А. Должикова

Национальный аэрокосмический университет имени Н. Е. Жуковского «ХАИ»
Украина, 61070, г. Харьков, ул. Чкалова, 17. E-mail: gubinsv@d4.khai.edu

Представлены зависимости изменения потребной массы и стоимости в удельных характеристиках системы энергоснабжения космического аппарата класса микроспутник дистанционного зондирования Земли от углов расположения неориентируемых панелей солнечных батарей для различных параметров орбиты (высоты и местного времени прохождения восходящего узла, которое определяется углом между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце). Полученные результаты дают возможность оценить изменение удельной массы и удельной стоимости системы электроснабжения для различных углов установки панелей и определить наиболее рациональную геометрию фотоэлектрических батарей.

Ключевые слова: космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, система энергоснабжения.

RATIONAL PHOTOVOLTAIC BATTERIES MOUNTING ON THE EARTH REMOTE SENSING MICROSATELLITE

S. V. Gubin, Yu. A. Shepetov, E. A. Dolzhukova

National aerospace university named after N. E. Zhukovskiy "KhAI"
17, Chkalova str., Kharkov, 61070, Ukraine
E-mail: gubinsv@d4.khai.edu

This paper presents the changing dependence of the required weight and required cost in the specific characteristics of microsatellite power supply system for the Earth remote sensing from the deployment angles of non-oriented solar panels for the different orbital parameters (orbital altitude and local transit time of orbit ascending node, which is determined by the angle between the orbit plane and the direction to the Sun). The obtained results make it possible to estimate the change of power supply system specific weight and specific cost for different deployment angles of the solar panels and determine the most rational geometry of photovoltaic batteries.

Keywords: spacecraft, Earth remote sensing, power supply system.

Космические средства дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) являются одним из основных перспективных направлений развития космических систем. Космические системы ДЗЗ интенсивно развиваются и становятся неотъемлемой частью информационного обеспечения многих направлений развития экономики государств [1].

Современные тенденции в области ДЗЗ, разработка и запуск мини- и микроспутников, активное внедрение спутниковых данных в работу государственных учреждений и высшей школы, развитие перспективных программ космического мониторинга, повышающие требования в части детальности и оперативности космической съемки, ставят задачу более детального исследования отдельных систем КА [2].

Учитывая высокую интенсивность развития и внедрения в работу космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли, актуальность приобретает проектирование и разработка систем электроснабжения (СЭС) космических аппаратов данного класса, а также оптимизация их по массе с ограничением по стоимости и надежности.

В соответствии с выполняемыми задачами рассматриваемый класс космических аппаратов (КА) имеет следующие особенности: орбиты солнечно-синхронные, т. е. направление ПОС (угол между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце) всегда практически постоянно; из-за небольших размеров КА панели фотоэлектрических батарей (БФ), как правило, неориентируемые; одна из осей КА преимущественно ориентирована в нади́р, формируя местную вертикаль.

На этапе проектирования представляет интерес зависимость потребной массы СЭС, при ограничении стоимости и высокой надежности СЭС, от методов размещения неподвижных панелей солнечных батарей относительно местной вертикали КА для различных параметров орбиты (высота и местное время прохождения восходящего узла). Учитывая высокую надежность современных комплектующих элементов силовой электроники, входящих в СЭС КА, в задачу проектирования входит рациональное расположение батарей фотоэлектрических для стабильного за виток коэффициента использования и мощности при минимальной массе и стоимости.

Для того чтобы оценить потребную массу и стоимость СЭС космического аппарата, проведем анализ рациональной установки БФ для штатной работы СЭС в удельных параметрах мощности фотоэлектрической батареи и емкости химической батареи (БХ). Для этого решения большинство вариантов расположения панелей БФ можно свести к конусу с углом раскрытия от 0° до 180° . При угле раскрытия 0° имеем цилиндрическую поверхность, ось цилиндра направлена на центр Земли. При угле раскрытия 180° имеем плоскость, перпендикулярную направлению на центр Земли [3]. Поэтому в качестве рабочей модели геометрии БФ для дальнейших расчетов был выбран конус, поверхность которого покрыта фотоэлектрическими элементами. Основными варьируемыми параметрами были угол между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце (ПОС – угол β) и угол раскрытия конуса (2γ). Исходя из параметров орбиты космического аппарата (высота и местное время прохождения восходящего узла, которым определяется угол ПОС) и угла установки панелей, был рассчитан коэффициент использования солнечной батареи за виток:

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

где $T_{\text{вит}}$ – длительность витка, мин; $K_{\Sigma \text{осв}}$ – суммарный коэффициент освещенности всей фотоэлектрической батареи в каждый момент времени на витке; τ – единица времени.

Суммарный коэффициент освещенности определяется выражением:

$$K_{\Sigma \text{осв}}(\tau) = \frac{1}{S_{\text{бок}}} \int_{S_{\text{бок}}} K_{\text{осв}} dS, \quad (2)$$

где $S_{\text{бок}}$ – площадь боковой поверхности конуса; $K_{\text{осв}}$ – мгновенное значение коэффициента освещенности для единичного участка площади на поверхности конуса, он равен $\cos \Omega$ (рис. 1), где Ω – это угол между направлением на Солнце (вектор \vec{S}) и вектором нормали к плоскости произвольного единичного элемента на поверхности конуса (вектор \vec{N}); dS – единица площади поверхности конуса:

$$dS = \frac{r \cdot d\varphi \cdot dr}{\sin \gamma}, \quad (3)$$

где r – радиальная координата участка dS ; φ – угловая координата вектора участка dS относительно оси x .

Площадь освещенного участка в каждый момент времени ($S_{\text{осв}}$) найдем с помощью выражения

$$S_{\text{осв}} = \int_0^{R+\varphi_{\text{кр}}} \int_{-\varphi_{\text{кр}}}^{\varphi_{\text{кр}}} \frac{RdRd\varphi}{\sin \gamma}, \quad (4)$$

где $\varphi_{\text{кр}}$ – угол раскрытия для конического сектора освещенной части конуса; R – радиус основания конуса.

Для каждого угла α (угол между осью x и вектором направления на Солнце \vec{S}) значение $\varphi_{\text{кр}}$ находится из условия $\cos \Omega = 0$. Его можно определить как образующую вдоль поверхности конуса, для которой вектор нормали \vec{N} перпендикулярен направлению на Солнце:

$$\varphi_{\text{кр}} = \arccos(\operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{tg} \gamma). \quad (5)$$

С учетом неравномерности освещенности эффективная освещенная площадь (условный эквивалент площади, поглощающий ту же энергию при условии нормального падения на него светового потока) составит

$$S_{\text{осв.эфф}}(\tau) = \int_0^{R+\varphi_{\text{кр}}} \int_{-\varphi_{\text{кр}}}^{\varphi_{\text{кр}}} \frac{RdRd\varphi}{\sin \gamma} \cdot \cos \Omega(\tau), \quad (6)$$

С учетом выражений (3)–(6) интегральный коэффициент освещенности площади поверхности конуса ($K_{\Sigma \text{осв}}$)

$$K_{\Sigma \text{осв}}(\tau) = \frac{S_{\text{осв.эфф}}(\tau)}{S_{\text{бок}}}, \quad (7)$$

где $S_{\text{бок}}$ – площадь боковой поверхности конуса.

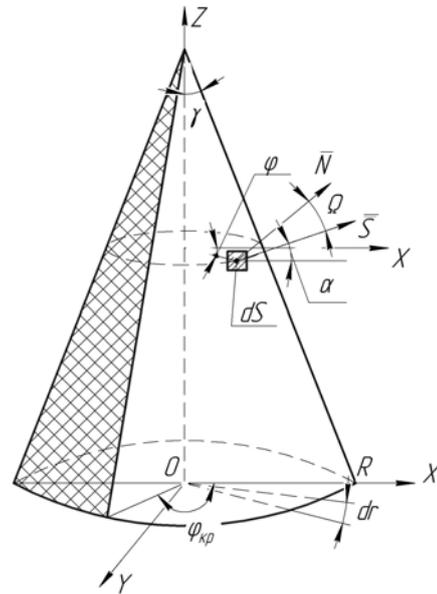


Рис. 1. Расчетная модель геометрии БФ

В результате расчетов были получены зависимости коэффициента использования солнечного излучения от варьируемых параметров: угла между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце (ПОС – угол β) и угла раскрытия конуса (2γ). Для отображения полученных результатов в дальнейшем использовался угол γ , т. е. половина полного угла раскрытия. Эти два значения являются определяющими количества солнечной энергии, поступающей на единицу площади.

На рис. 2 приведен результат расчета ожидаемого максимального коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла γ при высоте орбиты 300 км. Значения γ варьируются в пределах 0° – 90° . Максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения составляет 0,32–0,33 и достигается в крайних положениях плоскости орбиты КА относительно Солнца (0° и 90°) и крайних значениях угла установки панелей (плоскость или цилиндр), при соотношениях $\beta = 0^\circ$ и $\gamma = 90^\circ$ и наоборот. 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 0,22–0,23.

Чтобы посчитать необходимую массу БФ и БХ, сначала найдем мощность, генерируемую БФ:

$$N_{\text{БФ}}(\tau) = K_{\Sigma_{\text{сов}}}(\tau) \cdot S_{\text{бок}} \cdot E \cdot \eta_{\text{БФ}}, \quad (8)$$

где E – солнечная постоянная ($E = 1360 \text{ Вт/м}^2$); $\eta_{\text{БФ}}$ – коэффициент полезного действия фотоэлектрической батареи; $S_{\text{бок}}$ – площадь боковой поверхности конуса (условно принимаем как 1 м^2).

Тогда среднюю мощность нагрузки за виток можно принять как

$$N_{\text{БФ ср}} = \frac{1}{T_{\text{вит}}} \cdot \int_0^{T_{\text{вит}}} N_{\text{БФ}}(\tau) d\tau. \quad (9)$$

Циклограмма нагрузки на борту КА редко носит четко детерминированный характер. Как правило, для больших промежутков времени включение потребителей происходит с нечеткой логикой по конкретной задаче на данное время функционирования. Поэтому по закону больших чисел с некоторым допущением можно принять в качестве циклограммы нагрузки постоянное значение ($N_{\text{БФ ср}}$). Тогда поток мощности через накопитель ($N_{\text{БХ}}$) равен разности мощностей генератора и текущего значения мощности нагрузки (которое было принято как константа ($N_{\text{БФ ср}}$)):

$$N_{\text{БХ}}(\tau) = N_{\text{БФ } i} - N_{\text{БФ ср}}, \quad (10)$$

где $N_{\text{БФ } i}$ – мощность БФ в определенный момент времени.

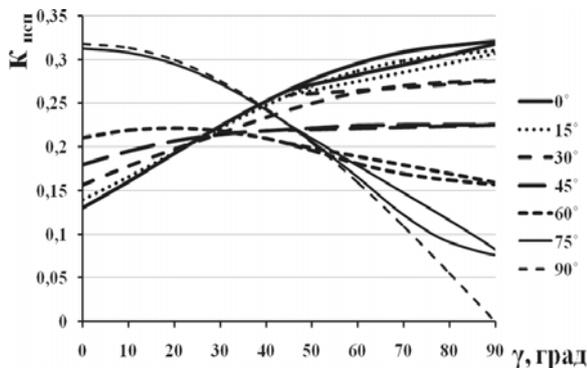


Рис. 2. Изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла ПОС

Проинтегрировав по времени выражение (6), получим зависимость от времени текущей заряженности аккумулятора:

$$W_{\text{БХ}}(\tau) = \int_0^{\tau} N_{\text{БХ}}(\tau) d\tau. \quad (11)$$

Минимально необходимую для нормальной работы СЭС электрохимическую емкость БХ (А·ч) с учетом рабочего напряжения аккумуляторной батареи определим по формуле

$$Q_{\text{БХ min}} = \frac{W_{\text{БХ max}} - W_{\text{БХ min}}}{U_{\text{раб}} \cdot 60}, \quad (12)$$

где $W_{\text{БХ max}}$ – максимальное значение емкости БХ за виток; $W_{\text{БХ min}}$ – минимальное значение емкости БХ за виток; $U_{\text{раб}}$ – напряжение БХ.

$Q_{\text{БХ min}}$ не учитывает необходимого запаса на деградацию емкости БХ в процессе работы, а также ограниченные возможности реальной БХ воспринимать большие величины зарядного тока.

Рекомендуемое значение максимального зарядного тока для литий-ионных аккумуляторов составляет величину $0,5C$.

Среднее значение зарядного тока на освещенном участке:

$$I_{\text{зар ср}} = \frac{Q_{\text{БХ min}}}{T_{\text{осв}}}, \quad (13)$$

где $T_{\text{осв}}$ – длительность освещенного участка на витке.

Тогда необходимый коэффициент запаса по емкости K_Q , обеспечивающий приемлемые значения зарядного тока, определяем из условия

$$\frac{I_{\text{зар ср}} \cdot 1 \text{ ч}}{K_Q \cdot Q_{\text{БХ min}}} = 0,5. \quad (14)$$

С учетом выражения (14)

$$K_Q = \frac{1}{T_{\text{осв}} \cdot 0,5C}. \quad (15)$$

Соответственно, установленная емкость БХ берется с учетом коэффициента запаса:

$$Q_{\text{БХ уст}} = K_Q \cdot Q_{\text{БХ min}}. \quad (16)$$

Массу СЭС космического аппарата составляют масса БХ, масса БФ и масса управляющего и коммутационного оборудования. Удельные характеристики этих элементов были приняты на основе данных [4], где представлены доступные для приобретения образцы. Для определения массы и стоимости БФ за основу был взят солнечный элемент NanoPower Solar P100U-A/B, масса которого составляет $0,059 \text{ кг}$, размеры $82,5 \text{ мм} \times 98 \text{ мм}$, установленная мощность $2,3 \text{ Вт}$, КПД_{БФ} 30% . Принятые расчетные удельные характеристики – $0,03 \text{ кг/Вт}$, 46610 у. е./кг [5]. Для определения массы и стоимости БХ, управляющего и коммутационного оборудования за основу была взята аккумуляторная батарея для микроспутников NanoPower P31U Power Supply. Масса батареи $0,095 \text{ кг}$, общая масса $0,2 \text{ кг}$, установленная емкость $5,2 \text{ А} \cdot \text{ч}$ [6].

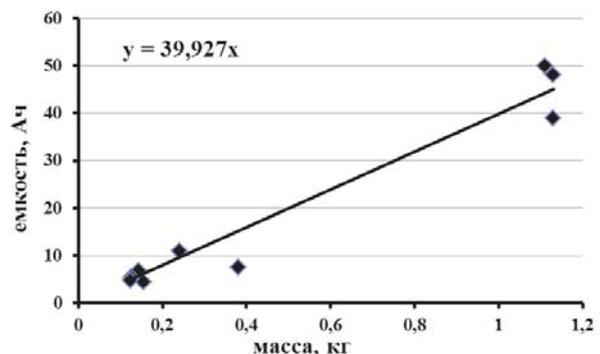


Рис. 3. Зависимость изменения емкости химических батарей от массы

Дополнительно был также проведен анализ аккумуляторов фирмы SAFT космического назначения. Результаты представлены в виде графика (рис. 3).

В результате проведенного анализа была получена величина удельной емкости $q_{уд}$ для единичного аккумулятора 40 А·ч/кг. На основе имеющихся данных рассчитана масса аккумуляторной батареи ($M_{БХ}$):

$$M_{БХ} = \frac{Q_{БХ\ уст.}}{q_{уд}} \cdot n, \quad (17)$$

где $q_{уд}$ – удельная величина емкости химической батареи; n – количество аккумуляторов.

Принятые расчетные удельные характеристики – удельная масса 0,007 кг/Вт, удельная стоимость 16500 у. е./кг.

Массу управляющего и коммутационного оборудования определили следующим образом:

$$M_{уп,ком} = N_{БФ\ max} \cdot m_{уп,ком.\ уд}, \quad (18)$$

где $N_{БФ\ max}$ – максимальная мощность БФ за виток; $m_{уп,ком.\ уд}$ – удельная масса управляющего и коммутационного оборудования.

В дальнейшем все рассчитанные значения массы и стоимости были отнесены к средней мощности нагрузки.

Главной задачей расчетов было определить зависимость изменения массы и стоимости СЭС космического аппарата класса микроспутник для дистанционного зондирования Земли от параметров орбиты космического аппарата, в частности, угол между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце и угла установки панелей [7].

В результате проведенных расчетов были получены следующие зависимости массы от угла установки панелей на высоте орбиты 300 км. Для наглядности полученных результатов при построении графиков использовалось удельное значения массы (кг/Вт).

Из полученных графиков (рис. 4) можно сделать вывод, что основной вклад в массу всей системы энергоснабжения космического аппарата делает масса БФ, а наиболее незначительной является масса БХ. При угле между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце 45° суммарная масса СЭС остается практически постоянной независимо от угла установки панелей и варьируется в пределах 0,1–0,12 кг/Вт. При $\beta = 0^\circ$ масса максимальна при установке панелей под углом 0° и достигает значения 0,16 кг/Вт, а при $40^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ изменяется в пределах 0,09–0,1 кг/Вт. Если угол ПОС = 90° , то с точки зрения массы наиболее выгодным является положение солнечных батарей под углом $0^\circ \leq \gamma \leq 55^\circ$. В этих пределах масса СЭС варьируется от 0,06 до 0,1 кг/Вт, при дальнейшем увеличении угла установки БФ ее масса, а следовательно, и масса всей СЭС резко возрастает. На рис. 5 приведен график изменения суммарной массы СЭС от угла установки панелей (γ) для различных значений угла ПОС. Угол β варьировался в пределах 0° – 90° . Минимальная масса СЭС (0,06–0,065 кг/Вт) наблюдается при соотношениях крайнего положения плоскости орбиты относительно Солнца ($\beta = 90^\circ$) и крайнего значения угла установки панелей ($\gamma = 0^\circ$).

Значительному увеличению массы соответствуют углы установки солнечных батарей 55° – 90° при $75^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$. Масса системы энергоснабжения

микроспутника изменяется в пределах 0,09–0,16 независимо от углов β и γ .

С учетом стоимости NanoPower Solar P100U-A/B (2750 у. е.) и стоимости NanoPower P31U Power Supply (3300 у. е.) были оценены затраты на систему энергоснабжения для различных значений углов между плоскостью орбиты и направлением на Солнце и углов установки солнечных батарей (рис. 6). Также была получена зависимость изменения стоимости СЭС с учетом стоимости запуска от угла установки панелей для различных значений угла ПОС (рис. 6).

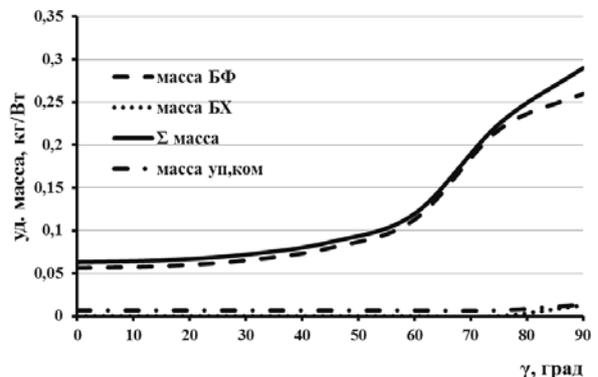
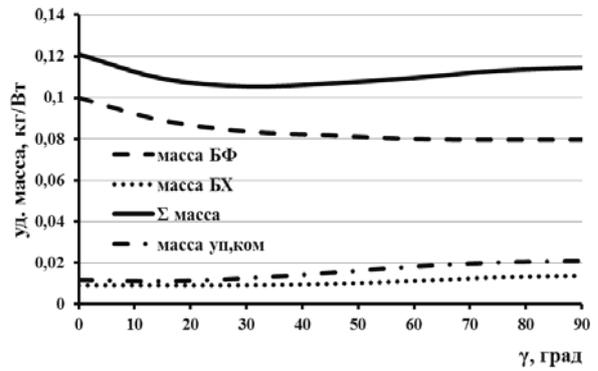
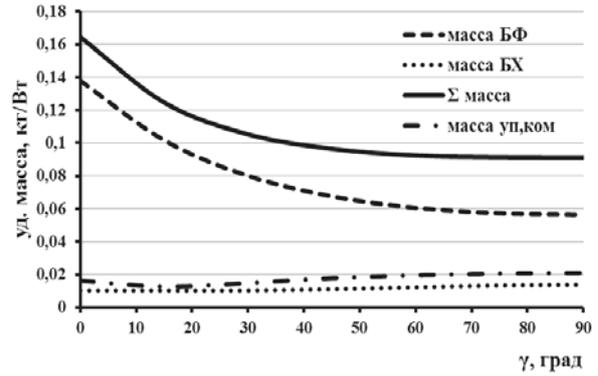


Рис. 4. Изменение массы СЭС в зависимости от различных значений угла установки: а – при ПОС 0° ; б – при ПОС 45° ; в – при ПОС 90°

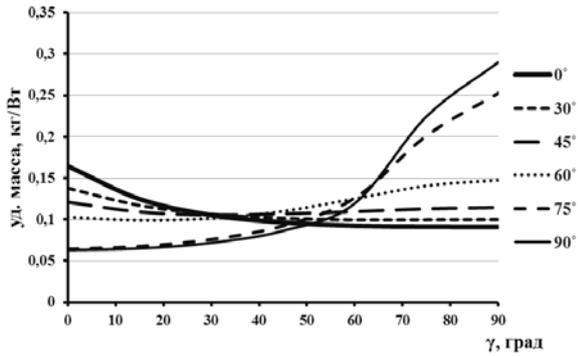


Рис. 5. Изменение массы СЭС в зависимости от различных значений угла установки для разных значений угла между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце

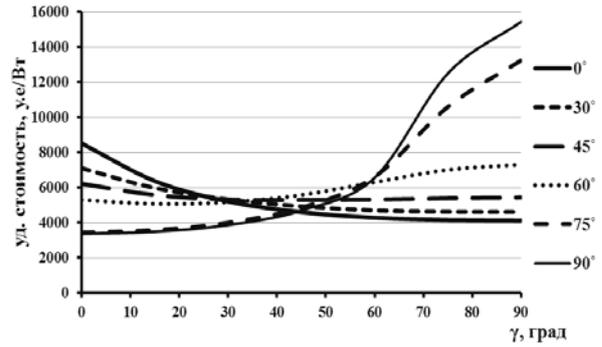
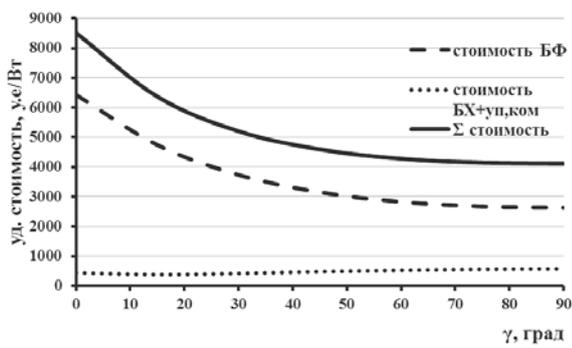
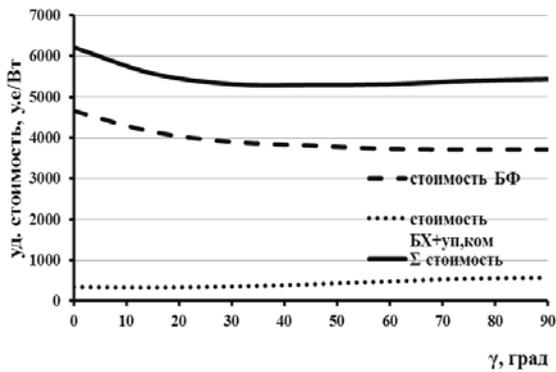


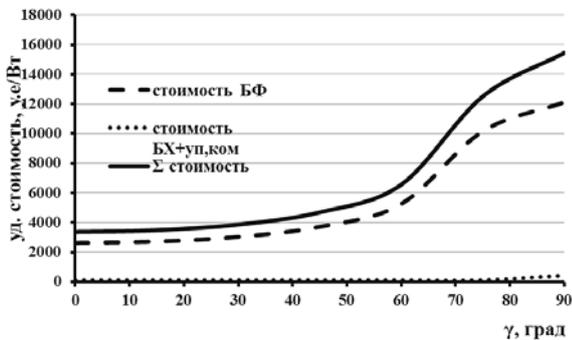
Рис. 7. Изменение стоимости СЭС в зависимости от различных значений угла установки для разных значений угла ПОС



а



б



в

Рис. 6. Изменение стоимости СЭС в зависимости от различных значений угла установки: а – при ПОС 0°; б – при ПОС 45°; в – при ПОС 90°

Полученные графики (рис. 5, 6) повторяют предыдущие результаты и еще раз подтверждают, что стоимость СЭС для $0^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$ варьируется в пределах 4000–8500 у. е. независимо от угла установки панелей. Минимальная (3300–3600 у. е.) и максимальная (13000–14500 у. е.) стоимость достигается при крайних значениях: $\beta = 90^\circ - \gamma = 0^\circ$ и $\beta = 90^\circ - \gamma = 90^\circ$ соответственно.

Представленная методика дает возможность рассчитать ожидаемое значение максимального коэффициента использования солнечного излучения для различных значений высоты орбиты, угла установки БФ (угол γ) и местного времени прохождения восходящего узла, определяемого углом ПОС (угол β). На основе полученных результатов были определены необходимые для нормальной работы СЭС мощность фотоэлектрической батареи и емкость химической батареи, в соответствии с которыми получены графики изменения массы и стоимости СЭС космического аппарата ДЗЗ для различных значений углов γ и β .

Масса и стоимость СЭС КА были рассчитаны для различных значений угла установки панелей БФ ($0-90^\circ$) и угла между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце ($0-90^\circ$). Полученные данные позволяют сделать вывод, что при угле ПОС, равном 45° , суммарная масса СЭС остается практически постоянной независимо от угла установки панелей и варьируется в пределах 0,1–0,12 кг/Вт. При $\beta = 0^\circ$ масса максимальна при установке панелей под углом 0° и достигает значения 0,16 кг/Вт, а при $40^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ изменяется в пределах 0,09–0,1 кг/Вт. Если угол ПОС 90° , то с точки зрения массы наиболее выгодным является положение солнечных батарей под углом $0^\circ \leq \gamma \leq 55^\circ$. В этих пределах масса СЭС варьируется от 0,06 до 0,1 кг/Вт, при дальнейшем увеличении угла установки БФ значительно увеличивается ее масса, а следовательно, и масса всей СЭС.

Графики, отображающие зависимость удельной стоимости СЭС от угла установки панелей для различных значений угла ПОС, повторяют полученные результаты для массы и иллюстрируют, что минимальная стоимость СЭС (3300–3600 у. е.) возможна при условии установки солнечных батарей под углом 0° и угле ПОС 90° .

Библиографические ссылки

References

1. Макаров А. Л. Управление процессом съемки поверхности Земли с помощью спутников // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 3 (100). С. 101–109.
2. Данные исследований поверхности Земли космических аппаратов RapidEye [Электронный ресурс]. URL: <http://www.blackbridge.com/rapideye/solutions/index.htm> (дата обращения: 28.10.2013).
3. Ильин В. А., Позняк Э. Г. Аналитическая геометрия : учебник для вузов. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2004. 224 с.
4. The one-stop-shop for all your CubeSat and nanosat systems [Electronic resource]. URL: <http://cubesatshop.com/> (date of visit: 28.10.2013).
5. NanoPower Solar P100U-A/B [Electronic resource]. URL: <http://cubesatshop.com/index.79> (дата обращения: 28.10.2013)
6. NanoPower P31U Power Supply [Electronic resource]. URL: <http://cubesatshop.com/index.68> (дата обращения: 28.10.2013).
7. Шепетов Ю. А., Должикова Е. А. Оценка рационального угла раскрытия панелей солнечных батарей с точки зрения максимума энергорихода // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 4 (101). С. 89–94.

1. Makarov A. L. *Aviazhijno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya*. 2013, no. 3 (100), p. 101–109.
2. *Dannue issledovanii poverchnosti Zemli kosmicheskichi apparatov RapidEye* (earth remote sensing datas from RapidEye satelittes). Available at: <http://www.blackbridge.com/rapideye/solutions/index.htm> (accessed: 28 October 2013).
3. Ilin V. A., Poznyak E. G. *Analiticheskaya geometriya* (Analytical geometry), Moscow, 2004. 224 p.
4. The one-stop-shop for all your CubeSat and nanosat systems. Available at: <http://cubesatshop.com/> (accessed: 28 October 2013).
5. NanoPower Solar P100U-A/B. Available at: <http://cubesatshop.com/index.79> (accessed : 28 October 2013)
6. NanoPower P31U Power Supply. Available at: <http://cubesatshop.com/index.68> (accessed : 28 October 2013).
7. Shepetov Yu. A., Dolzhukova K. A. *Aviazhijno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya*. 2013, no. 4 (101), p. 89–94.

© Губин С. В., Шепетов Ю. А., Должикова Е. А., 2014

УДК 629.7.05

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВОЗМУЩАЮЩИХ МОМЕНТОВ
УПРАВЛЯЕМЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ
НА СИЛОИЗМЕРИТЕЛЬНОМ СТЕНДЕ**

А. А. Денисова, О. В. Тверяков, Ю. А. Бритова

Научно-производственный центр «Полус»
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56в
E-mail: polus@online.tomsk.net

Динамическая точность космических аппаратов с аппаратурой дистанционного зондирования Земли (в том числе малых) существенно зависит от уровня силовых и моментных возмущений, действующих со стороны работающих бортовых электромеханических устройств – инерционных исполнительных органов систем ориентации на базе управляющих двигателей-маховиков. С целью минимизации виброактивности и измерения возмущающих сил и моментов, обусловленных остаточным дисбалансом вращающегося ротора-маховика управляемых двигателей-маховиков, разработан силоизмерительный стенд для инструментального контроля сил и моментов. Предложена методика определения возмущающих моментов, основанная на использовании экспериментально определяемых значений вибрационных сил.

Ключевые слова: снижение виброактивности, управляемые двигатели-маховики, датчики силы, силоизмерительный стенд, контроль возмущающих сил и моментов.