

УДК 629.78.064.5

С.В. ГУБИН, И.Г. БУРЫМ, В.В. ДЕБЕЛЬИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОЦЕНКА ОСВЕЩЕННОСТИ И ТЕМПЕРАТУРЫ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ МОЛОДЕЖНОГО МИКРОСПУТНИКА

В работе выполнена оценка освещенности и температуры солнечных батарей молодежного микро-спутника дистанционного зондирования Земли. Оценка проводилась на созданной специально для проектирования энергоустановок молодежных космических аппаратов математической модели, описывающей орбитальные параметры спутника в векторе направления на Солнце. Модель реализована в доступных приложениях MathCAD и Excel и апробирована на известных параметрах работающих микро космических аппаратов. С помощью модели проведены численные эксперименты по определению динамики освещенности и температуры солнечных батарей планируемого молодежного микро-спутника с различными геометрическими формами и ориентацией на Землю

Ключевые слова: *микроспутник, орбита, солнечная батарея, освещенность, температура, математическая модель.*

Введение

Молодежные микроспутники – это одно из активно развивающихся направлений современной практической космонавтики. В основном молодежное микроспутникостроение сконцентрировано в крупных университетах аэрокосмического направления, а подход к проектированию микрокосмических аппаратов в университетах имеет особенность. Она заключается в доступности студента к проекту с ограничениями в аппарате проектирования. Это, прежде всего, возможность простого и надежного освоения математического и физического моделирования подсистем спутника и отработки натуральных агрегатов с нечетко поставленной целевой задачей.

Одним из наиболее сложных является процесс создания энергосистемы микроспутника, поскольку на начальных этапах разработки весьма условно определен график энергоснабжения и уровень солнечного энергоприхода [1]. Причем в процессе разработки энергоустановки микрокосмического аппарата приходится неоднократно возвращаться к начальным условиям проектирования [2]. Такой подход предусматривает наличие разветвленного математического обеспечения, позволяющего выполнять оперативные расчеты режимов работы энергетического оборудования малого космического аппарата (КА) в ограниченное время. Однако применять для таких целей сложное и дорогое программное обеспечение, реализованное в ведущих конструкторских бюро, в рамках студенческого коллектива не представляется возможным, как и по трудностям освоения, так и по финансовым соображениям.

Таким образом, создание комплекса специали-

зированного математического обеспечения для проектирования энергосистемы студенческого микроспутника является актуальной задачей в области микроспутникостроения. Наиболее важным в этом комплексе выступает определение энергоприхода на солнечные батареи космического аппарата, определяющее как тепловые режимы данного первичного генератора, так и энергоресурс.

Представленная модель позволяет выполнить и неоднократно повторить проектные расчеты параметров первичного генератора – солнечной батареи, эффективно освоить методику расчета и применить в практическом проектировании студенческого микроспутника.

Постановка задачи. Орбитальные параметры

Входным воздействием на солнечную батарею космического аппарата является, в основном, солнечное излучение, как прямое, так и отраженное от Земли. Его влияние определяет и энергоприход, и тепловые режимы. А степень влияния определяется орбитальными параметрами и видом компоновки космического аппарата и солнечных батарей. Из доступного к практическому применению математического аппарата, разработанного в ведущих аэрокосмических вузах для определения уровня и направленности солнечного излучения, обычно сложно получить решения для конкретной миссии космического аппарата. Поскольку выполнение решения осложняется отсутствием точных начальных данных о дате запуска и планируемым орбитальным параметрам в зависимости от типа запуска: кластер-

ным, попутным и т.п. Поэтому задача может быть поставлена так, чтобы получить решение для наиболее распространенных задач молодежных микро-спутников с ее расширением до более редких и уникальных.

Из реализованных студенческих и молодежных микро-спутников широкий класс представляют космические аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) (например TUBSat, SSTL). Такая задача интересна тем, что обеспечивает возможность как управления ориентацией и стабилизацией космического аппарата, так и получением расширенной телеметрии, а также возможностью видеть свои действия на снимках земной поверхности. Для спутников, выполняющих задачу ДЗЗ характерна солнечно-синхронная орбита (ССО). Особенностью ССО является то, что местное время прохождения спутника над одними и теми же участками земной поверхности постоянно. Таким образом, угол освещения земной поверхности будет приблизительно одинаковым на всех проходах спутника. Наклонение ССО $i > 90^\circ$, соответственно это орбиты с обратным движением. Угловая скорость прецессии данной орбиты примерно равна угловой скорости движения Солнца по эклиптике.

Для солнечно-синхронной орбиты выбирается такая высота, чтобы период обращения спутника был кратен солнечным суткам. Если орбита эллиптическая, то необходимо подобрать соответствующую большую полуось. Рассчитать ее можно с помощью следующего выражения [3]:

$$a = \left[\left(\frac{86400}{2\pi N} \right)^2 \cdot \mu \right]^{\frac{1}{3}}, \quad (1)$$

где N – целое количество оборотов вокруг Земли, совершенных спутником за сутки;

μ – гравитационный параметр притягивающего центра (для Земли $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$).

Спутники, как правило, на высокие ССО не запускаются, так как, при увеличении высоты орбиты, увеличивается наклонение орбиты, и полярные области не попадают в зону покрытия (рис. 1).

Используя известные из аналитической геометрии свойства эллипса, находятся остальные параметры орбиты.

Далее рассчитывается наклонение орбиты, обеспечивающее прецессию линии узлов на 360° в год, для компенсации вращения Земли вокруг Солнца (рис. 2). Ее можно найти из следующего соотношения [4]:

$$i = \arccos \frac{a^2(1-e^2)^2(T_c\omega_3 - 2\pi)}{3C_{20}\pi R_3^2 N}, \quad (2)$$

где e – эксцентриситет орбиты;

$\omega_3 = 0,72921 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$ – угловая скорость вращения Земли относительно звезд;

$C_{20} = -1098,08 \cdot 10^{-6}$ – безразмерная константа разложения гравитационного потенциала Земли по сферическим гармоникам полинома Лежандра.

$R_3 = 6378,17 \text{ км}$ – экваториальный радиус Земли;

N – количество витков, совершаемых КА за сутки ($T_c = 86400 \text{ с}$);

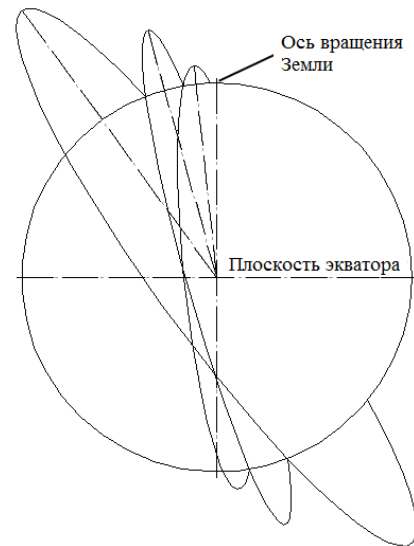


Рис. 1. Различные варианты солнечно-синхронных орбит

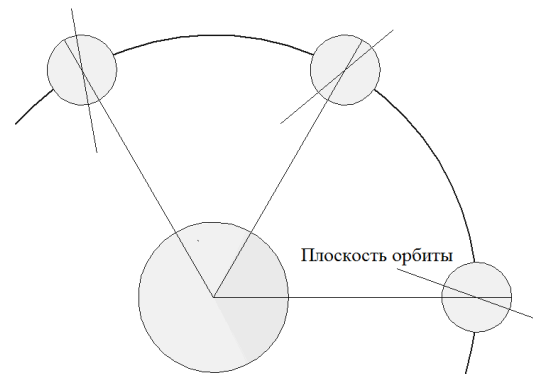


Рис. 2. Прецессия линии узлов

Зависимость же долготы восходящего узла от номера дня в году и от местного времени прохождения спутником восходящего узла орбиты будет следующая [4]:

$$\Omega = \arctg(\tg\theta \cos \varepsilon) - (12 - t_{в.у})\pi/12, \quad (3)$$

где θ – долгота Солнца на эклиптике, рад;

ε – наклонение плоскости эклиптики к плоскости экватора ($\varepsilon = 23^\circ 27'$).

$t_{в.у}$ – местное время прохождения восходящего узла орбиты, выраженное в часах;

Исходя из данного выражения, можно найти

начальную долготу восходящего узла при запуске спутника.

Из-за наклона орбиты местное время прохождения спутником восходящего узла будет отличаться от местного времени прохождения необходимой нам точки земной поверхности. Найти его можно из следующего выражения:

$$t_{в.у} = t_M + \frac{\alpha \cdot \sin(i-90)}{15}, \quad (4)$$

где t_M - местное время прохождения спутником необходимой точки земной поверхности, выраженное в часах;

α - широта необходимой точки земной поверхности, выраженная в градусах.

Если точка находится на северном полушарии, то α положительна, если на южном – отрицательна.

Что же касается координаты точки на экваторе, над которой должен проходить спутник на том витке, на котором он проходит над необходимой нам точкой земной поверхности, то здесь, кроме наклона орбиты, необходимо учесть также вращение Земли. Рассчитать координату можно следующим образом:

$$\gamma = \beta + \frac{\alpha}{360} \cdot t_B \cdot \omega_3 + \alpha \cdot \sin(i-90), \quad (5)$$

где β - долгота необходимой точки земной поверхности, выраженная в градусах;

t_B - период обращения спутника.

Решение задачи.

Сезонное изменение длительности тени, энергетически определяющие витки

По установлению параметров орбиты в постановке задачи необходимо найти изменение освещенности панелей фотоэлектрической батареи (БФ) на характерных витках, определяемых минимумом значения средней освещенности панели за t_B (так называемые энергетически определяющие витки), или витках с максимальной продолжительностью теневого участка. Как правило, появление данных витков зависит от углового положения Солнца относительно плоскости орбиты [1]. Для того, чтобы найти энергетически определяющие витки, необходимо построить диаграмму изменения длительности тени в течение года орбитального полета.

В космической энергетике при расчете освещенности ИСЗ в орбитальном движении чаще всего используют цилиндрическую модель тени Земли. Она интерпретирует тень Земли как цилиндр бесконечной протяженности в сторону, противоположную Солнцу. Радиус основания цилиндра равен среднему радиусу Земли, его ось совмещена с лини-

ей Земля - Солнце. Эта модель справедлива при некоторых, оправданных в данном применении, допущениях: шарообразность Земли, параллельность солнечных лучей, отсутствие полутеней и сумерек на границе тени, неизменность взаимного положения Солнца, Земли и плоскости орбиты ИСЗ в течение периода обращения ИСЗ.

Длительность тени можно найти из следующего соотношения [1]:

$$t_T = \sqrt{a^3/\mu} [(E_{в.у} - E_{в.к}) - e(\sin E_{в.у} - \sin E_{в.к})], \quad (6)$$

где $E_{в.к}$ и $E_{в.у}$ – эксцентрические аномалии, соответствующие входу спутника в тень и выходу из нее.

Эксцентрические аномалии можно выразить и посчитать, зная истинные аномалии входа и выхода спутника из тени, из следующего выражения [1]:

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}, \quad (7)$$

где ϑ - истинная аномалия, рад.

Истинные аномалии КА ϑ_T в точках пересечения орбиты с поверхностью цилиндрической тени, т.е. в точках входа в земную тень и выхода из нее, находится с точностью до единиц градусов из следующего выражения [5]:

$$\vartheta_T = 2 \operatorname{arctg} \left(\frac{A \pm \sqrt{A^2 + B^2 - Q^2}}{B - Q} \right), \quad (8)$$

где

$$A = (\sin \theta \cdot \sin \varepsilon \cdot \sin i - \cos i \cdot \cos \theta \cdot \sin \Omega + \cos i \cdot \sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \cos \Omega) \cos \omega - \sin \omega (\sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \sin \Omega + \cos \theta \cdot \cos \Omega), \quad (9)$$

$$B = (\sin \theta \cdot \sin \varepsilon \cdot \sin i - \cos i \cdot \cos \theta \cdot \sin \Omega + \cos i \cdot \sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \cos \Omega) \sin \omega + \cos \omega (\sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \sin \Omega + \cos \theta \cdot \cos \Omega), \quad (10)$$

$$Q = \sqrt{1 - (R/R_\pi)^2}, \quad (11)$$

где $R = 6372$ км – радиус Земли;

R_π - радиус перигея, км.

Положительный знак перед корнем соответствует точке входа в тень, отрицательный - точке выхода из нее.

Если задать истинные аномалии, а затем и эксцентрические аномалии, как функцию от номера дня в году, можно будет затем выразить и длительность тени как функцию от номера дня в году и построить график изменения длительности тени в течение года.

На графике (рис. 3) видно, что длительность тени в течение года орбитального полета изменяется

незначительно. Это объясняется тем, что угол между нормалью к плоскости орбиты и вектором направления на Солнце не изменяется благодаря тому, что линия узлов орбиты за год поворачивается на угол 360° , и единственно возможной причиной изменения длительности тени является вращение орбиты в своей плоскости (т. е. вековое движение перигея).

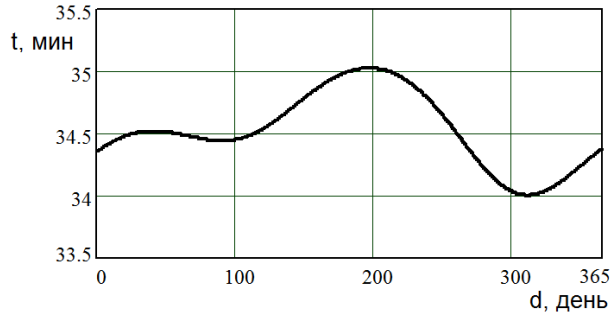


Рис. 3. Сезонное изменение длительности тени

Для ССО, как правило, используются круговая и квазикруговая орбиты. Данный расчет был произведен для квазикруговой орбиты, поэтому и наблюдается незначительное изменение продолжительности теневого участка в течение года.

Освещенность панелей БФ в течение витка

Данные по энергетически определяющим виткам являются исходными для построения диаграммы изменения освещенности панелей фотоэлектрических батарей. Для этого необходимо определить мощность солнечного излучения, а также мощность энергетических потоков от отраженного и собственного излучений Земли, приходящихся на единицу поверхности панели БФ. Решение будем производить для четырех панелей, установленных под углом к корпусу КА.

Для описания орбитального движения КА и задания его ориентации в пространстве будем использовать следующие системы координат (СК): *геоцентрическую инерциальную СК OXYZ*, *геоцентрическую орбитальную СК OX₁Y₁Z₁* и *связанную СК O₂X₂Y₂Z₂*.

Положение панелей БФ наиболее удобно задавать в связанной системе координат, так как для малых космических аппаратов они не ориентируемы, и в данной СК координаты нормалей к панелям будут неизменны.

Освещенность панели БФ можно определить как произведение солнечной постоянной на коэффициент освещенности:

$$E = E_0 \cdot K_{osv}, \quad (12)$$

где $E_0 = 1360 \text{ Вт/м}^2$ - солнечная постоянная,

K_{osv} - коэффициент освещенности.

Для неориентируемых БФ коэффициент освещенности будет изменяться в течение витка по гармоническому закону. Его можно найти следующим образом:

$$K_{osv} = \Gamma \cdot \cos(\alpha), \quad (13)$$

где $\Gamma = 1$, если спутник находится на освещенном участке орбиты;

$\Gamma = 0$, если спутник находится в тени;

α - угол между внешней нормалью к поверхности панели БФ и вектором направления на Солнце. Величина α зависит от принятой схемы установки и перекладки панелей, т. е. определенного положения панелей относительно корпуса КА.

Косинус угла α , выраженный через компоненты \mathbf{n} и \mathbf{S} в геоцентрической орбитальной системе координат, будет равен:

$$\cos \alpha = n_x S_x + n_y S_y + n_z S_z, \quad (14)$$

где координаты вектора направления на Солнце можно найти из следующих соотношений:

$$\begin{cases} S_x = \cos \theta \cos \Omega + \sin \theta \cos \varepsilon \sin \Omega, \\ S_y = \cos \theta \sin \Omega + \sin \theta \cos \varepsilon \cos \Omega, \\ S_z = \sin \theta \sin \varepsilon. \end{cases} \quad (15)$$

Что касается координат нормали к поверхности БФ, то, так как панели БФ неориентируемы, мы можем их задать в связанной системе координат $(n_{x_2}, n_{y_2}, n_{z_2})$.

Переход от связанной системы координат к геоцентрической орбитальной СК осуществляется с помощью матрицы поворота [1]:

$$M(u) = M_1 M_\omega M_u, \quad (16)$$

где

$$M_1 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{pmatrix}, \quad (17)$$

$$M_\omega = \begin{pmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (18)$$

$$M_u = \begin{pmatrix} \cos(u - \omega) & -\sin(u - \omega) & 0 \\ \sin(u - \omega) & \cos(u - \omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (19)$$

$$\begin{pmatrix} n_{x_1} \\ n_{y_1} \\ n_{z_1} \end{pmatrix} = M(u) \begin{pmatrix} n_{x_2} \\ n_{y_2} \\ n_{z_2} \end{pmatrix}, \quad (20)$$

где ω - аргумент перигея, рад.

Матрица поворота здесь задается как функция от аргумента широты спутника, соответственно и координаты нормалей к панелям БФ в геоцентрической орбитальной системе координат будут выражены, как функция от аргумента широты спутника.

В итоге мы получим зависимость освещенности панелей БФ от аргумента широты спутника u и можем построить соответствующие графики. На рис. 4 изображены и пронумерованы графики изменения освещенности для четырех панелей БФ в течение одного витка.

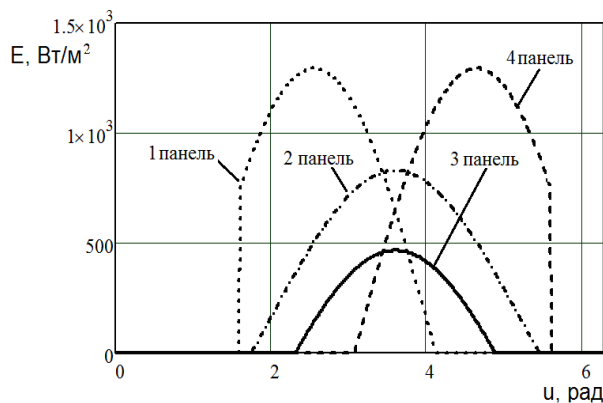


Рис. 4. Изменение мощности солнечного излучения, приходящегося на единицу поверхности БФ, в течение одного витка

Энергетический поток, приходящий на поверхность КА от планеты, представляет собой совокупность двух составляющих – собственного и отраженного солнечного излучений.

По мере удаления в любом направлении от Земли величина среднего теплового потока, проходящего через сферу радиусом $(R+H)$, будет уменьшаться как $(R/(R+H))^2$, где R – средний радиус Земли.

Освещенность панелей БФ от собственного излучения Земли будет функцией аргумента широты спутника, и возможно построить диаграмму изменения мощности энергетических потоков от собственного излучения Земли, падающих на единицу поверхности панелей БФ. Результаты расчета освещенности панелей от собственного излучения Земли представлены на рис. 5, при условии одноосной ориентации космического аппарата на Землю.

Отраженное излучение складывается из потоков, отраженных от облачного покрова (73%), атмосферы (19%) и подстилающей поверхности (8%). Таким образом, плотность потока, падающего на БФ отраженного излучения от планеты, зависит, в первую очередь, от отражательной способности, или просто альбедо (α). Значение α зависит от ряда факторов: времени года, географической широты места,

над которым находится КА (а главное, облачности в данном районе), угла падения солнечных лучей.

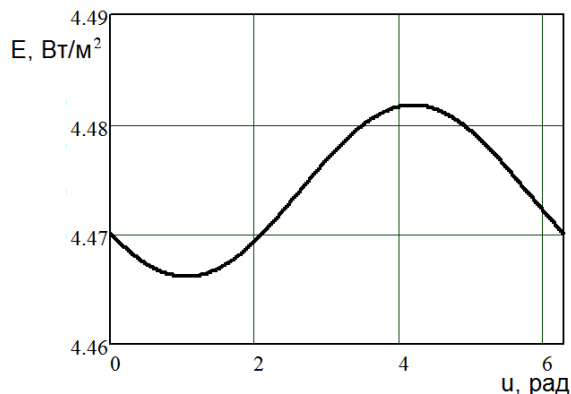


Рис. 5. Изменение мощности энергетических потоков от собственного излучения Земли, падающего на единицу поверхности БФ, в течение одного витка

На практике обычно принимают диффузионный закон распространения излучений от Земли и единое значение среднего альбедо ($\alpha_{ср}$) по ее поверхности. Эти допущения обусловлены простотой и удовлетворительной точностью проводимых инженерных расчетов. Для Земли $\alpha_{ср} = 0,34$ [6].

Плотность отраженного солнечного излучения, падающего на единицу поверхности панели БФ можно выразить как функцию от аргумента широты спутника и построить соответствующие графики для четырех панелей (рис. 6).

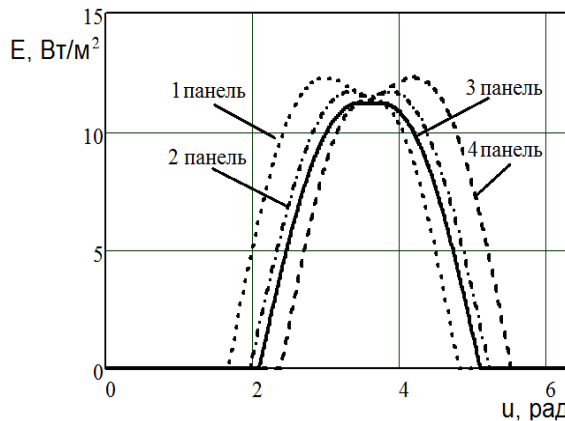


Рис. 6. Изменение мощности энергетических потоков от отраженного солнечного излучения от Земли, падающего на единицу поверхности БФ

Суммарная освещенность панелей БФ равна сумме освещенности от солнечного излучения, собственного излучения Земли и отраженного излучения от Земли:

$$E_{sum}(u) = E(u) + E_{отр}(u) + E_{sob}(u). \quad (21)$$

С помощью данного выражения можно построить графики изменения суммарной освещенно-

сти панелей БФ в течение одного витка. Результаты расчета для четырех панелей БФ представлены на рис. 7.

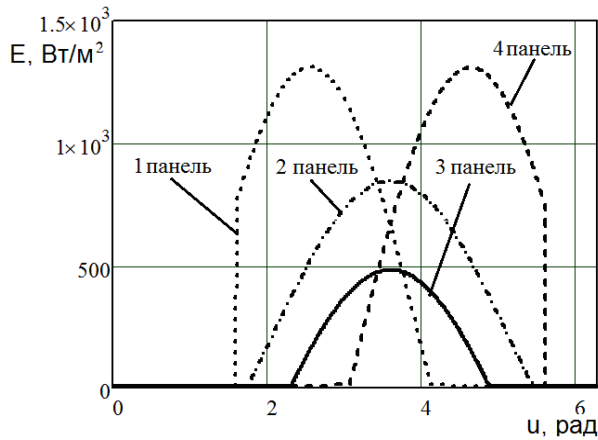


Рис. 7. Изменение суммарной освещенности панелей БФ, в течение одного витка

Результаты данных расчетов можно использовать для определения изменения температуры БФ, для построения вольтамперных характеристик солнечных батарей и для дальнейшего использования полученных данных на различных этапах проектирования системы энергоснабжения КА.

Определение температуры панелей БФ

Полученные значения и зависимости суммарной освещенности панелей БФ в течение витка, позволяют определить их температуру.

Для определения температуры панелей БФ на протяжении одного витка используем уравнение теплового баланса, которое имеет вид [1]:

$$C_m M_s \frac{dT}{dt} = Q_1 + Q_2 - N_{уд}, \quad (22)$$

где C_m – удельная теплоемкость материала панели БФ, Дж/кг;

M_s – удельная масса панели, кг/м²;

t – время, с;

T – температура панели, К;

Q_1 – тепловой поток от внешних источников тепла, Вт/м²;

Q_2 – тепловой поток от внутренних источников тепла, Вт/м²;

$N_{уд}$ – удельная электрическая мощность панели, Вт/м².

Определим тепловые потоки от внешних и внутренних источников тепла, а также зависимость удельной мощности от освещенности поверхности панелей БФ и полученные значения подставим в уравнение теплового баланса.

Тепловой поток от внешних источников будет

изменяться в течение витка, поскольку панели БФ неориентированы, и зависят от:

- прямого излучения Солнца;
- собственного и отраженного солнечного излучения Земли.

Тогда тепловой поток от внешних источников тепла с учетом всех параметров можно описать выражением для Q_1 , которое примет вид:

$$Q_1 = \alpha_l (E_l + E_{отр\ l} + E_{соб\ l}) + \alpha_t (E_t + E_{отр\ t} + E_{соб\ t}), \quad (23)$$

где E – освещенность панелей БФ от солнечного излучения, а индексы “л” и “т” указывают лицевую и тыльную поверхности панели, Вт/м²;

α_l и α_t – интегральные коэффициенты поглощения лицевой и тыльной поверхности панели;

$E_{отр}$ – освещенность панелей от отраженного от Земли солнечного излучения, Вт/м²;

$E_{соб}$ – освещенность панелей от собственного излучения Земли, Вт/м².

Тепловой поток от внутренних источников с учетом теплового излучения самой батареи можно описать:

$$Q_2 = -(\epsilon_l + \epsilon_t) \sigma T^4, \quad (24)$$

где $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}^4}$ – постоянная Больцмана;

ϵ_l и ϵ_t – интегральные коэффициенты излучения лицевой и тыльной стороны.

Определим $N_{уд}$. Для упрощения можно пренебречь зависимостью электроэнергетических параметров БФ от температуры. Данное предположение упрощает процедуру численного интегрирования уравнения (22), существенно не снижая точность расчета, так как:

- во-первых, $N_{уд}$ от температуры составляет незначительную часть (менее 0,5 %) от определяющего потока Q_1 ;

- во-вторых, четвертая степень в выражении для Q_2 значительно снижает возможную погрешность определения T из-за температурной зависимости электрических параметров батареи.

Исходя из этого уравнение для $N_{уд}$ принимает следующий вид:

$$N_{уд} = (E_l + E_{отр\ l}) \eta k_{зап}, \quad (25)$$

где η – КПД фотоэлектрических преобразователей;

$k_{зап}$ – коэффициент заполнения рабочей поверхности панели БФ фотоэлектрического преобразователя.

Также принимаем, что отраженная радиация находится в спектральном диапазоне, совпадающем с областью чувствительности ФП.

Результаты расчета можно представить в виде диаграммы зависимости удельной мощности от освещенности поверхности панели БФ в течение одного витка. Результаты расчета для четырех панелей представлены на рис. 8.

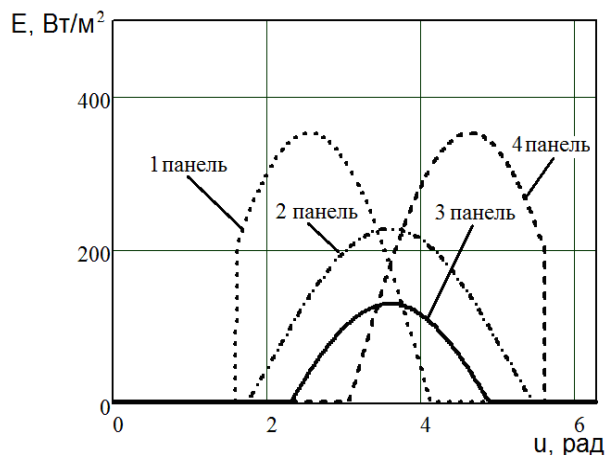


Рис. 8. Изменение удельной мощности в течение одного витка

Соотношения (23-25) подставим в уравнение (22) и получим окончательный вид уравнения теплового баланса:

$$C_m M_s \frac{dT}{dt} = \alpha_L (E_L + E_{отрЛ}) (1 - \eta k_{зап}) + \alpha_L E_{собЛ} + \alpha_T (E_T + E_{отрТ} + E_{собТ}) - (\epsilon_L + \epsilon_T) \sigma T^4. \quad (26)$$

Имея представленные выше выражения можно подставить все известные нам функции в уравнение (26) и построить диаграмму изменения температуры каждой панели БФ в течение одного витка. Результаты расчетов температуры представлены на рис. 9.

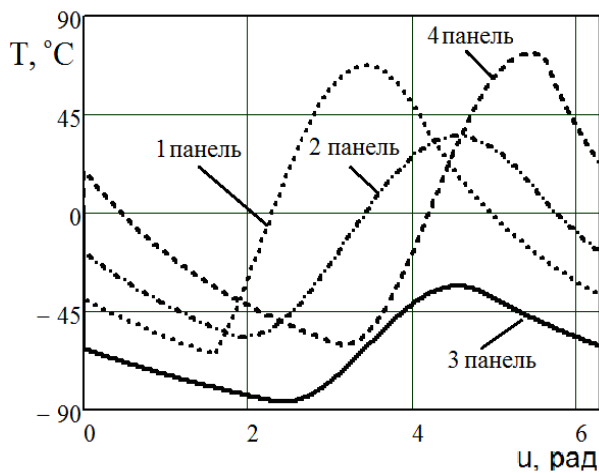


Рис. 9. Изменение температуры панелей БФ в течение одного витка

Заключение

Построенная математическая модель, описывающая освещенность и температуру фотоэлектрической батареи малого космического аппарата была реализована в простых и доступных приложениях MathCAD и Excel. В задачах проектирования систем энергоснабжения молодежных микроспутников и в задачах освоения моделирования энергоприхода такая реализация модели вполне приемлема даже с учетом понижения точности. Сравнение приведенных расчетов с результатами данных по энергоприходу и тепловым параметрам космических аппаратов ДЗЗ, указывает на приемлемые допуски в пределах 5...10%. Для учебных или рабочих проектов по молодежным микроспутникам это допустимо с учетом их краткосрочности активного существования.

Данная модель для применений в молодежном проектировании микроспутников представляет промежуточное звено между моделью динамики полета космического аппарата, реализованную во множестве различных приложений, и моделями первичных генераторов и накопителей энергии космических аппаратов. Существенным отличием от ранее реализованных моделей [1, 5] является учет малой размерности космического аппарата и энергоустановки, а также ограниченный срок активного существования. Таким образом, математическая модель в приведенной реализации позволяет выполнять не только учебные проекты, но и проектирование энергосистем малых космических аппаратов.

Литература

1. Безручко, К.В. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок ИСЗ в условиях орбитального полета [Текст] : учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию / К.В. Безручко, А.В. Горовой, И.Б. Туркин. – Харьков: Изд-во Гос. аэрокосмического ун-та "Харьк. авиац. ин-т", 1999. – 65 с.
2. Воронков, О.Г. Выбор наилучшего расположения солнечных батарей неориентируемых СБ на ИСЗ [Текст] / О.Г. Воронков, В.М. Чернышенко // Космические исследования. – 1974. – Т. 12, №6. – С. 34 – 47.
3. Балк, М.Б. Элементы динамики космического полета [Текст] / М.Б. Балк. – М.: Наука, 1965. – 339 с.
4. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли [Текст]: моногр. / А.В. Соллогуб, Т.П. Анишаков, В.В. Данилов и др. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.
5. Белов, Д.Г. Освещенность и ориентация солнечных батарей искусственных спутников Земли [Текст]: учебн. пособие / Д.Г. Белов, С.В. Губин,

Ю.А. Шепетов. - Харьков : Изд-во Нац. Аэрокосмического ун-та "Харьк. авиац. ин-т", 2001. - 40 с.

б. Раушенбах, Г. Справочник по проектированию солнечных батарей [Текст] / Г. Раушенбах. – М. : Энергоатомиздат, 1983. – 380 с.

Потушила в редакцию 30.01.2013, рассмотрена на редколлегии 13.02.2013

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

ОЦІНКА ОСВІТЛЕНОСТІ І ТЕМПЕРАТУРИ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ МОЛОДІЖНОГО МІКРОСУПУТНИКА

С.В. Губін, І.Г. Бурим, В.В. Дебелій

У роботі виконано оцінку освітленості і температури сонячних батарей молодіжного мікросупутника дистанційного зондування Землі. Оцінка проводилась на спеціально створеній для проектування енергоустановок молодіжних космічних апаратів математичній моделі, що описує орбітальні параметри супутника у векторі напрямлення на Сонце. Модель реалізовано у доступних програмах MathCAD та Excel і апробовано на відомих параметрах мікро космічних апаратів, що працюють. За допомогою моделі проведено чисельні експерименти з визначення динаміки освітленості і температури сонячних батарей молодіжного мікросупутника, що планується з різними геометричними формами та орієнтацією на Землю.

Ключові слова: мікросупутник, орбіта, сонячна батарея, освітленість, температура, математична модель.

EVALUATION OF LIGHT AND TEMPERATURE SOLAR ARRAY YOUTH MICROSATELLITES

S.V. Gubin, I.G. Buryim, V.V. Debeliy

In the estimate of illumination and temperature solar array youth micro-satellite remote sensing. The evaluation was made specifically for the design of power plants youth spacecraft mathematical models that describe the orbital parameters of the satellite in the vector direction to the Sun. The model is implemented in the applications available MathCAD and Excel and tested on the known parameters of a working micro satellites. The model numerical experiments, by definition, the dynamics of light and temperature solar array youth micro-satellites with different geometry and orientation of the Earth

Keywords: micro satellite, orbit, solar array, light, temperature, the mathematical model.

Губин Сергей Викторович – 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.

Бурим Иван Григорьевич – магистрант каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Дебелый Василий Владимирович – студент каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.