УДК 629.78 https://doi.org/10.15407/itm2023.04.015

Е. О. ЛАПХАНОВ, О. С. ПАЛІЙ, Д. С. СВОРОБІН

ВИЗНАЧЕННЯ ПРОЄКТНИХ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ДЛЯ БЕЗКОНТАКТНОГО ЖИВЛЕННЯ КОСМІЧНОЇ ІНДУСТРІАЛЬНОЇ ПЛАТФОРМИ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
15, вул. Лешко-Попеля, Дніпро, 49005, Україна; e-mail: ericksaavedralim@gmail.com

Дослідження особливостей індустріалізації навколоземного космічного простору є перспективним напрямком в ракетно-космічній науці. Наукове опрацювання цього напрямку є досить глибоким і представлено як на теоретичному концептуальному рівні, так і на експериментальному рівні при проведенні випробувань запуску різних технологічних процесів на Міжнародній космічній станції. Одним із напрямків цієї концепції є дослідження особливостей проєктування енергетичної системи космічної індустріальної платформи. Ця енергетична система є розподіленого типу, що передбачає комбіноване застосування власних модулів генерації електроенергії на борту індустріальної платформи і орбітального угруповання космічних енергетичних апаратів. В свою чергу, застосування космічних енергетичних апаратів з безконтактною передачею електроенергії на борт індустріальної платформи передбачається для технологічних процесів, що потребують значну кількість потужності.

З огляду на це, метою роботи є дослідження особливостей керування енергетичними космічними апаратами розподіленої системи енергоживлення космічної індустріальної платформи. В роботі проведено дослідження особливостей режимів роботи космічних енергетичних апаратів з огляду їх синхронізації з циклограмами роботи космічної індустріальної платформи. Проведено синтез регуляторів керування кутовим рухом космічного енергетичного апарата в режимі зарядки сонячних батарей, режимі наведення на апертури космічного апарата-приймача при безконтактній передачі енергії та режимі очікування. Розроблено методичні рекомендації щодо синтезу циклограм роботи космічних енергетичних апаратів розподіленої системи живлення з огляду їх синхронізації з циклограмами роботи космічної індустріальної платформи. Проведено визначення проєктних параметрів, що мають обиратися при проєктуванні космічних апаратів з безконтактною передачею електроенергії до космічної індустріальної платформи.

Ключові слова: *космічна індустріальна платформа, космічний енергетичний апарат, циклограма роботи, система керування кутовим рухом, безконтактна передача електроенергії.*

The study of the features of near-Earth space industrialization is a promising line in space science. The scientific development of this line is rather deep, and it is carried out both at a theoretical conceptual level and at an experimental level by trying various technological processes onboard the International Space Station. One of the lines of this concept is the study of the features of designing a power system for a space industrial platform. The power system is of the distributed type, which provides for the combined use of power generation modules onboard the space industrial platform itself and an orbital constellation of power spacecraft. In its turn, the use of power spacecraft with contactless electric power transmission to a space industrial platform is intended for highly power-intensive technological processes.

In view of the aforesaid, the goal of this paper is to study the features of controlling the power spacecraft of the distributed power supply system of a space industrial platform in such a way as to provide the synchronization of their operating modes with the operation sequence of the space industrial platform. A power spacecraft's angular motion controllers are synthesized for a solar battery charging mode, a receiving spacecraft aperture pointing mode, and a waiting mode. Methodological recommendations are given on synthesizing the operation schedules of the power spacecraft of the distributed power supply system in such a way as to provide their synchronization with the operation schedules of the space industrial platform. The design parameters to be chosen in designing spacecraft for contactless power transmission to a space industrial platform are identified.

Keywords: *space industrial platform, power spacecraft, operation schedule, angular motion control system, contactless power transmission.*

Вступ. Дослідження щодо можливості застосування сонячних космічних електростанцій (СКЕС) має досить глибоке наукове опрацювання. Починаючи з 2000-х років Японським космічним агентством запропоновано поетапну програму створення комерційної СКЕС [1]. Цей проєкт можна віднести до космічних супер проєктів, оскільки СКЕС, що пропонувалася, мала досить значні масовогабаритні параметри, що пояснюється наступним:

1) система складається з багатьох модулів, що представляють собою квадратні панелі розміром 100×95 м і товщиною 0,1 м;

© Е. О. Лапханов, О. С. Палій, Д. С. Своробін, 2023

2) панелі підвішені за кути на 4 тросах довжиною (5–10) км, що виходять із одного контейнера розміром 10×15 м;

3) вага одиничної панелі близько 50 т, випромінювана потужність 2,2 МВт.

Національним управлінням з аеронавтики і дослідження космічного простору (NASA) запропоновано концепцію СКЕС «Solar Power Satellite Concept» потужністю 10 ГВт [2]. Це система з великим масивом сонячних батарей площею 150 $км^2$ на геостаціонарній орбіті, яка перетворює сонячне випромінювання в електричну енергію, що передається на Землю за допомогою мікрохвиль частотою 2,45 ГГц від антени діаметром 1 км.

Не зважаючи на досить оптимістичні оцінки щодо можливості практичної реалізації таких супер проєктів існує певний ряд труднощів, що значно може це ускладнити. Серед цих труднощів можна виділити:

1) процес зборки і розгортання на орбіті;

2) експлуатація і обслуговування на орбіті;

3) утилізація після завершення терміну активної експлуатації.

До таких супер проєктів також можна віднести концепцію «SSPS-OMEGA» [3]. Це концепція модульної сферичної системи, яка складається з чотирьох основних елементів: сферичного сонячного колектора, масиву з гіперболоїдних фотоелектричних елементів, системи керування, розподілювача потужності та мікрохвильової антени передачі. Система «SSPS-OMEGA» має довгострокову перспективу, що пояснюється складністю проєкта, і може з’явитись на навколоземній орбіті лише не раніше 2050 року. Передбачається, що ця космічна сонячна електростанція буде здатна генерувати та передавати на Землю до 2 ГВт електроенергії.

В свою чергу, слід зазначити, що застосування сонячних електростанцій таких розмірів [1 – 3] є проблематичним для задач забезпечення електроенергією космічної індустріальної платформи (КІП). Ці проблеми пояснюються особливістю функціонування розподіленої енергетичної системи КІП, що має певний ряд суворих вимог, серед яких:

- вимоги по швидкодії переорієнтації: космічний апарат-передавач (КАПД) має виконувати переорієнтацію з метою наведення своєї апертури на апертуру космічного апарата-приймача (КАПР) в слідкувальному режимі за обмежений час сеансу безконтактної передачі електроенергії;
- вимоги по точності наведення: конструкції КАПД і КАПР мають високі вимоги по точності наведення в слідкувальному режимі, що досить важко забезпечити для багатогабаритних космічних систем;
- обмеження по допустимому рівню вібрацій гнучких елементів, що створюють збурення на кутовий рух енергетичного космічного апарата.

З огляду на це, найбільш доцільними для космічних енергетичних апаратів є конструкції, властивості яких наближені до властивостей твердого тіла. Однак, в такому випадку постає питання оптимізації розмірів сонячних панелей до мінімально можливих при умові здатності накопичення необхідної кількості електроенергії за визначені проміжки часу. Так, в роботі [4] проведено обґрунтування можливості безконтактної передачі електроенергії між двома супутниками: мікросупутником масою 50 кг і супутником класу «кубсат» масою 1,33 кг. Проведені в роботі оцінки показали, що для фіксованих параметрів апертур передавача і приймача цих космічних апаратів, від зміни частоти передавача максимальна відстань передачі змінювалася від 8 м до 300 м. В свою чергу, в роботі [5] показано, що найбільш доцільним для безконтактної передачі електроенергії є мікрохвильове випромінювання. Це пояснюється достатньою кількістю проведених наземних експериментів і практичним застосуванням таких технологій в інших галузях науки і техніки (бездротові зарядні пристрої, хвильоводи тощо.)

Таким чином, постає задача вибору проєктних параметрів космічних енергетичних апаратів. До цих проєктних параметрів належать:

– масогабаритні параметри космічних енергетичних апаратів;
– параметри системи керування космічними енергетичними апаратами;
– внутрішні системи і електроніка (housekeeping systems) [6];
– параметри апертур передавача і приймача, а також системи накопичення електроенергії.

Враховуючи це, в даному дослідженні пропонується провести систематизацію проєктних параметрів системи керування космічних енергетичних апаратів.

Метою статті є систематизація проєктних параметрів космічних енергетичних апаратів та розробка методики щодо їх вибору. Для досягнення цієї мети поставлено такі задачі:

1) визначити цільове призначення космічних енергетичних апаратів з огляду забезпечення космічної індустріальної платформи достатньою кількістю електроенергії;

2) провести дослідження особливостей функціонування космічних енергетичних апаратів в різних режимах роботи;

3) провести систематизацію проєктних параметрів систем орієнтації і стабілізації космічних енергетичних апаратів та розробити методики щодо їх вибору.

Матеріали і методи дослідження. Для досягнення мети в дослідженні застосовуються методи системного аналізу, математичного моделювання і комп'ютерної симуляції польоту штучних супутників Землі, а також кластеризації. Для вибору орбіт космічних енергетичних модулів розроблено спеціальний GUI (graphic user interface) на мові C# з інтегрованою бібліотекою, що розроблена на мові C++. Для симуляції роботи системи керування розроблено консольний додаток на мові C++.

Для розробки інтегрованої C++ dll бібліотеки програмного забезпечення застосовано моделі орбітального і кутового руху, що були розроблені на попередніх етапах даного дослідження [7]. Верифікацію адекватності моделювання проведено із застосуванням сертифікованих пакетів моделювання орбітального руху космічних апаратів DRAMA-ESA та GMAT.

Визначення цільового призначення космічних енергетичних апаратів з огляду забезпечення космічної індустріальної платформи достатньою кількістю електроенергії. В попередніх дослідженнях [7] сформовано узагальнену математичну модель функціонування космічних енергетичних апаратів розподіленої системи енергоживлення КІП. Однак, не було сформовано функціонального призначення з огляду забезпечення КІП електроенергією. Так, в роботі [8] проведено класифікацію технологічних процесів, що можуть бути реалізовані на КІП. Визначено, що до основних параметрів, які характеризують технологічні процеси, відносяться [8]:

– температура зразка, що обробляється;
– електрична потужність, що необхідна для виробництва;
– тиск в камері, де відбувається обробка зразка;
– напруженість електричного і магнітного полів в околиці, де відбувається обробка зразка;

В свою чергу, для оцінок витрат бортової електричної енергії КІП на технологічний процес для стадії концептуального проєктування [9] розподіленої енергетичної системи головними параметрами є:

– тривалість технологічного процесу в секундах;
– середні витрати електроенергії на технологічний процес за секунду (середня електрична потужність обладнання, що потрібно для реалізації певного технологічного процесу).

Враховуючи це, рівняння енергетичного балансу космічної індустріальної платформи, при умовах нормального виконання технологічних процесів, можна записати таким чином:

$$\int_{t_1}^{t_2} P_{вир.} dt - \int_{t_1}^{t_2} P_{вит} dt \geq W_{кр.}, \tag{1}$$

де $P_{вир.}$ – середня потужність, що виробляється сонячними батареями в одиницю часу; $P_{вит}$ – середня потужність, що витрачається на реалізацію того чи іншого технологічного процесу на борту КІП; $W_{кр.}$ – критичне значення запасу електричної енергії на борту КІП, нижче якого є загроза збоїв нормального функціонування КІП по енергетиці; t_1 – час початку технологічного процесу; t_2 – час закінчення технологічного процесу.

З урахуванням критерію нормального функціонування технологічних процесів КІП з огляду витрат бортової електричної енергії (1), можна сформулювати цільове призначення застосування космічних енергетичних апаратів. Так, головною ціллю проєктування енергетичних космічних апаратів є забезпечення КІП додатковою кількістю електроенергії для технологічних процесів, при реалізації яких не забезпечується виконання умови (1). Для таких технологічних процесів рівняння (1) перепишеться таким чином:

$$\sum_{i=1}^{n} \int_{t_\alpha^i}^{t_\beta^i} P_{кеа}^i dt + \int_{t_1}^{t_2} P_{вир.} dt - \int_{t_1}^{t_2} P_{вит} dt \geq W_{кр.}, \tag{2}$$

де $P_{кеа}^i$ – середнє значення енергії, що передається безконтактним шляхом в i -му сеансі від енергетичного космічного апарата до космічного апарата-приймача КІП; t_α^i – час початку i -го сеансу безконтактної передачі енергії; t_β^i – час закінчення i -го сеансу безконтактної передачі енергії; n – кількість сеансів безконтактної передачі електроенергії від енергетичних космічних апаратів до космічних апаратів приймачів КІП.

Таким чином, призначення космічних енергетичних апаратів полягає в забезпеченні КІП додатковою кількістю бортової електричної енергії, що необхідна для виконання певних технологічних процесів. В свою чергу, кількість необхідних сеансів для безконтактної передачі додаткової кількості енергії розраховується із рівняння (2). Розрахована кількість сеансів є вихідними даними для вибору орбіт дислокації енергетичних космічних апаратів, що розраховуються за допомогою розробленого додатку GUI.

Дослідження особливостей функціонування космічних енергетичних апаратів в різних режимах роботи. Для дослідження особливостей функціонування енергетичних космічних апаратів виділимо три основні режими роботи:

1) безконтактний режим передачі електроенергії;

2) режим заряду акумуляторів з метою накопичення необхідного запасу електроенергії;

3) пасивний режим очікування.

З урахуванням цього, для системи орієнтації і стабілізації можна виділити такі режими і підрежими роботи:

I) Режим орієнтації апертури енергетичного космічного апарата-передавача на апертуру космічного апарата-приймача з метою забезпечення безконтактної передачі електроенергії. Відповідно до прийнятих стандартів [10] пропонується ввести англійську назву цього режиму: Target Charging Mode. Цей режим можна поділити на два підрежими:

А) розворот енергетичного космічного апарата-передавача на космічний апарат-приймач з метою націлювання апертур;

Б) відстежування в слідкувальному режимі наведення апертури енергетичного космічного апарата-передавача на апертури космічного апарата-приймача.

Слід зазначити, що в даному дослідженні керування наведенням апертур приймача і передавача пропонується за рахунок зміни кутової орієнтації енергетичних космічних апаратів.

II) Режим орієнтації сонячних панелей на Сонце з метою зарядки акумуляторних систем та накопичення електроенергії. Англійська назва цього режиму: Sun Acquisition Mode [10]. Цей режим також можна поділити на два підрежими:

А) розворот енергетичного космічного апарата сонячними панелями на Солнце;

Б) відстежування Сонця в слідкувальному режимі під час заряду сонячних батарей при русі енергетичного космічного апарата по орбіті.

III) Пасивний режим очікування. В даному випадку можна ввести назву Safe Mode [10]. Режим мінімізації витрат бортової електричної енергії при збережені стабілізації кутового положення космічного апарата.

Так, в перших двох режимах орієнтацію і стабілізацію планується здійснювати із застосуванням двигунів-маховиків, в третьому режимі підтримання кутового положення планується із застосуванням електромагнітів. Це пояснюється тим, що двигуни-маховики можуть забезпечувати точну прецизійну орієнтацію, а електромагніти споживають на порядок менше електроенергії, ніж маховики.

Зведемо характеристики режимів роботи системи орієнтації і стабілізації енергетичного космічного апарата в таблицю 1.

Таблиця 1 – Характеристики режимів роботи системи орієнтації і стабілізації енергетичного космічного апарата

Режим	**Виконавчі органи**	**Закон керування**
1	**2**	**3**
Target Charging Mode	4 двигуни-маховики з компоновкою «піраміда». Активні 4 із 4	PID-контролер із синтезом програмних моментів керування таким чином: $M^{кер}_{крн.} = -\left(J_{xx}+J_{xy}+J_{xz}\right)\left(K_1\Delta\omega_x + K_2\Delta q_x + K_3\int \Delta q_x dt\right)$, $M^{кер}_{тг.} = -\left(J_{yx}+J_{yy}+J_{yz}\right)\left(K_1\Delta\omega_y + K_2\Delta q_y + K_3\int \Delta q_y dt\right)$, $M^{кер}_{рск.} = -\left(J_{zx}+J_{zy}+J_{zz}\right)\left(K_1\Delta\omega_z + K_2\Delta q_z + K_3\int \Delta q_z dt\right)$. Для розрахунку програмних моментів кожного двигуна-маховика застосовується формула перепроєктування [11]: $m^{кер.}_{RW.1} = \frac{1}{4}\left(-\frac{1}{\sin\delta\cos\gamma}M^{кер}_{крн.} + \frac{1}{\sin\delta\sin\gamma}M^{кер}_{тг.} - \frac{1}{\cos\delta}M^{кер}_{рск.}\right)$, $m^{кер.}_{RW.2} = \frac{1}{4}\left(-\frac{1}{\sin\delta\cos\gamma}M^{кер}_{крн.} - \frac{1}{\sin\delta\sin\gamma}M^{кер}_{тг.} - \frac{1}{\cos\delta}M^{кер}_{рск.}\right)$, $m^{кер.}_{RW.3} = \frac{1}{4}\left(-\frac{1}{\sin\delta\cos\gamma}M^{кер}_{крн.} - \frac{1}{\sin\delta\sin\gamma}M^{кер}_{тг.} + \frac{1}{\cos\delta}M^{кер}_{рск.}\right)$, $m^{кер.}_{RW.4} = \frac{1}{4}\left(-\frac{1}{\sin\delta\cos\gamma}M^{кер}_{крн.} + \frac{1}{\sin\delta\sin\gamma}M^{кер}_{тг.} + \frac{1}{\cos\delta}M^{кер}_{рск.}\right)$.
Sun Acquisition Mode	4 двигуни-маховики з компоновкою «піраміда». Активні 3 із 4	PID-контролер із синтезом програмних моментів керування, як і в режимі Target Charging Mode. Для розрахунку програмних моментів кожного двигуна-маховика застосовується одна із формул перепроєктування [11]. Наприклад, для включення 1, 2 і 3 маховика маємо: $m^{кер.}_{RW.1} = \frac{1}{2}\left(-\frac{1}{\sin\delta\cos\gamma}M^{кер}_{крн.} + \frac{1}{\sin\delta\sin\gamma}M^{кер}_{тг.}\right)$, $m^{кер.}_{RW.2} = \frac{1}{2}\left(-\frac{1}{\sin\delta\sin\gamma}M^{кер}_{тг.} - \frac{1}{\cos\delta}M^{кер}_{рск.}\right)$, $m^{кер.}_{RW.3} = \frac{1}{2}\left(-\frac{1}{\sin\delta\cos\gamma}M^{кер}_{крн.} + \frac{1}{\cos\delta}M^{кер}_{рск.}\right)$.
Safe Mode	3 електромагніта	На першому етапі синтез програмних моментів із застосуванням PID-контролера таким чином: $M^{кер}_{крн.} = -\left(J_{xx}+J_{xy}+J_{xz}\right)\left(K_1\Delta\omega_x + K_2\Delta q_x + K_3\int \Delta q_x dt\right)$, $M^{кер}_{тг.} = -\left(J_{yx}+J_{yy}+J_{yz}\right)\left(K_1\Delta\omega_y + K_2\Delta q_y + K_3\int \Delta q_y dt\right)$, $M^{кер}_{рск.} = -\left(J_{zx}+J_{zy}+J_{zz}\right)\left(K_1\Delta\omega_z + K_2\Delta q_z + K_3\int \Delta q_z dt\right)$. Синтез часо-періодичного закону керування із застосуванням методів рухомого керування [12]:

1	**2**	**3**
Safe Mode	3 електро-магніта	$\left.\begin{array}{l} M^{м.зб}_{крн.} = \mathrm{sgn}(m_y)\cdot m_y \cdot B_z \cdot L_2 - \mathrm{sgn}(m_z)\cdot m_z \cdot B_y \cdot L_1, \\ M^{м.кер}_{тг.} = \mathrm{sgn}(m_z)\cdot m_z \cdot B_x \cdot L_1 \Leftrightarrow m_z = \frac{M^{кер}_{тг.}}{B_x}, \\ M^{м.кер}_{рск.} = -\mathrm{sgn}(m_y)\cdot m_y \cdot B_x \cdot L_2 \Leftrightarrow m_y = \frac{M^{кер}_{рск.}}{B_x}, \end{array}\right\} \to \text{lp-I}$ $\left.\begin{array}{l} M^{м.кер}_{крн.} = -\mathrm{sgn}(m_z)\cdot m_z \cdot B_y \cdot L_3 \Leftrightarrow m_z = \frac{M^{кер}_{крн.}}{B_y}, \\ M^{м.зб}_{тг.} = \mathrm{sgn}(m_z)\cdot m_z \cdot B_x \cdot L_3, \\ M^{м.кер}_{рск.} = 0, \end{array}\right\} \to \text{lp-II}$ $\left.\begin{array}{l} M^{м.кер}_{крн.} = 0, \\ M^{м.зб}_{тг.} = -\mathrm{sgn}(m_x)\cdot m_x \cdot B_z \cdot L_4, \\ M^{м.кер}_{рск.} = \mathrm{sgn}(m_x)\cdot m_x \cdot B_y \cdot L_4 \Leftrightarrow m_x = \frac{M^{кер}_{рск.}}{B_y}, \end{array}\right\} \to \text{lp-III}$ $\left.\begin{array}{l} M^{м.кер}_{крн.} = \mathrm{sgn}(m_y)\cdot m_y \cdot B_z \cdot L_5 \Leftrightarrow m_y = \frac{M^{кер}_{крн.}}{B_z}, \\ M^{м.кер}_{тг.} = -\mathrm{sgn}(m_x)\cdot m_x \cdot B_z \cdot L_6 \Leftrightarrow m_x = \frac{M^{кер}_{тг.}}{B_z}, \\ M^{м.зб}_{рск.} = \mathrm{sgn}(m_x)\cdot m_x \cdot B_y \cdot L_6 - \mathrm{sgn}(m_y)\cdot m_y \cdot B_x \cdot L_5, \end{array}\right\} \to \text{lp-IV}$ $\lvert m_x \rvert \le m_{\max},$ $\lvert m_y \rvert \le m_{\max},$ $\lvert m_z \rvert \le m_{\max}.$ Переключення каналів керування пропонується за такою схемою: $\mathrm{switch} = \begin{cases} \text{lp-I} \quad \text{if} \quad 2k - 10 \le T < 2k, \\ \text{lp-II} \quad \text{if} \quad 2k \le T < 2k + 5, \\ \text{lp-III} \quad \text{if} \quad 2k + 5 \le T < 2k + 10, \\ \text{lp-IV} \quad \text{if} \quad 2k + 10 \le T < 2k + 20, \end{cases}$ $k = 15, 30, 45, 60 \ldots \frac{30 \cdot n}{2},$ $n = 1, 2, 3, 4 \ldots\ldots n_{end}.$

Формули в таблиці 1 позначені: $M^{кер}_{крн.}$, $M^{кер}_{тг.}$, $M^{кер}_{рск.}$ – програмні моменти керування в каналах крену, тангажу та рискання; J_{xx}, J_{yy}, J_{zz}, J_{xy}, J_{xz}, J_{yz} – компоненти тензора інерції енергетичного космічного апарата; $\Delta\omega_x$, $\Delta\omega_y$, $\Delta\omega_z$ – розходження за кутовою швидкістю між програмними і реальними значеннями; Δq_x, Δq_y, Δq_z – розходження за кватерніоном між програмним і реальним значенням; K_1, K_2, K_3 – коефіцієнти підсилення PID-регулятора; $\mathrm{m}^{кер.}_{RW.1}$, $\mathrm{m}^{кер.}_{RW.2}$, $\mathrm{m}^{кер.}_{RW.3}$, $\mathrm{m}^{кер.}_{RW.4}$ – програмні моменти керування, що генеруються двигунами-маховиками; δ, γ – кути встановлення двигунів-маховиків, відповідно до схеми [11]; $M^{м.кер}_{крн.}$, $M^{м.кер}_{тиг.}$, $M^{м.кер}_{рск.}$ – магнітні моменти керування в каналах крену, тангажу та рискання; $M^{м.зб}_{крн.}$, $M^{м.зб}_{тиг.}$, $M^{м.зб}_{рск.}$ – моменти збурення, що зумовлені впливом перехресних зв'язків в магнітних системах орієнтації [13]; B_x, B_y, B_z – проєкції вектора індукції магнітного поля Землі на осі зв'язаної системи координат [7]; m_x, m_y, m_z – значення магнітних дипольних моментів електромагнітів, що розраховуються на кожному такті керування; $m_{\max}$ – максимальне значення магнітного дипольного моменту, що може згенерувати електромагніт; L_1, L_2, L_3, L_4, L_5, L_6 – коефіцієнти асиметрії включення електромагнітів в каналах керування; $\mathrm{sgn}()$ – функція знаку signum; n – номер циклу керування (циклом називається час почергового включення всіх чотирьох каналів керування в такому порядку $\mathrm{I} \Rightarrow \mathrm{II} \Rightarrow \mathrm{III} \Rightarrow \mathrm{IV}$); n_{end} – номер останнього циклу керування; T – час регулятора в тактах (1 такт = 0,1 с).

Також, слід зазначити, що коефіцієнти підсилення PID-регулятора K_1, K_2, K_3 для кожного режима і підрежима обираються окремо.

Для проведення аналізу особливостей функціонування системи керування космічним енергетичним апаратом розглянемо орбіти з такими початковими умовами:

– Для космічного апарата-передавача:

фокальний параметр – 7056130,0 м; ексцентриситет – 0,001; нахилення – 70 градусів; довгота висхідного вузла – 140 градусів; аргумент перигею – 60 градусів; аргумент широти – 60 градусів.

– Для космічного апарата-приймача:

фокальний параметр – 7056030,0 м; ексцентриситет – 0,001; нахилення – 70 градусів; довгота висхідного вузла – 140 градусів; аргумент перигею – 60 градусів; аргумент широти – 0 градусів.

– Параметри космічного апарата приймача і передавача:

маса космічного апарата-передавача – 1000 кг;

маса космічного апарата-приймача – 1500 кг;

середнє значення характерної площі космічного апарата-передавача – 10 $м^2$;

середнє значення характерної площі космічного апарата-приймача – 15 $м^2$.

Конструкторські кути установки апертур космічного апарата-передавача і космічного апарата-приймача:

антена на космічному апараті-передавачі: конструкторський тангаж – 30 градусів, конструкторське рискання – 30 градусів;

ректена на космічному апараті-приймачі: конструкторський тангаж – 40 градусів, конструкторське рискання – 20 градусів.

Час прогнозування – 10 днів.

Модельна дата початку прогнозування руху енергетичних космічних апаратів – 1 грудня 2023 р.

Застосовуємо додаток (рис. 1) для визначення можливих сеансів безконтактної передачі електроенергії за цей період. Результати прогнозування наведено на рисунках 1 і 2.

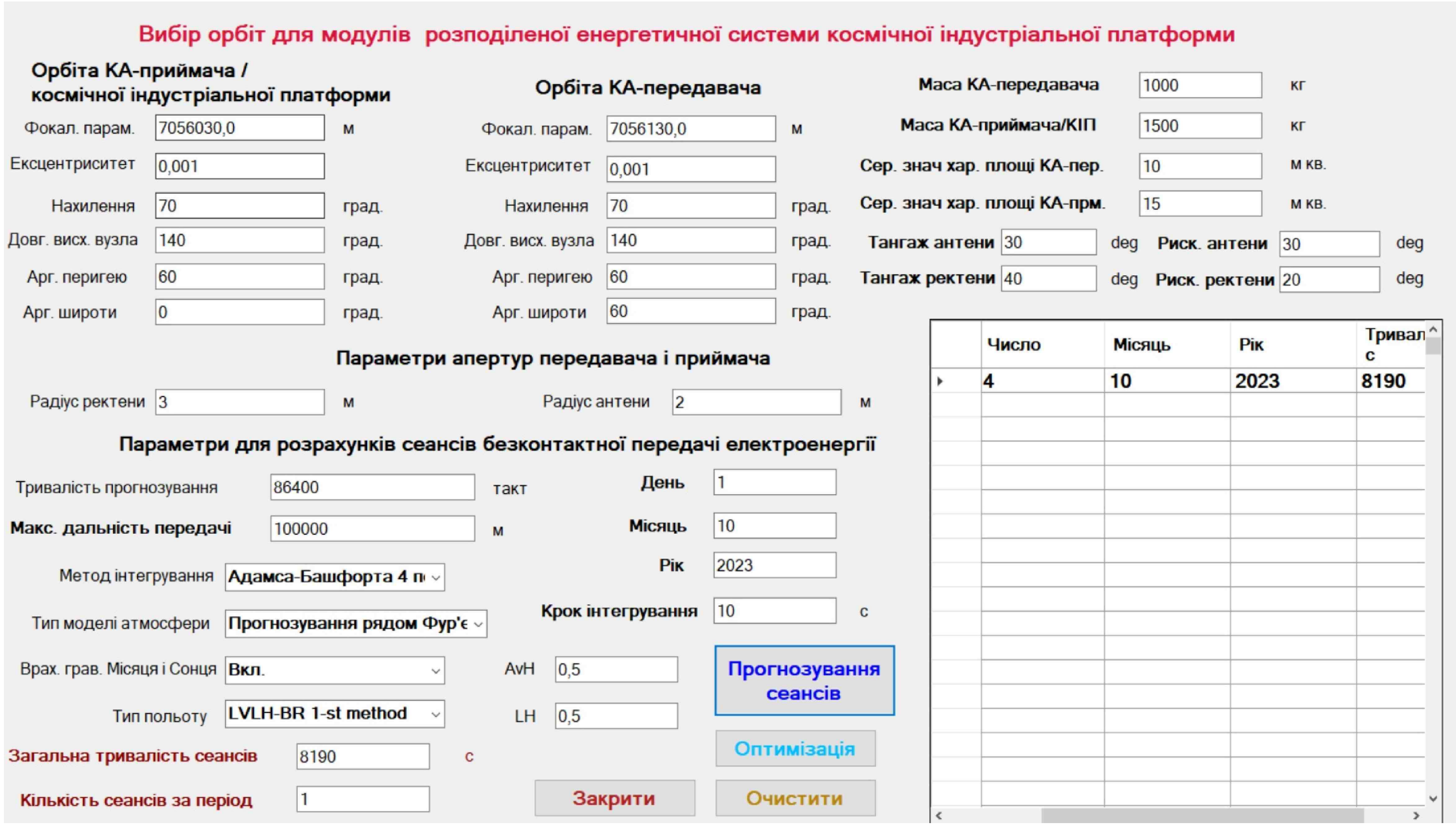

Рис. 1 – Результати прогнозування тривалості сеансів безконтактної передачі енергії за 10 днів

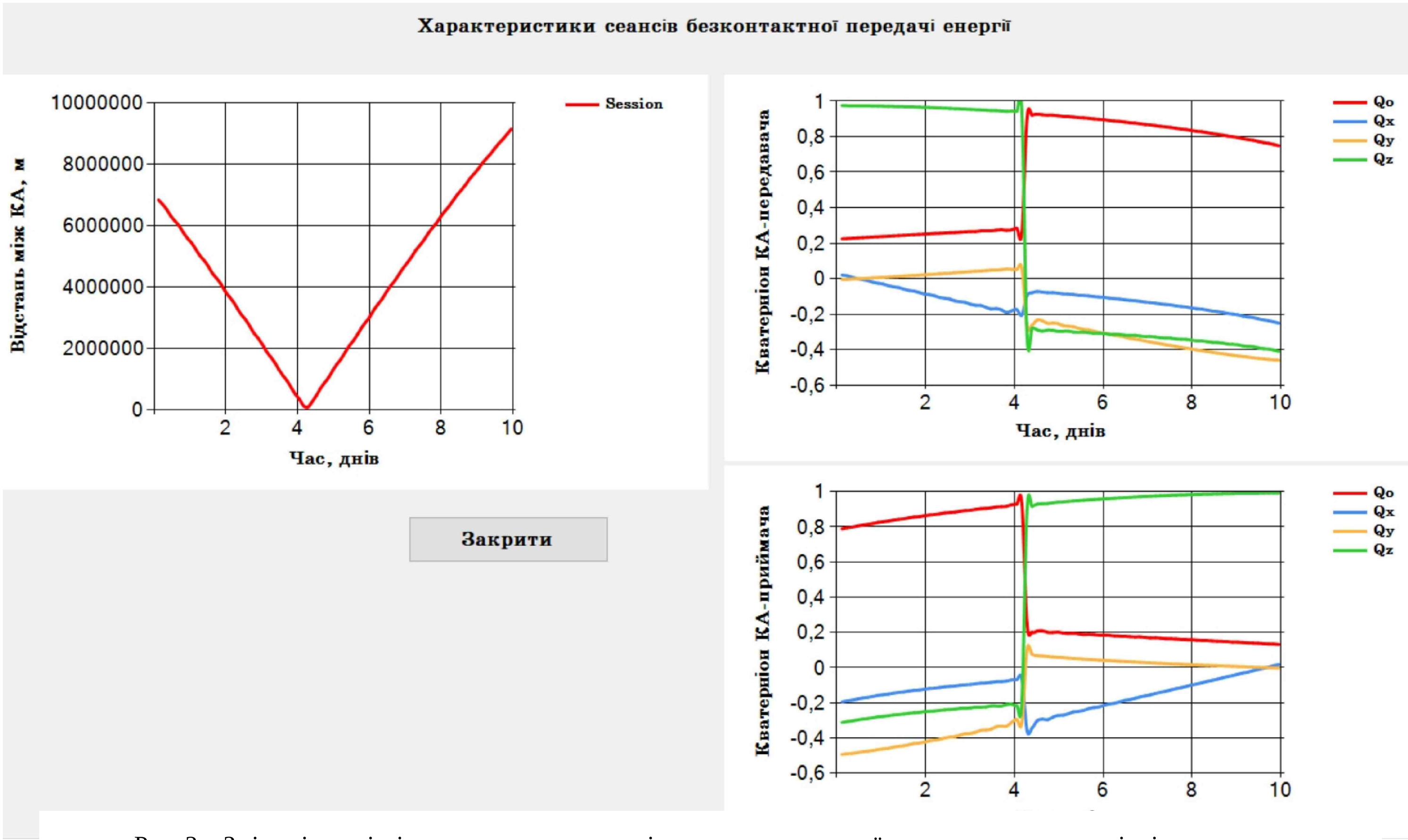

Рис. 2 – Зміна відстані між енергетичними космічними апаратами та їх програмних кватерніонів наведення

З огляду на це, пропонується провести моделювання 6-ти степеневого руху енергетичних космічних апаратів за 2 дні до сеансу бесконтактної передачі енергії з дати 02 грудня 2023 року. Передбачається дослідити таку циклограму роботи енергетичного космічного апарата-передавача:

1) 43200 с від початку моделювання космічний апарат знаходиться в режимі Safe (табл. 1). Початок режиму 02 грудня 2023 року 00:00:00 – кінець режиму 02 грудня 2023 року 12:00:00. Час UTC0.

2) З 43201 с відбувається перехід в режим Sun Acquisition для зарядки акумуляторів і підготовки для передачі електроенергії на енергетичний космічний апарат-приймач. Тривалість режиму 94000 с. Початок режиму 02 грудня 2023 року 12:00:01 – кінець режиму 04 грудня 2023 року 02:06:40. Час UTC0.

3) З 180400 с відбувається перехід в режим Target Charging Mode. Відбувається переорієнтація і підготовка для передачі електроенергії космічному апарату-приймачу. Режим триває до кінця моделювання 220000 с, з тривалістю 39600 с. В UTC0: з 04 грудня 2023 року 02:06:41 по 04 грудня 2023 року 13:06:41.

Параметри системи орієнтації і стабілізації енергетичного апарата- передавача обрано такі:

***I – Для режиму Safe*:**

– виконавчі органи: 3 електромагніти з максимальним магнітним дипольним моментом $m_{\max} = 50$ Ам^2;

– коефіцієнти підсилення PID регулятора магнітної системи орієнтації: $K_1 = 0,0648$, $K_2 = 4,5$, $K_3 = 5,8 \cdot 10^{-8}$;

– коефіцієнти асиметрії включення електромагнітів: $L_1 = 0,9$; $L_2 = 1,0$; $L_3 = 0,95$, $L_4 = 0,95$, $L_5 = 0,95$, $L_6 = 0,8$.

***II – Режим Sun Acquisition*:**

– виконавчі органи: 4 двигуни-маховики з максимальним моментом 0,2 Нм. Активні 3 із 4;

– момент інерції ротора двигуна маховика 0,7 кгм^2;

– коефіцієнти підсилення PID регулятора в підрежимі розворот:

$K_1 = 1,5$, $K_2 = 15$, $K_3 = 10^{-6}$;

– коефіцієнти підсилення PID регулятора в підрежимі відстежування Сонця в слідкувальному режимі:

$K_1 = 0,1$, $K_2 = 2$, $K_3 = 10^{-7}$;

– кути встановлення двигунів-маховиків: $\delta = 45^o$, $\gamma = 55^o$.

***III – Target Charging Mode*:**

– виконавчі органи: 4 двигуни-маховики з максимальним моментом 0,2 Нм. Активні 4 із 4;

– момент інерції ротора двигуна маховика 0,7 кгм^2;

– коефіцієнти підсилення PID регулятора в підрежимі розворот на космічний апарат-приймач:

$K_1 = 5$, $K_2 = 25$, $K_3 = 10^{-7}$;

– коефіцієнти підсилення PID регулятора в підрежимі відстежування ректени космічного апарата-приймача:

$K_1 = 720$, $K_2 = 600$, $K_3 = 2{,}7 \cdot 10^{-9}$.

Тензор інерції енергетичного космічного апарата: $J_{xx} = 40$ кгм^2; $J_{yy} = 30$ кгм^2; $J_{zz} = 60$ кгм^2; $J_{xy} = J_{yx} = 2{,}5$ кгм^2; $J_{xz} = J_{zx} = -1{,}5$ кгм^2; $J_{yz} = J_{zy} = -3{,}0$ кгм^2. В даній задачі модель космічного апарата-передавача прийнята близькою до твердого тіла, де коливаннями і вібраціями в сонячних панелях можна знехтувати.

Для генеруючої системи космічного електричного апарата взято такі модельні параметри:

виробка електроенергії в секунду із сонячних панелей 600 Вт;

енергетична ємність батареї 50069200.0 в Втс (Ватт-секунди).

Модельні характеристики потужності споживачів housekeeping системи:

двигун-маховик – 80 Вт; електромагніт – 40 Вт; інші системи разом (супутникова система навігації, бортовий комп'ютер, драйвери, зоряні датчики, сонячні датчики, гіроскопи) – 60 Вт; передавач – 3000 Вт.

Результати моделювання з наведеними параметрами представлено на рисунках 3 – 6.

З отриманих результатів комп'ютерного моделювання керування космічним апаратом-передавачем в різних режимах роботи (рис. 3 – 6) видно, що підібрані параметри системи орієнтації і стабілізації забезпечили добре виконання польотного завдання. Так, магнітна система орієнтації забезпечила грубу тривісну стабілізацію енергетичного космічного апарата-передавача в режимі Safe з максимальною похибкою 0,15 градусів по тангажу. На протязі режиму роботи Safe після закінчення перехідного процесу спостерігається стійкість тривісної стабілізації в кожному з каналів керування. Також видно, що успішно пройшов перехід в режим заряду сонячних батарей Sun Acquisition (рис. 3 і рис. 6), про що свідчить динаміка початку заряду акумуляторних систем космічного апарата. Режим Sun Acquisition відпрацював

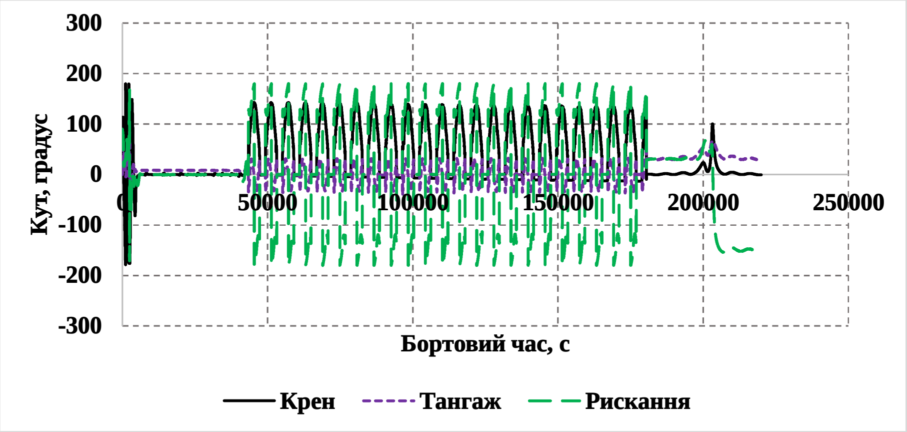

Рис. 3 – Значення кутів орієнтації космічного апарата-передавача в орбітальній зв'язаній нижній системі координат [7] при виконанні режимів польоту

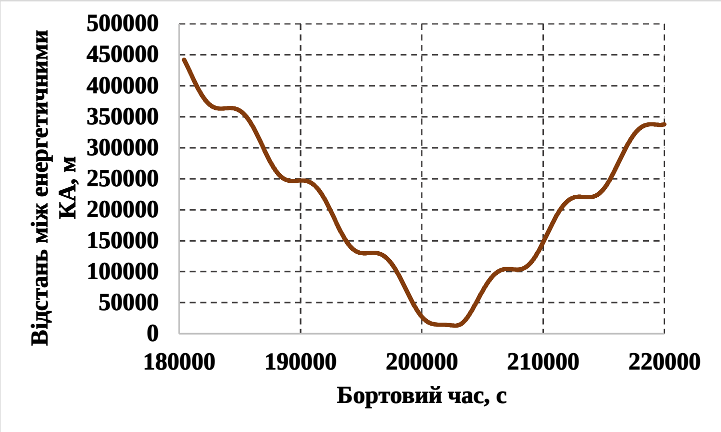

Рис. 4 – Відстань між енергетичним апаратом-передавачем і енергетичним апаратом-приймачем в режимі Target Charging Mode

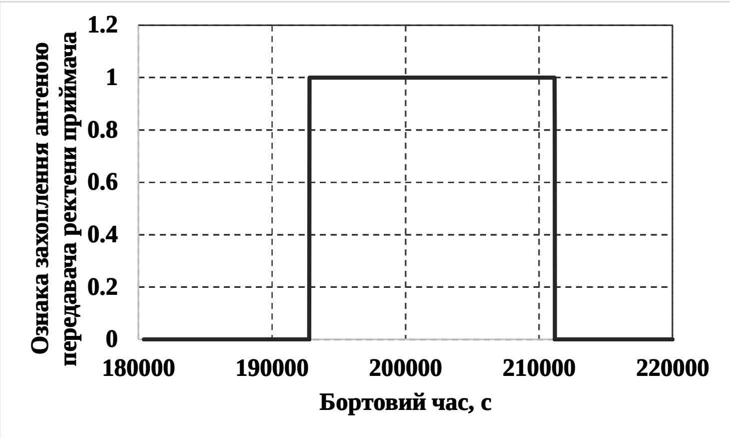

Рис. 5 – Ознака захоплення ректени енергетичного космічного апарата-приймача антеною космічного апарата-передавача в режимі Target Charging Mode (0 – не захоплено, 1 – захоплено, готово до безконтактної передачі електроенергії)

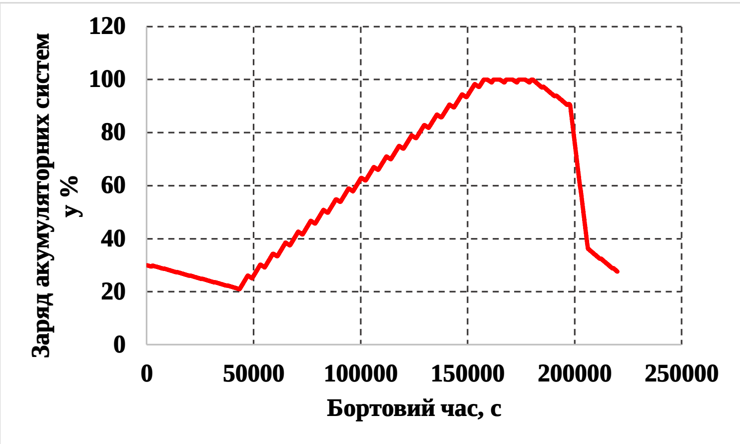

Рис. 6 – Заряд акумуляторних систем космічного апарата-передавача при виконанні режимів польоту стабільно і забезпечив заряд акумуляторних батарей з 20 % до 100 % приблизно за 1,5 доби перед початком входу в режим безконтактної передачі енергії – Target Charging Mode. Після входу в режим Target Charging Mode відстань між енергетичними космічними апаратами складала приблизно 450 км, при максимальній відстані безконтактної передачі 100 км (рис. 4). Перехід в режим Target Charging Mode за межами можливості початку передачі електроенергії космічному апарату-приймачу пояснюється необхідністю переорієнтації антени космічного апарата-передавача на приймаючий пристрій, що потребує часу на кутовий розворот. Таким чином, із рисунку 5 видно, що захоплення приймаючого пристрою ректени відбулося приблизно через 12000 с після входу в режим. Далі апарати підтримували цю орієнтацію у слідкувальному режимі до початку активації безконтактної передачі енергії при відстані між передавачем і приймачем менше ніж 100 км. На рис. 6 видно результат передачі електроенергії космічному апарату-приймачеві після різкого зменшення заряду батареї із 90 % до 40 %. З огляду на це, можна зробити висновок, що система орієнтації і стабілізації з обраними параметрами для наведеного типу енергетичного космічного апарата забезпечила повне виконання його польотного завдання. Таким чином постає завдання систематизації проєктних параметрів систем керування космічних енергетичних апаратів та методик щодо їх вибору.

Систематизація проєктних параметрів систем орієнтації і стабілізації космічних енергетичних апаратів та розробка методики щодо їх вибору.

Із проведеного дослідження видно, що параметри системи орієнтації і стабілізації впливають на якість виконання польотного завдання космічного енергетичного апарата. Моделювання роботи одного із можливих типів енергетичного космічного апарата показало (рис. 3–6), що параметри системи орієнтації і стабілізації тісно переплітаються із параметрами його внутрішньої енергетичної системи. Це пояснюється впливом зміни параметрів потужності і енергоспоживання виконавчих органів, підсистем і сенсорів на динаміку заряду акумуляторних батарей енергетичного космічного апарата. З огляду на це параметри системи орієнтації і стабілізації можна поділити на два кластери:

1) програмні параметри регуляторів, до яких відносяться:

– тип закону керування;

– коефіцієнти підсилення регуляторів;

– циклограми роботи та алгоритми переходів між режимами роботи системи орієнтації і стабілізації енергетичного космічного апарата;

– програмні фільтри шумів.

2) фізичні параметри підсистем, сенсорів і виконавчих органів системи орієнтації і стабілізації, до яких можна віднести:

– фізичні і механічні властивості виконавчих органів (максимальний дипольний момент електромагніту, гістерезис електромагніту, максимальний керуючий момент, що розвиває ротор двигуна-маховика, максимальна кутова швидкість ротора двигуна-маховика тощо);

– параметри шумів сенсорів і електронних підсистем;

– електричні параметри сенсорів, виконавчих органів та електронних підсистем системи орієнтації і стабілізації;

– теплові параметри сенсорів, виконавчих органів та електронних підсистем системи орієнтації і стабілізації.

В свою чергу, вибір цих параметрів також залежить від масово-габаритних, інерційних параметрів конструкції енергетичного космічного апарата, а також від властивостей пружності сонячних панелей, що можуть створювати додаткові вібрації та збурення. Враховуючи це можна сформулювати методику щодо вибору параметрів системи орієнтації і стабілізації енергетичного космічного апарата у вигляді такої послідовності:

Етап 1: Аналіз конструкції енергетичного космічного апарата. Аналіз міцнісних, масово-габаритних параметрів і конструктивних елементів.

Етап 2: Аналіз параметрів сонячних панелей і енергетичної системи апарата з огляду максимально можливої кількості акумулювання і передачі електроенергії безконтактним шляхом відповідно до цільового призначення. До параметрів сонячної панелей відносяться: *розмір (габарити), маса, виробка електроенергії в одиницю часу, характеристики пружності, геометрія.* До параметрів системи акумулювання відносяться: *ємність акумуляторних систем, швидкість заряду / розряду акумуляторів, маса.*

Етап 3: Визначення основних режимів роботи системи орієнтації і стабілізації космічного енергетичного апарата. Розробка циклограм роботи та алгоритмів переходів між режимами верхнього рівня.

Етап 4: Визначення сенсорів, виконавчих органів, що будуть застосовані в кожному режимі роботи системи орієнтації і стабілізації космічного енергетичного апарата.

Етап 5: Синтез алгоритмів і законів керування для кожного режиму роботи на нижньому рівні з огляду обраних виконавчих органів, сенсорів і їх властивостей.

Етап 6: Симуляція польоту енергетичних космічних апаратів, аналіз якості керування з огляду виконання програми польотного завдання місії.

Етап 7: Аналіз ефективності забезпечення додатковою кількістю електроенергії космічної індустріальної платформи при виконанні певних технологічних процесів.

Висновки. В роботі проведено дослідження особливостей керування кутовим рухом енергетичних космічних апаратів з огляду виконання їх функціонального призначення. Запропоновано три можливі основні режими роботи системи орієнтації і стабілізації космічних енергетичних апаратів на прикладі роботи космічного апарата-передавача. З огляду на це розроблено закони керування орієнтацією і стабілізацією в цих режимах. Визначено проєктні параметри системи орієнтації і стабілізації, вибір яких впливає на якість виконання польотного завдання енергетичного космічного апарата щодо безконтактної передачі електроенергії апаратам-приймачам космічної індустріальної платформи. Враховуючи це, запропоновано узагальнену методику вибору проєктних параметрів системи орієнтації і стабілізації, застосування якої дозволить зменшити час прийняття інженерних рішень на етапах концептуального проєктування космічних енергетичних апаратів різних типів.

1. *Sasaki S.* SSPS development road map. IAC- 09.C3.1.4. 2009.
URL: http://www13.plala.or.jp/spacedream/PDFSPSENG12.pdf
2. *Landis G. A.* Solar Power Satellites. Comprehensive Renewable Energy. 2012. Vol. 1. P. 767–774. https://doi.org/10.1016/B978-0-08-087872-0.00137-2
3. *Yang Y., Zhang Y., Duan B., Wang D., Li X.* A novel design project for space solar power station (SSPS-OMEGA). Acta Astronautica. 2016. Vol. 121. P. 51–58. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.12.029
4. *Bergsrud C., Straub J.* A space-to-space microwave wireless power transmission experiential mission using small satellites. Acta Astronautica. 2014. Vol. 103. P. 193–203. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.06.033
5. *Aditya B., Hongru C., Yasuhiro Y., Shuji N., Toshiya H.* Verify the Wireless Power Transmission in Space using Satellite to Satellite System. International Journal of Emerging Technologies. 2021. Vol. 12(2). P. 110–118.
6. *Eickhoff J.* Simulating spacecraft systems. Springer-Verlag Berlin Heidelberg. 2009. 360 p. https://doi.org/10.1007/978-3-642-01276-1
7. *Palii O. S., Lapkhanov E. O., Svorobin D. S.* Model of distributed space power system motion control. Technical mechanics. 2022. No. 4. P. 35–50. https://doi.org/10.15407/itm2022.04.035
8. *Палій О. С.* Класифікація технологічних процесів за їхньою реалізацією на космічній індустріальній пла-тформі. Технічна механіка. 2022. № 2. С. 123–136. https://doi.org/10.15407/itm2022.02.123
9. *Blanchard B. S., Fabrycky W. J.* Systems engineering and analysis. Pearson Education Limited. 2014. 841 p.
10. ECSS-E-ST-60-30C. Satellite attitude and orbit control system (AOCS) requirements. Requirements & Standards Division Noordwijk, The Netherlands. 2013. 52 p.
11. *Беленький А. Д., Васильев В. Н., Семенов А. С., Семенов М. Е.* Алгоритм управления системой четырёх двигателей-маховиков космических аппаратов серии «Метеор-М» № 2. Вопросы электромеханики. 2013. Т. 134. С. 9 – 14.
12. *Alpatov A., Dron' M., Golubek A., Lapkhanov E.* Combined method for spacecraft deorbiting with angular stabilization of the sail using magnetorquers. CEAS Space J. 2022. No. 4. P. 613–625. https://doi.org/10.1007/s12567-022-00469-6
13. *Алпатов А. П.* Динамика космических летательных аппаратов. НПП Видавництво «Наукова думка». 2016. 488 с.

Отримано 30.11.2023,
в остаточному варіанті 06.12.2023