

УДК 629.73

DOI: <http://dx.doi.org/>

Рижков Л. М.¹, професор, д.т.н., Семіконь Є. В.², бакалавр

ІМІТАЦІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВИХІДНОЇ ПОТУЖНОСТІ СОНЯЧНОЇ БАТАРЕЇ МІКРОСУПУТНИКА

En The simulation model for determining the solar battery output power of microsatellite is described in the paper. An increasing number of space experiments relies on the use of cheaper, lighter microsatellites to accomplish the mission. Stringent requirements for precision orientation satellite in space and orbit correction must be provide, and this requires increasing the energy power of spacecraft. System of energy supply is one of the main part of any spacecraft, which primarily determines its performance characteristics, reliability, durability and cost-effectiveness. The main source of energy on the spacecraft is solar batteries (SB), providing power supplying of onboard equipment and charging batteries. However, for design of the spacecraft is necessary to change the angle of installation undirected SB, this provide required amount of energy and the possibility of installing additional equipment on spacecraft board based on design

¹ Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут" кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

² Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут" факультет авіаційних і космічних систем

solutions and geometric parameters of the spacecraft. To enhance the efficiency, developed simulation model measures the output power of solar batteries with the influence of microsatellite motion on sun-synchronous orbit, parameters of orbit and installation angle of undirected solar batteries. Determination of the coefficient predicts the amount of receiving energy from solar batteries, which increases efficiency throughout the existence of microsatellite in orbit.

Ru В этой статье разработана имитационная модель для определения коэффициента выходной мощности солнечных батарей при движении микроспутника по солнечно-синхронной орбите, с учетом выбора параметров орбиты и угла установки неориентированных солнечных батарей на корпусе микроспутника. Определение данного коэффициента способствует прогнозированию полученной энергии от солнечных батарей, в свою очередь повышает энергоэффективность микроспутника на протяжении всего существования на орбите.

Вступ

Вивчення та освоєння космічного простору вимагають розробки і створення космічних апаратів (КА) різного призначення. У даний час найбільше практичне застосування отримують автоматичні не пілотовані космічні апарати для формування глобальної системи зв'язку, телебачення, навігації і геодезії, передачі інформації, вивчення погодних умов і природних ресурсів Землі, а також дослідження далекого космосу [1]. Для їх створення необхідно забезпечити дуже жорсткі вимоги по точності орієнтації апарату у космосі і корекції параметрів орбіти, а це вимагає підвищення енергоозброєності космічних апаратів. Однією з найважливіших бортових систем будь-якого космічного апарату, яка в першу чергу визначає його тактико-технічні характеристики, надійність, термін служби і економічну ефективність, є система енергозабезпечення (СЕЗ). Основним джерелом енергії на борту КА є сонячні батареї (СБ), які забезпечують як живлення бортової апаратури, так і заряд акумуляторних батарей, який припиняється за сигналом, що формується акумулятором [4]. Однак при проектуванні КА виникає необхідність зміни кута установки неорієнтованих СБ для отримання необхідної кількості енергії і можливості установки додаткового обладнання на борту КА виходячи з конструкторських рішень і геометричних параметрів самого КА [1]. Запропонована імітаційна модель в літературних джерелах відсутня.

Постановка задачі

Розглянемо задачу розробки імітаційної моделі для визначення коефіцієнта вихідної потужності СБ при русі КА по сонячно-синхронній орбіті (ССО), із урахуванням вибору параметрів орбіти і кута установки неорієнтованих СБ на корпусі КА.

Взаємне положення Сонця і площини орбіти

Одним із параметрів, що характеризує умови освітленості, є кут β між площиною орбіти КА і Сонцем, положення якого задається ортом вектора кінетичного моменту орбіти c^0 і s^0 – ортом направлення на Сонце (рис. 1).

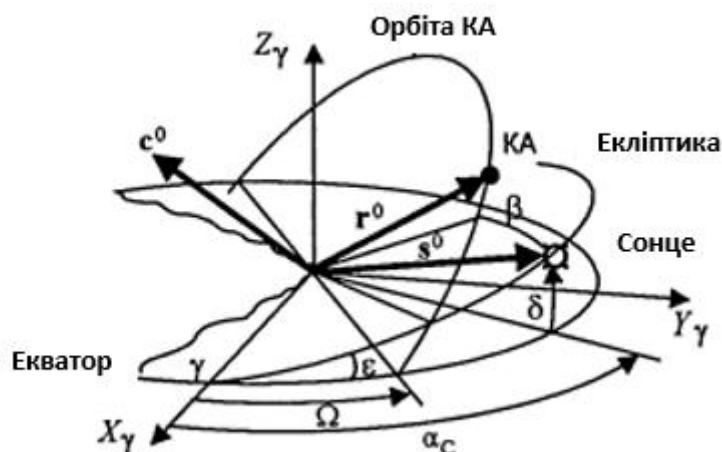


Рис. 1. Взаємне розташування Сонця і орбіти

Із рис. 1 отримуємо вирази для векторів c^0 і s^0 .

$$\begin{aligned} s^0 &= \|\cos \delta_c \cdot \cos \alpha_c, \cos \delta_c \cdot \sin \alpha_c, \sin \delta_c\|^T, \\ c^0 &= \|\sin i \cdot \cos \Omega, -\sin i \cdot \sin \Omega, \cos i\|^T, \end{aligned} \quad (1)$$

де δ_c і α_c – відхилення і пряме сходження Сонця, Ω – кут висхідного вузла, i – нахил орбіти.

Скалярний добуток цих векторів

$$(s^0, c^0) = \cos(90^\circ + \beta) = -\sin \beta. \quad (2)$$

З іншого боку, його можна виразити з співвідношень на рис. 1.

$$(s^0, c^0) = -\cos \delta_c \cdot \sin i \cdot \sin(\alpha_c - \Omega) + \sin \delta_c \cdot \cos i. \quad (3)$$

Замінюючи, $(\alpha_c - \Omega)$ через $m_\Omega = \Omega - \alpha_c + 12^h$ – місцевий час висхідного вузла орбіти, отримуємо

$$\sin \beta = \cos \delta_c \cdot \sin i \cdot \sin(12^h - m_\Omega) - \sin \delta_c \cdot \cos i. \quad (4)$$

Кут β по модулю не перевищує $\pi/2$, додатній при $m_\Omega < 12^h$, для визначення кута δ_c використаємо теорему синусів:

$$\frac{\sin \delta_c}{\sin \varepsilon} = \frac{\sin \lambda_c}{\sin 90^\circ}. \quad (5)$$

Отримуємо

$$\sin \delta_C = \sin \varepsilon \cdot \sin \lambda_C, \quad (6)$$

де $\varepsilon = 23.5$ – кут нахилу площини екліптики до площини екватора, λ_C – кут в площині екліптики між напрямком в точку весняного рівнодення і напрямком на Сонце. Кут λ_C визначається:

$$\lambda_C = \frac{2\pi}{365.2422} \cdot d_{21.03}, \quad (7)$$

де $d_{21.03}$ – кількість діб, що пройшли від 21 березня, коли Сонце знаходилося в точці весняного рівнодення.

Визначення тіньової області на орбіті

СБ не може функціонувати при попаданні КА в тінь Землі. Для визначення тіньової області на орбіті будемо вважати Землю сферою і вважати, що тінь Землі має вигляд прямого кругового циліндра рис. 2.

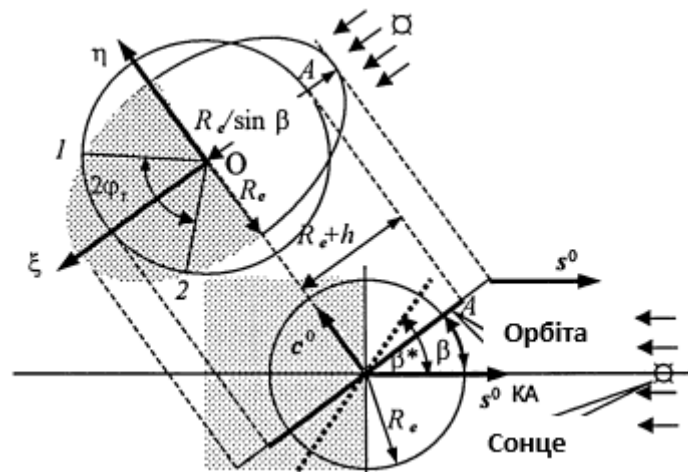


Рис. 2. Визначення тіньової області орбіти

З рис. 2 випливає, що існує кут β_* між напрямком на Сонце і площиною орбіти, такий, що при $\beta > \beta_*$ супутник освітлений Сонцем протягом усього витка, а при $\beta \leq \beta_*$ на орбіті обов'язково є тіньова область. Кут β_* для кругової орбіти висотою h може бути знайдений за формулою:

$$\sin \beta_* = \frac{R_e}{R_e + h}. \quad (8)$$

Вибір розташування сонячних батарей КА на ССО

Потужність сонячної батареї КА залежить від кута падіння сонячних променів на її робочу поверхню і може змінюватися при русі КА по орбіті і зміні його орієнтації в просторі. Вона досягає максимуму при світловому потоці, перпендикулярному робочій поверхні СБ і падає до нуля в тіні

Землі. Для визначеності будемо вважати далі, що КА знаходиться в режимі постійної тривісної орієнтації пов'язаних осей КА в орбітальній системі координат. Найбільшу енерговіддачу в загальному випадку забезпечують СЕЗ КА з двувісною системою орієнтації СБ, яка найкращим чином розташовує панелі СБ щодо сонячного потоку в будь-який момент часу. Конструктивно простішою, але забезпечує менший вихід електроенергії, є одноосьова система орієнтації СБ України. Найбільш простий у виконанні варіант – СЕЗ з жорстким закріпленням панелей СБ на корпусі КА (неорієнтовані СБ), проте забезпечує найменший енерговихід. Енерговихід із СБ, нерухомою щодо корпусу КА, залежить від кута її установки на корпусі КА. Цей кут повинен забезпечувати найбільшу ефективність СБ у сенсі деякого критерію протягом всього терміну експлуатації. Критерій оптимальності, вважає найкращим кут, що забезпечує найбільш рівномірний знімання енергії за час функціонування КА. Ми будемо використовувати мінімаксний критерій, для якого найкращим вважається кут установки СБ, що забезпечує максимізацію найменшого за рік середньовиткового виходу енергії. Для визначення найкращого розташування СБ використовуємо такі припущення:

1. орбіта КА кругова сонячно – синхронна;
2. орбіта Землі в її русі навколо Сонця – кругова;
3. КА в польоті знаходиться в режимі орбітальної орієнтації: поздовжня вісь – по вектору абсолютної швидкості; поперечна вісь – по нормалі до площини орбіти;
4. панелі СБ плоскі, які розташовані за корпусом КА і попереду нього так, що вісь, навколо якої обертається СБ при її встановленні на КА, колінеарна його поздовжньої осі. В цьому випадку аеродинамічний опір КА мінімальний. Таким чином, обраний оптимальний кут установки СБ – це кут, що отримується шляхом обертання панелі СБ навколо поздовжньої осі КА (рис. 3);
5. вихідна потужність з одиниці поверхні СБ прямо пропорційна косинусу кута між напрямком сонячних променів s° і нормаллю до поверхні панелі СБ, а при кутах падіння $> 60^\circ$ і в тіні Землі дорівнює нулю.

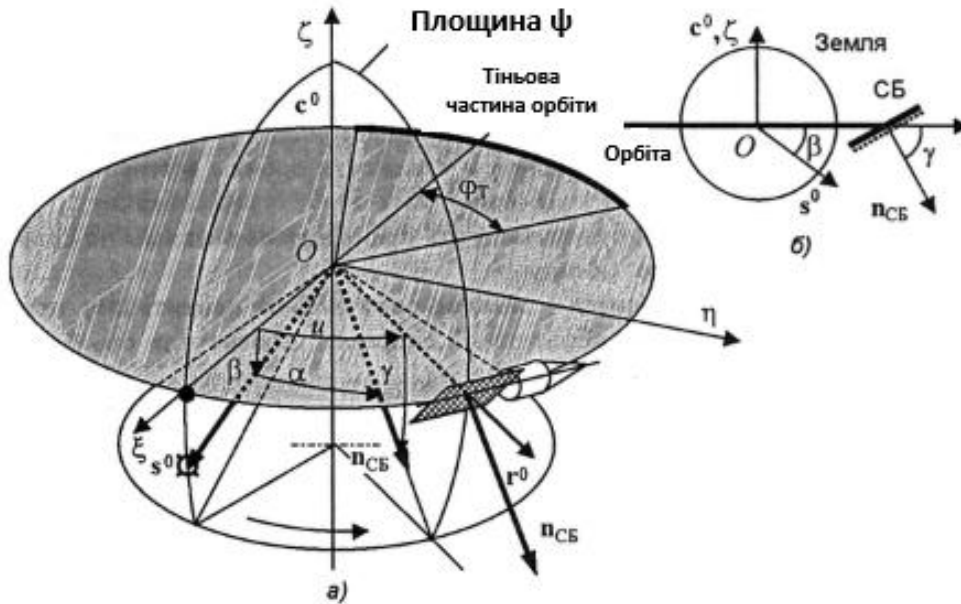


Рис. 3. а) – Взаємне розташування векторів s^0 і n_{CB} при русі КА по орбіті; б) – перетин площиною $\xi O \zeta$ при $u = 0$

Розрахунок коефіцієнта вихідної потужності СБ

Для визначення миттєвої вихідної потужності СБ звернемося до рис. 3, на якому зображені площина орбіти КА, вектор кінетичного моменту орбіти c^0 , вектор спрямований на Сонце s^0 , кут між напрямком на Сонце і площиною орбіти, кут γ між нормаллю n_{CB} до площини СБ і площиною орбіти, кут α між векторами s^0 і n_{CB} , площина Ψ , що проходить через вектор c^0 і КА.

Вектори визначені в системі координат $O\xi\eta\zeta$ з ортами I, J, K , вісь $O\xi$, яка спрямована уздовж проекції вектора s^0 на площину орбіти, а вісь $O\zeta$ – по вектору кінетичного моменту орбіти. Область тіні на орбіті визначається кутами $\pm\varphi_T$, відлічуваними від осі – $O\xi$:

$$\cos \varphi_T = \frac{\cos \beta_*}{\cos \beta}; \quad \sin \beta_* = \frac{R_e}{R_e + h}, \quad \beta \leq \beta_*. \quad (9)$$

Кут β визначається, як функція від висоти h і поточної дати d (4).

Положення КА на орбіті (або положення площини Ψ) задається кутом i , відлічуваним від осі $O\xi$, що змінюються від 0 до 2π з постійною швидкістю. При русі КА ($0 \leq u \leq 2\pi$) вектор n_{CB} описує конічну поверхню. Вісь конуса – нормаль до площини орбіти, нахилена до площини орбіти під кутом установки СБ γ (рис. 3). При $\gamma = \text{const}$ – конус прямий круговий.

Одиничні вектори s^0 і n_{CB} в системі координат $O\xi\eta\zeta$ можуть бути представлені у вигляді:

$$s^0 = \|\cos \beta, 0, -\sin \beta\|^T; \quad (10)$$

$$n_{\text{СБ}} = \|\cos \gamma \cdot \cos u, \cos \gamma \cdot \sin u, -\sin \gamma\|^T.$$

Скалярний добуток цих векторів

$$(s^0, n_{\text{СБ}}) = \cos \alpha = \cos \beta \cdot \cos \gamma \cdot \cos u + \sin \beta \cdot \sin \gamma. \quad (11)$$

Вираз, що характеризує миттєву потужність, що знімається з одиниці поверхні СБ:

$$p(h, d, m_{\Omega}, \gamma, u) = \begin{cases} \cos \alpha, & \cos \alpha \geq 0.5; \\ 0, & \cos \alpha < 0.5; \\ 0, & \text{на тіньовій частині орбіти.} \end{cases} \quad (12)$$

Функція $p(h, d, m_{\Omega}, \gamma, u)$ є коефіцієнтом потужності. Миттєва вихідна потужність P СБ виражається через коефіцієнт потужності p :

$$P = \sigma \cdot \eta \cdot p(h, d, m_{\Omega}, \gamma, u) \cdot S_{\text{СБ}} \cdot K_{\Pi} = C \cdot p(h, d, m_{\Omega}, \gamma, u), \quad (13)$$

де $\sigma=1370$ Вт/м² – сонячна стала; $S_{\text{СБ}}$ – корисна площа сонячної батареї; η – ККД фотоелектричних перетворювачів СБ; K_{Π} – коефіцієнт втрат, що враховує вплив температури СБ, втрати потужності за рахунок деградації характеристик СБ під час її експлуатації, а також втрати потужності в системі комутації.

Показно (12), що коефіцієнт потужності p із точністю до сталого множника дорівнює миттєвої вихідної потужності СБ і тому може бути використаний для аналізу ефективності різних режимів орієнтації СБ у польоті.

Моделювання імітаційної моделі в пакеті прикладних програм *MatLab/Simulink*

Моделювання імітаційної моделі проводиться за допомогою пакета прикладних програм *MatLab/Simulink*. Програма *MatLab* являє собою високорівневу технічну обчислювальний мову й інтерактивну середу для розробки алгоритмів, візуалізації та аналізу даних, числових розрахунків.

Програмне забезпечення імітаційної моделі складається із наступних основних блоків:

1. Блок визначення нахилу траєкторії орбіти, що розраховує значення нахилу траєкторії орбіти, як функцію від висоти.
2. Блок визначення кута β між площиною орбіти і напрямом сонячних променів (4).
3. Блок визначення присутності тіньової області на орбіті, який відповідає куту β_* (8).

Блок визначення нахилу траєкторії орбіти

Висота кругових сонячно-синхронних орбіт знаходиться у межах від 300 до 900 км. Для визначення нахилу траєкторії орбіти скористаємося моделлю, що розроблена у середовищі *MatLab/Simulink* (рис. 4). Під час моделювання блоку використовуються такі інструменти *MatLab*, як *Constant*, *MATLAB Function*.



Рис. 4. Модель для визначення нахилу траєкторії орбіти

Вхідним параметром моделі є блок *h*, яким задається висота орбіти, блок *Function* визначає залежність висоти від нахилу орбіти, в блоці *Display* вказано нахил орбіти при $h = 300$ км.

На рис. 5 зображено нахил ССО як функція від висоти.

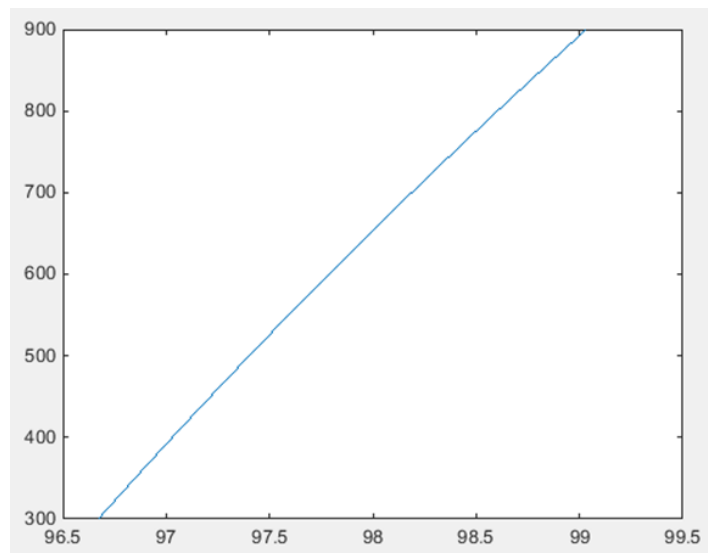
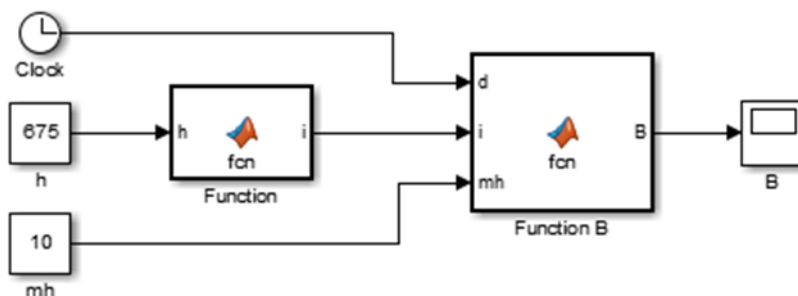


Рис. 5. Нахил ССО як функція від висоти

Блок визначення кута β між площиною орбіти і напрямом сонячних променів

У блоці введення початкових параметрів користувач задає початкові умови моделювання – висота орбіти, місцевий час висхідного вузла орбіти, кількість діб, що минули від початку року. На основі параметрів конфігурації у блоці *FunctionB* проводяться необхідні розрахунки для визначення кута β . На рис. 6 зображена розроблена модель для визначення кута β .

Рис. 6. Модель для визначення кута β

У блоці h користувач задає висоту орбіти, блок $Clock$ змінюється від 1 до 365, що відповідає кількості днів, що минули з початку року, в блоці mh користувач задає місцевий час проходження висхідного вузла орбіти.

На рис. 7 зображена зміна кута β протягом одного витка, при $mh = 7, 8, 9, 10$.

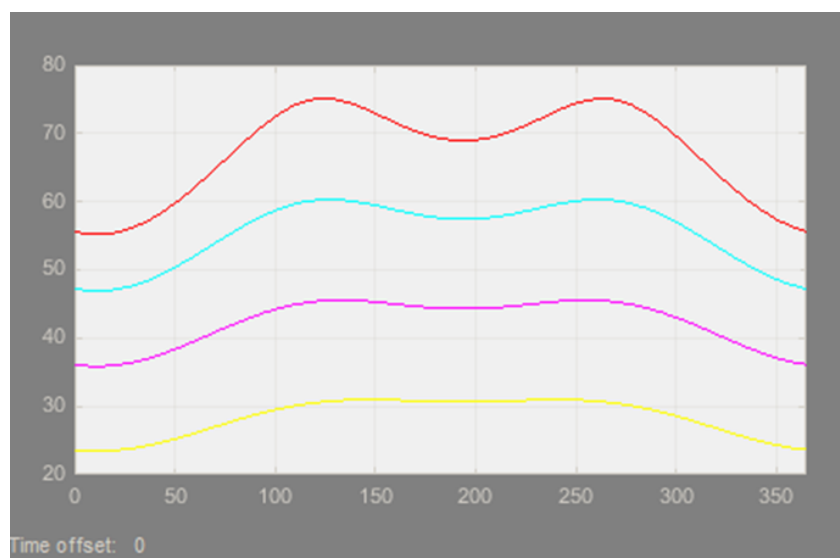
Згідно рис. 7 можна зробити наступні висновки:

якщо $mh = 10$ кут β змінюється від 24 до 32 градусів;

$mh = 9$ кут β змінюється від 36 до 42 градусів;

$mh = 8$ кут β змінюється від 48 до 61 градусів;

$mh = 7$ кут β змінюється від 56 до 75 градусів.

Рис. 7. Зміна кута β протягом одного витка

Також відповідно до (8) у перших трьох випадках на орбіті обов'язково присутня тіньова область, для четвертого – відсутня.

Блок визначення присутності тіньової області на орбіті

Відповідно до (8), існує такий кут β , $\beta > \beta_*$ коли тіньова область на орбіті відсутня. Для визначення β_* була розроблена модель, яка зображена на рис. 8.



Рис. 8. Модель для визначення кута β^*

Вхідним параметром моделі є блок h , за допомогою якого користувач задає висоту орбіти, в блоці *FunctionB1* проводяться необхідні розрахунки для визначення кута β^* , в блоці *Display* вказано кут β^* при $h = 300$ км.

На рис. 9 зображений критичний кут β^* для різних висот, коли тіньова область відсутня.

Імітаційна модель визначення коефіцієнта вихідної потужності СБ

Розроблена імітаційна модель дозволяє визначати коефіцієнт вихідної потужності СБ із урахуванням параметрів орбіти і кута нахилу СБ, які користувач визначає в блоці початкових умов *Initial params*.

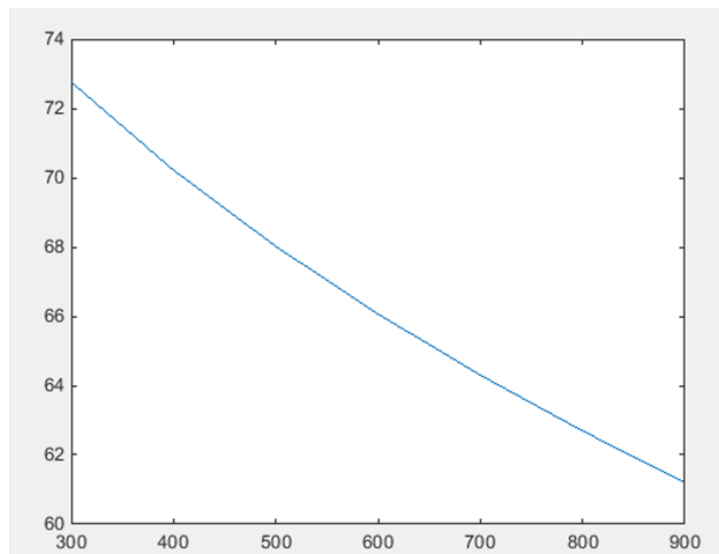


Рис. 9. Критичний кут β^* коли тіньова область на орбіті відсутня

Моделювання блоку введення початкових умов проводиться в середовищі *MatLab / Simulink* і представлена на рис. 10.

Блок *Initial params* представляє собою підсистему, вихідними параметрами якого є параметри орбіти і кут нахилу СБ.



Рис. 10. Блок початкових параметрів

На основі визначених користувачем параметрів, в блоці *Measure*, який представлений на рис. 11, проводиться розрахунок коефіцієнта «*p*» вихідної потужності у будь-який момент часу знаходження супутника на орбіті, а також середній за виток коефіцієнт «*psr*» вихідної потужності.



Рис. 11. Блок розрахунку коефіцієнтів вихідної потужності

Результати моделювання імітаційної моделі представлені на рис. 12-13.

- 1) Висота орбіти 650 км, місцевий час висхідного вузла орбіти 8^h , кут нахилу СБ 20° .

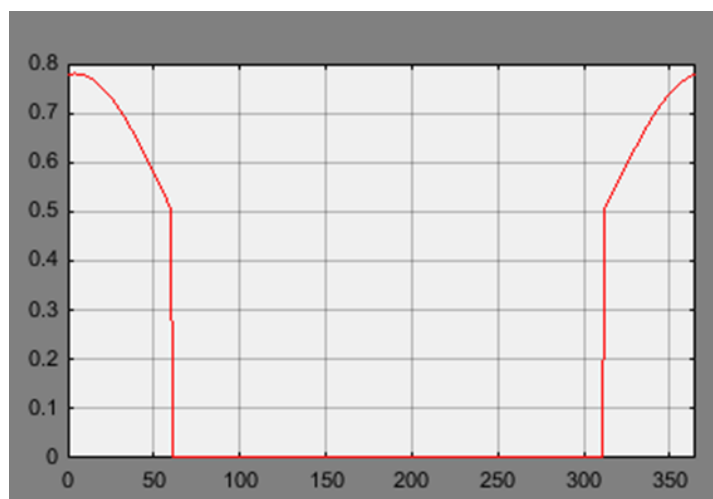


Рис. 12. Коефіцієнт вихідної потужності СБ за один виток

При заданих параметрах, середньовитковий коефіцієнт «*psr*» = 0.2122.

- 2) Висота орбіти 800 км, місцевий час висхідного вузла орбіти 6^h , кут нахилу СБ 70° .

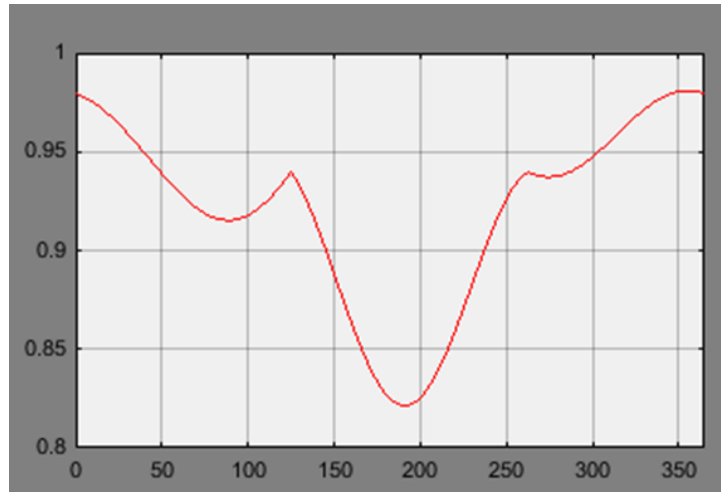


Рис. 13. Коефіцієнт вихідної потужності СБ за один виток

При заданих параметрах, середньовитковий коефіцієнт « psr » = 0.9205.

Висновки

Розроблена імітаційна модель дозволяє визначити коефіцієнт вихідної потужності СБ на основі заданих користувачем параметрів орбіти і кута нахилу СБ.

Визначення даного коефіцієнта сприяє прогнозуванню отриманої енергії від СБ, що у свою чергу підвищує енергоефективність КА протягом всього існування на орбіті.

Розроблена імітаційна модель може бути використана для проектування і аналізу систем енергозабезпечення реальних КА.

Список використаної літератури:

1. Чернов А. А. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли / А. А. Чернов, Г. М. Чернявский // – Москва «Радио и связь», 2004. 128 с.
2. Дьяконов В. П. MATLAB 6.5 SP1/7+Simulink 5/6. Основы применения. / В. П. Дьяконов // Серия «Библиотека профессионала». – М : СОЛОН Пресс, 2005.
3. Охоцимский Д. Е. Основы механики космического полёта / Д. Е. Охоцимский, Ю. Г. Сихарулидзе // М : Наука, 1990. – 446 с.
4. Ю. Ф. Даниев, А.В Демченко, В.С. Зевако, А.М. Кулабухов, В.В. Хуторный «Космические летальные аппараты /Ю. Ф.Даниев, А. В. Демченко, В. С. Зевако, А. М. Кулабухов, В. В. Хуторный // – Нац. косм. агентство Украины. – Д : Систем. технологии, 2005. – 123 с.
5. Губин С. В. Оценка освещенности и температуры солнечных батарей молодежного микроспутника / С. В. Губин, И. Г. Бурым, В. В. Дебелый // Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина