УДК 629.78 https://doi.org/10.15407/itm2022.04.035

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

МОДЕЛЬ КЕРУВАННЯ РУХОМ КОСМІЧНИХ РОЗПОДІЛЕНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ СИСТЕМ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, України; e-mail: jerr_5@ukr.net

Метою статті є розробка узагальненої математичної моделі керування рухом космічних апаратів розподіленої енергетичної системи космічної індустріальної платформи. Індустріалізація космосу є одним із перспективних напрямків розвитку промисловості в світі. Розробка технологій космічної індустрії дозволить вирішити низку проблем виробництва унікальної продукції, що не була доступна в земних умовах. До основних типів цієї продукції можна віднести: напівпровідникові матеріали, матеріали, які виготовлено за допомогою 3D друку в умовах мікрогравітації, космічні модулі системи затемнення поверхні Землі, вироби космічної металургії, продукція, що виробляється з переробки космічного сміття та високочисті речовини космічної біології. Для виготовлення тієї чи іншої продукції необхідна певна кількість електроенергії. З огляду на те, що деякі технологічні процеси космічної індустрії можуть споживати значну кількість електроенергії, власних систем генерації енергії космічної індустріальної платформи може не вистачати. Так, було запропоновано концепцію застосування додаткових енергетичних ресурсів шляхом розробки розподіленої системи живлення космічної індустріальної платформи. Передбачається наявність угруповання енергетичних космічних апаратів, що збирають, акумулюють і передають безконтактним шляхом електроенергію на апарати-приймачі космічної індустріальної платформи.

В роботі представлено математичну модель для аналізу орбітального, кутового і відносного руху енергетичних космічних апаратів та космічних апаратів приймачів. Запропоновано алгоритми для розрахунку параметрів системи орієнтації і стабілізації енергетичних космічних апаратів. Сформовано узагальнену модель для визначення максимальної відстані та довжини часового інтервалу передачі електроенергії від енергетичного космічного апарата до платформи за допомогою мікрохвильового випромінювання.

Розроблена модель дозволяє проводити вибір проєктних параметрів енергетичних космічних апаратів на етапі концептуального проєктування систем живлення космічної індустріальної платформи.

Ключові слова: *космос, концептуальне проєктування, індустріальна платформа, модель функціонування, розподілена система, безконтактна передача енергії.*

The goal of this article is to develop a generalized mathematical model for controlling the motion of the spacecraft of a space industrial platform’s distributed power system. Space industrialization is one of the promising lines of industrial development in the world. The development of space industrial technologies will allow one to solve a number of problems in the production of unique products unavailable under terrestrial conditions. The main types of these products include semiconductor materials, materials made by 3D printing in microgravity, space modules of sunshade systems, space metallurgy products, space debris processing products, and high-purity space biology substances. Taking this into account, a certain amount of electricity is required for the manufacture of one or another product. Given that some space industrial processes can consume a significant amount of electricity, a space industrial platform’s own power generation may not be sufficient. Because of this, it was proposed to use additional energy resources through the development of a distributed power supply system for a space industrial platform. A group of power spacecraft is envisaged to collect and accumulate electric energy and transmit it in a contactless way to the receivers of the space industrial platform.

The article presents mathematical models for the analysis of the orbital, angular, and relative motion of power spacecraft and receiver spacecraft. Algorithms are proposed for calculating the parameters of the power spacecraft orientation and stabilization system. A generalized model is constructed for determining the maximum distance and time interval of power spacecraft to platform electric power transmission using microwave radiation.

The model developed allows one to choose the power spacecraft design parameters at the stage of conceptual design of space industrial platform power systems.

Keywords: *space, conceptual design, industrial platform, functional model, distributed system, contactless energy transfer.*

Вступ. Застосування розподілених космічних систем є досить розповсюдженим в сучасній космонавтиці. В свою чергу, розподілені космічні системи можна визначити як системи, функції яких розподілені між модулями, що функціонують як незалежні одиниці, але виконують спільну задачу і керуються з одного центру. В ракетно-космічній техніці до таких систем можна віднести:

– орбітальні угруповання штучних супутників Землі;

– розподілені космічні системи, механічні зв'язки яких реалізовано із застосуванням контактних (тросові системи) [1] та безконтактних зв'язків (мікрохвильові хвилі, іонні промені тощо) [2];

– системи штучного затемнення Землі (Sunshades systems) [3];

– космічні індустріальні платформи та їх системи;

Космічні індустріальні платформи (КІП) є новим витком розвитку людства. КІП пропонується використовувати для подальшої індустріалізації космосу [4, 5]. Передбачається, що на КІП буде розміщено обладнання для реалізації різноманітних технологічних процесів, що дозволить виробляти певні механізми, апарати і прилади безпосередньо на орбіті.

Так, у випадках, коли для реалізації технологічного процесу потужностей бортових енергосистем недостатньо, пропонується застосування розподіленої космічної енергетичної системи, завданням якої є збір, накопичення та передача енергії безконтактним способом до індустріальної платформи. Для описання цієї системи КІП далі будемо використовувати термін «розподілена енергетична система (РЕС)».

Аналіз літературних джерел і актуальність дослідження. Найближчим аналогом РЕС є сонячні космічні електростанції. Концепцію сонячної космічної електростанції (СКЕС) було вперше сформульовано та представлено доктором Пітером Глейзером [6]. Згідно концепції Глейзера сонячне випромінювання збирається і перетворюється в мікрохвильову енергію за допомогою спеціальної системи, яку розміщено в космічному просторі. Потім мікрохвильова енергія передається на Землю і перетворюється в електричну енергію для розподілу. З моменту висування концепції до нашого часу минуло понад півстоліття. За цей час розвинені космічні країни розробили низку проєктів СКЕС.

Національним управлінням з аеронавтики і дослідження космічного простору (NASA) запропоновано концепцію СКЕС «Solar Power Satellite Concept» NASA/DOE [7]. Це система потужністю 10 ГВт із великим масивом сонячних батарей площею 150 $км^2$ на геостаціонарній орбіті, що перетворює сонячне випромінювання в електричну енергію, яка потім передається на Землю за допомогою мікрохвиль частотою 2,45 ГГц від антени діаметром 1 км. Мікрохвилі збираються на Землі випрямляючою антеною площею 100 $км^2$, а потім перетворюються в електричну енергію, яку можна подавати безпосередньо в електромережу на Землі.

Багато варіацій цієї концепції можна знайти в опублікованій літературі. Конструктивну схему СКЕС потужністю 1,2 ГВт розроблено в рамках проєкта «Abacus» [8]. Конфігурація СКЕС «Abacus» у вигляді інтегрованого симетричного концентратора [8] має подібну конфігурацію до СКЕС «Solar Power Satellite Concept», але вона менше, щоб наблизитися до більш керованої маси та масштабу для розгортання на орбіті та функціонування.

Удосконалення схеми СКЕС відбувалось шляхом збільшення концентрації випромінювання та значного зменшення каркасної рами сонячної батареї, а також зміни компонування з метою виключення з конструкції громіздких тоководів. 10 жовтня 2007 р. США вийшли з новою концепцією СКЕС, що представляє собою 5 кілометрову конструкцію, в якій 2 групи параболічних дзеркал через поворотні дзеркала концентрують сонячне випромінювання на високотемпературні фотоперетворювачі діаметром 500 м з арсеніду галію з

ККД 35 %, конструктивно об'єднані з надвисокочастотним (НВЧ) перетворювачем та антеною, що передає НВЧ потік енергії на Землю [9].

В патенті [10] запропоновано конфігурацію СКЕС у вигляді масиву плівкових сонячних батарей, що обертаються. Ця конфігурація включає плівкові сонячні батареї, електричні кабелі, центральну вісь і з'єднувальні лінії. Кілька плівкових сонячних батарей у формі довгої смуги утворюють коло або багатокутник. Дві сусідні плівкові сонячні батареї з'єднані між собою сполучними лініями. Кожна плівкова сонячна батарея з'єднана з центральною віссю електричними кабелями. Плівкові сонячні батареї розгортаються та підтримуються у формі масиву за допомогою самообертаючої відцентрової сили в космосі. Плівкові сонячні батареї згортаються поза поверхнею центральної осі перед їх розгортанням. Вага одиниці тонкоплівкової батареї становить лише 1/20 традиційної панелі сонячних батарей.

Компанія Artemis Innovation Management Solutions LLC розробила проєкт СКЕС SPS-ALPHA в рамках програми NASA Innovative Advanced Concepts [11]. В рамках проєкту було проведено наскрізний систематичний аналіз концепції, який був запропонований для визначення її технічної здійсненності, визначення архітектури концепції та проведення первісної оцінки економічної доцільності запропонованої концепції СКЕС. Запропоновано декілька конфігурацій СКЕС. Діапазон потужностей СКЕС для доставки енергії на Землю становить 100 МВт – 100 ГВт.

З початку 2000-х років в Японії проводяться дослідження щодо створення СКЕС, а саме безконтактної передачі енергії в умовах космічного простору [12]. С. Сасакі та дослідницька група Японського космічного агентства представили поетапну програму створення комерційної СКЕС [13]. Запропоновано три принципові схеми СКЕС для майбутнього комерційного використання: базова НВЧ схема, покращена НВЧ схема та лазерна схема. Базову модель виконано у вигляді двошарової структури, на лицьовій стороні якої розміщено генеруючу панель, а на тильній – панель, що випромінює. Для гравітаційної стабілізації базову модель підвішено на 4-х тросах. Ця схема досліджувалась в USEF (Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer). Практична конфігурація СКЕС складається з великої кількості одиничних тросових панелей, що являють собою жорстку квадратну панель розміром 100×95 м і товщиною 0,1 м, підвішену за кути на 4 тросах довжиною (5 – 10) км, що виходять із одного контейнера розміром 10×15 м. Вага одиничної системи близько 5 т, випромінювана потужність 2,2 МВт. Було проведено відпрацювання технології виведення такої системи на орбіту.

Сіаньським Університетом електронної науки і техніки (Китай) запропонована нова концепція СКЕС [14]. Нова концепція «SSPS-OMEGA» має технічні переваги в порівнянні з попередніми концепціями, такі як відсутність необхідності вбудованого регулювання основного відбивача, низькі вимоги до терморегулювання, провідникова передача енергії від фотоелектричних грат до передаючої антени на невеликій відстані і легка структура сполучення відбивача з передавальною антеною. Концепція «SSPS-OMEGA» (космічна сонячна електростанція з використанням мембранного масиву збору енергії у формі кулі) може бути описана як концепція модульної сферичної системи, де сонячне світло збирається за допомогою основного відбивача, а енергія виробляється масивом фотоелектричних модулів. Електроенергія подається в мікрохвильові пристрої за допомогою електричних кабелів та струмопровідних з'єднань.

В березні 2022 року британський уряд заявив, що розглядає пропозицію вартістю 17 мільярдів фунтів стерлінгів щодо запуску пілотної сонячної електростанції в космосі до 2035 року за допомогою різних європейських оборонних підрядників, зокрема, Airbus. На основі нещодавнього звіту Frazer-Nash Consultancy [15] розробка СКЕС Великобританії вважається життєздатною концепцією. Очікується, що проєкт розпочнеться з невеликих випробувань, які призведуть до роботи СКЕС в 2040 році. Супутник сонячної енергії буде мати діаметр 1,7 км і важити близько 2000 тон. Розміри наземної антени приблизно 6,7 км x 13 км. Передбачається, що потужність СКЕС буде 2 ГВт.

Описані вище проєкти СКЕС направлені на вироблення надвисокої кількості енергії, порядку декількох ГВт, що для діяльності КІП є надлишковою, що призводить до надвеликих габаритів і мас. Для забезпечення функціонування індустріальної платформи додатковою електричною енергією пропонується використовувати розподілену енергетичну систему. В першому наближенні дана система представляє собою зменшену модель СКЕС, яка також має у своєму складі модулі генерування та передачі енергії. Особливістю даної конфігурації енергетичної системи є те, що на відміну від класичних СКЕС, де модуль приймання є стаціонарним по відношенню до модуля передачі енергії, в розподіленій системі модулі, що генерують та передають енергію, розміщено на більш високих орбітах, ніж орбіта модуля КІП, яка приймає енергію. Модулі генерування представлено у вигляді енергетичних космічних апаратів.

В свою чергу, враховуючи експерименти, що планується провести для аналізу особливостей передачі електроенергії із супутника на супутник [4], розробка розподіленої енергетичної системи є актуальною задачею з практичним застосуванням.

Загальний принцип дії розподіленої енергетичної системи КІП. Розподілена система складається з угруповання енергетичних космічних апаратів (ЕКА), які розміщено на компланарній (близькій до компланарної) орбіті до орбіти КІП (рис. 2). Так, для ЕКА пропонуються такі основні системи: система забезпечення теплового режиму, система наведення, орієнтації і стабілізації, система живлення і накопичення електроенергії (акумуляторні батареї), система перетворення електричної енергії в мікрохвильове електромагнітне випромінювання, мікрохвильова система передачі енергії до ПКА – мікрохвильова антена. В свою чергу, ПКА має включати: систему забезпечення теплового режиму, систему наведення, орієнтації і стабілізації, систему приймання (мікрохвильова ректена) і перетворення мікрохвильового випромінювання в електричну енергію, систему передачі енергії до КІП.

Враховуючи це, передбачається, що розподілена енергетична система КІП функціонує таким чином (рис. 1):

1) КІП, з огляду на особливості витрат електроенергії на виробництво, формує циклограми роботи розподіленої енергетичної системи і видає команди на необхідну кількість зарядів.

2) Угруповання ЕКА накопичує необхідну кількість енергії в акумуляторних батареях, очікуючи запити на заряд КІП.

3) Після приходу запитів на заряд від КІП до розподіленої енергетичної системи прогнозується кількість найближчих сеансів передачі електричної

енергії. В свою чергу сеансом передачі електроенергії будемо називати часовий інтервал, при якому відносне положення та відстань від ЕКА до ПКА дозволяє передавати електроенергію безконтактним мікрохвильовим шляхом. Передбачається, що ці сеанси будуть визначатися за допомогою модуля прогнозування орбітального руху ЕКА і ПКА системи керування РЕС КІП.

4) Для обраного сеансу передачі електроенергії визначаються програмні кути орієнтації ЕКА на ПКА і ПКА на ЕКА для забезпечення наведення апертур антени ЕКА і ректени ПКА одна на одну в слідкувальному режимі під час передачі електричної енергії.

5) В момент зближення і забезпечення наведення антени ЕКА на ректену ПКА відбувається передача електричної енергії безконтактним мікрохвильовим шляхом. ПКА приймає мікрохвильове випромінювання ректеною і за допомогою системи перетворення генерує електричний струм, що передається по дротовому з'єднанню до бортової енергосистеми КІП (рис. 1).

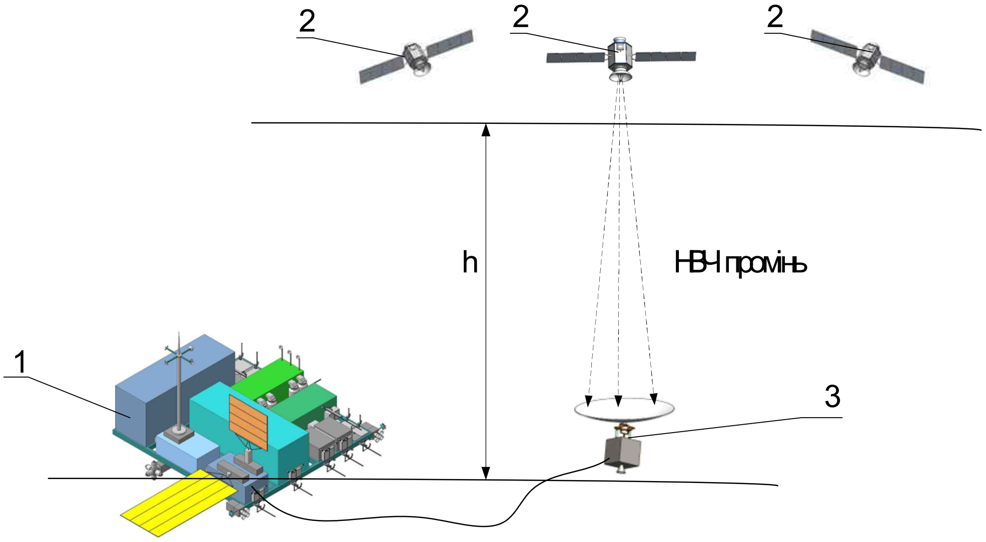

Рис. 1 – Схема функціонування розподіленої енергетичної системи космічної індустріальної платформи

На рис. 1 позначено: 1 – космічний об'єкт споживач енергії, наприклад, КІП; 2 – ЕКА; 3 – космічний апарат, який приймає енергетичний надвисокочастотний сигнал (ПКА).

Постанова задачі. З огляду на особливості функціонування РЕС КІП на початкових етапах стадії концептуального проєктування РЕС, необхідно визначати оптимальну довжину часового інтервалу T_{trans}, при якому енергія в достатній кількості зможе передатися від ЕКА до ПКА з урахуванням обмежень максимальної відстані передачі енергії мікрохвильовим шляхом $r_{\max}$ (рис. 2).

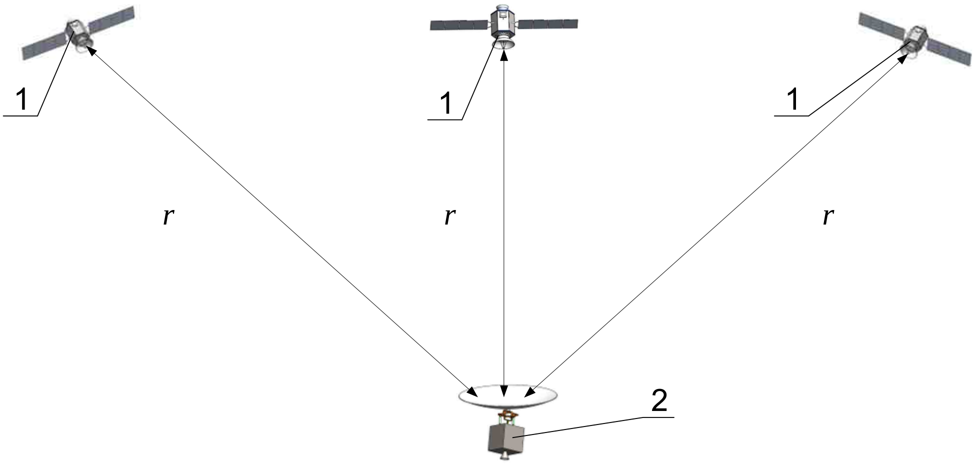

Рис. 2 – Зони видимості ЕКА по відношенню до ПКА

На рис. 2 позначено: 1 – ЕКА; 2 – ПКА; r – поточна відстань між ЕКА та ПКА для передачі енергії.

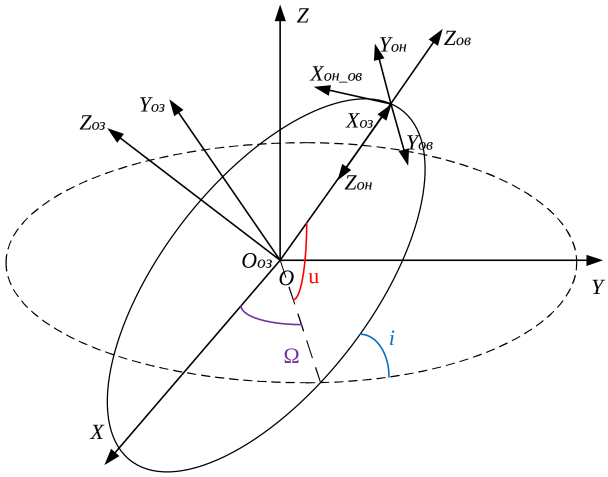

Рис. 3 – Системи координат для дослідження руху ЕКА

Метою даної статті є розробка моделі керування рухом космічних апаратів розподіленої енергетичної системи космічної індустріальної платформи. Ця модель дозволить визначати орбіти ЕКА та ПКА, поточну відстань r між ЕКА та ПКА, а також довжини інтервалів T_{trans}, за який з ЕКА можливо буде передавати електроенергію до ПКА.

Для досягнення мети було поставлено такі задачі:

1) вибрати і формалізувати математичні моделі орбітального і кутового руху ЕКА і ПКА;

2) визначити модель відносного руху ЕКА щодо ПКА;

3) розробити модель для розрахунку програмних кутів наведення ЕКА на ПКА;

4) визначити особливості розрахунку програмних керуючих моментів для забезпечення наведення і орієнтації ЕКА на ПКА;

5) сформувати функціонал для оптимального визначення довжини часових інтервалів передачі енергії від ЕКА до ПКА.

Математична модель руху енергетичних ЕКА відносно ПКА.

Для аналізу орбітального і кутового руху ЕКА і ПКА введено такі системи координат:

1) Інерційна геоцентрична система координат J2000.

2) Система координат WGS-84.

3) Орбітальна загальна система координат (ОЗСК) $O_{оз}X_{оз}Y_{оз}Z_{оз}$ (рис. 3). Центр $O_{оз}$ знаходиться в центрі Землі. Вісь $O_{оз}X_{оз}$ лежить в площині орбіти і спрямована по радіусу-вектору руху КА. Вісь $O_{оз}Z_{оз}$ перпендикулярна площині орбіти енергетичного КА і співпадає з вектором інтеграла площини. Вісь $O_{оз}Y_{оз}$ доповнює систему до правої. Перехід від J2000 до ОЗСК реалізується послідовністю поворотів на кут довготи висхідного вузла Ω, нахилення i та аргументу широти u.

4) Орбітальні зв'язані верхня $O_{ов}X_{ов}Y_{ов}Z_{ов}$ (ОЗВСК) і нижня $O_{он}X_{он}Y_{он}Z_{он}$ (ОЗНСК) системи координат (рис. 3). Опис цих систем координат наведено в попередній роботі [16], при дослідженнях особливостей руху космічної надувної платформи з корисним навантаженням.

5) Зв'язані з центром мас ЕКА (ЗЦЕКА) $O_{зе}X_{зе}Y_{зе}Z_{зе}$ та ПКА (ЗЦПКА) $O_{зп}X_{зп}Y_{зп}Z_{зп}$ системи координат. Центри цих систем координат знаходяться в центрах мас ЕКА та ПКА. Осі спрямовані вздовж головних осей інерції ЕКА та ПКА відповідно. Послідовність поворотів, що зв'язує ОЗНСК і ЗЦЕКА (ЗЦПКА) обрано таку: крен φ $\rightarrow$ тангаж θ $\rightarrow$ рискання ψ.

Орбітальний поступальний і кутовий рух.

Для дослідження поступального орбітального руху пропонується застосовувати диференційну модель з елементами Лапласа [17], що дозволяє проводити балістичне моделювання на близьких до кругових орбітах:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r_{KA}}{\sqrt{\mu\cdot p}}\cdot\frac{\sin u}{\sin i}\cdot W\\
&\frac{di}{dt} = \frac{r_{KA}}{\sqrt{\mu\cdot p}}\cdot\cos u\cdot W\\
&\frac{dp}{dt} = 2r_{KA}\cdot\sqrt{\frac{p}{\mu}}\cdot T\\
&\frac{dq}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}}\left[\sin u\cdot S + \left(\left(1+\frac{r_{KA}}{p}\right)\cos u + \frac{r_{KA}}{p}q\right)T + \right.\\
&\left. + \frac{r_{KA}}{p}k\sin u\cdot\cot i\cdot W\right]\\
&\frac{dk}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}}\left[-\cos u\cdot S + \left(\left(1+\frac{r_{KA}}{p}\right)\sin u + \frac{r_{KA}}{p}k\right)T - \right.\\
&\left. - \frac{r_{KA}}{p}q\sin u\cdot\cot i\cdot W\right]\\
&\frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r_{KA}^2}\left(1-\frac{r_{KA}^3}{\mu p}\cot i\cdot\sin u\cdot W\right)
\end{aligned}\right\}, \qquad (1)$$

де $q = e \cdot \cos(\omega)$; $k = e \cdot \sin(\omega)$; $e = \sqrt{k^2 + q^2}$ – ексцентриситет орбіти; Ω – пряме сходження висхідного вузла; $\omega = \arctan\left(\frac{k}{q}\right)$ – аргумент перигею; μ – гравітаційна стала; p – фокальний параметр орбіти; i – нахилення орбіти; u – аргумент широти; $a = \frac{p}{(1-e^2)}$ – велика піввісь орбіти; $r_{KA} = \frac{p}{1 + q\cos u + k\sin u}$ – модуль радіус вектора ЕКА (ПКА) ; S, W, T – проєкції радіальних, трансверсальних і нормальних прискорень, що збурюють, на осі ОЗВСК; t – час руху ЕКА (ПКА) по орбіті.

В математичній моделі враховуються (2) такі прискорення, що збурюють S, W, T:

– прискорення, що пов’язані із впливом гравітаційного потенціалу (несферичності Землі). Розклад за сферичними функціями у вигляді поліномів Лежандра здійснюється до 5-го порядку із врахуванням зональних, тесеральних і секторальних гармонік [18]. Також при розрахунках цих прискорень в зазначеній моделі враховуються вплив прецесії і нутації Землі.

– прискорення, що пов’язані із впливом аеродинамічного потоку атмосфери, що набігає. Визначаються за формулами, що наведені в монографії [19].

– прискорення, що пов’язані із впливом сонячного тиску. Визначаються із застосуванням моделей, що наведені в [19].

– плазмодинамічні прискорення, що виникають при взаємодії власного магнітного поля ЕКА, що генерується внаслідок роботи антени-передавача (ПКА внаслідок роботи ректени-приймача) з потоком заряджених часток іоносферної плазми [20].

Кутовий рух ЕКА і ПКА найбільш зручно описати, застосовуючи класичні динамічні рівняння Ейлера. У векторній формі їх можна представити у такому вигляді:

$$J\frac{d\mu}{dt} + \mu \times (J \cdot \mu) = \mathbf{M}^{\text{кер.}} + \mathbf{M}^{\text{зб.}}, \qquad (2)$$

де $J = \begin{bmatrix} J_{xx} & J_{xy} & J_{xz} \\ J_{yx} & J_{yy} & J_{yz} \\ J_{zx} & J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix}$ – тензор інерції ЕКА/ПКА; $\mu = \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}^T$ – вектор кутової швидкості ЕКА/ПКА, визначений в ЗЦЕКА/ЗЦПКА; $\mathbf{M}^{\text{кер.}} = \begin{bmatrix} M_x^{кер.} & M_y^{кер.} & M_z^{кер.} \end{bmatrix}^T$ – вектор моменту керування ЕКА/ПКА, визначений в ЗЦЕКА/ЗЦПКА; $\mathbf{M}^{\text{зб.}} = \begin{bmatrix} M_x^{зб.} & M_y^{зб.} & M_z^{зб.} \end{bmatrix}^T$ – вектор суми моментів збурень, що діють на ЕКА/ПКА, визначений в ЗЦЕКА/ЗЦПКА.

При дослідженні кутового руху ЕКА та ПКА враховуються такі моменти збурень:

1) гравітаційний момент;
2) аеродинамічний момент;
3) момент сили сонячного тиску.

Розрахунок цих моментів здійснюється за загальними методиками для оцінок їх впливу на космічні апарати без урахування відповідних моментних коефіцієнтів аеродинамічних (сонячного тиску) характеристик [19].

Передбачається, що головними виконавчими органами системи орієнтації і стабілізації ЕКА/ПКА будуть електромагніти та двигуни-маховики. Враховуючи це, маємо два види моментів керування, що записуються таким чином:

$$\mathbf{M}_{\mathbf{ем}}^{\mathbf{кер.}} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}_{мпз},$$
$$\mathbf{M}_{\mathbf{мх}}^{\mathbf{кер.}} = \begin{bmatrix} J_{rw.x}\varepsilon_{rw.x} & J_{rw.y}\varepsilon_{rw.y} & J_{rw.z}\varepsilon_{rw.z} \end{bmatrix}^T, \quad (3)$$

де $\mathbf{M}_{\mathbf{ем}}^{\mathbf{кер.}}$ – вектор електромагнітного моменту керування, розрахований в ЗЦЕКА/ЗЦПКА; $\mathbf{M}_{\mathbf{мх}}^{\mathbf{кер.}}$ – вектор керування за допомогою двигунів маховиків, розрахований в ЗЦЕКА/ЗЦПКА; $\mathbf{m}$ – вектор магнітних дипольних моментів електромагнітів, визначений в ЗЦЕКА/ЗЦПКА; $\mathbf{B}_{мпз}$ – проєкції вектора магнітної індукції магнітного поля Землі на осі ЗЦЕКА/ЗЦПКА; $J_{rw.x}$, $J_{rw.y}$, $J_{rw.z}$ – моменти інерції двигунів маховиків, що встановлені по головних осях інерції (в першому випадку розглядається класична компоновка космічних апаратів з 3-ма двигунами-маховиками); $\varepsilon_{rw.x}$, $\varepsilon_{rw.y}$, $\varepsilon_{rw.z}$ – прискорення, що генеруються роторами двигунів-маховиків під час керування.

Враховуючи недоліки рівнянь в кутах Крилова, кінематичні рівняння зручно записати в кватерніонній формі таким чином [22]:

$$\frac{d\mathbf{Q}}{dt} = \frac{1}{2}\mathbf{Q} \circ \omega, \quad (4)$$

де $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} Q_0 & Q_x & Q_y & Q_z \end{bmatrix}$ – кватерніон повороту від ОЗНСК до ЕКА/ПКА до ЗЦЕКА/ЗЦПКА в координатах ЗЦЕКА/ЗЦПКА; Q_0 – скалярна частина кватерніону; Q_x, Q_y, Q_z – векторна частина кватерніону.

Далі, для визначення сеансів зв'язку необхідно розрахувати параметри відносного положення ПКА щодо ЕКА і відповідні кватерніони прицілювання.

Визначення відносного положення ЕКА щодо ПКА.

Для визначення відносної відстані між ЕКА і ПКА доцільно перейти до кінематичних параметрів (вектору положення і вектору швидкості) в інерційній системі координат J2000. Далі, визначення відносного положення ЕКА щодо ПКА реалізується за таким алгоритмом:

1) Визначення співвідношення для перерахунку оскулюючих параметрів орбіти в декартові координати в системі J2000 [21]:

$$\begin{bmatrix} X_{sc} \\ Y_{sc} \\ Z_{zc} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\Omega\cos u - \\ -\sin\Omega\sin u\cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} \sin\Omega\cos u + \\ +\cos\Omega\sin u\cos i \end{pmatrix} & \sin i\sin u \\ \begin{pmatrix} -\cos\Omega\sin u - \\ -\sin\Omega\cos u\cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} -\sin\Omega\sin u + \\ +\cos\Omega\cos u\cos i \end{pmatrix} & \sin i\cos u \\ \sin\Omega\sin i & -\cos\Omega\sin i & \cos i \end{pmatrix}^T \begin{bmatrix} r_{KA} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

де X_{sc}, Y_{sc}, Z_{sc} – декартові координати положення ЕКА/ПКА в системі координат J2000.

2) Визначення формул для розрахунку проєкцій вектора швидкості ЕКА/ПКА на осі системи координат J2000:

$$\begin{bmatrix} V_{x.sc} \\ V_{y.sc} \\ V_{z.sc} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\Omega\cos u - \\ -\sin\Omega\sin u\cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} \sin\Omega\cos u + \\ +\cos\Omega\sin u\cos i \end{pmatrix} & \sin i\sin u \\ \begin{pmatrix} -\cos\Omega\sin u - \\ -\sin\Omega\cos u\cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} -\sin\Omega\sin u + \\ +\cos\Omega\cos u\cos i \end{pmatrix} & \sin i\cos u \\ \sin\Omega\sin i & -\cos\Omega\sin i & \cos i \end{pmatrix}^T \begin{bmatrix} V_{pr.x} \\ V_{pr.y} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

де $V_{x.sc}, V_{y.sc}, V_{z.sc}$ – проєкції вектору швидкості ЕКА/-ПКА на осі системи координат J2000; $.V_{pr.x} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot e \cdot \sin(u - \omega)$; $V_{pr.y} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (\mathbf{1} + e \cdot \cos(u - \omega))$.

3) Визначення поточних векторів стану параметрів орбіти для ЕКА і ПКА шляхом застосування моделі (1) – (4): $\mathbf{Orb}_{esc} = [p_{esc} \quad e_{esc} \quad i_{esc} \quad \Omega_{esc} \quad \omega_{esc} \quad u_{esc}]^T$ – вектор стану параметрів орбіти ЕКА на заданий момент часу; $\mathbf{Orb}_{rsc} = [p_{rsc} \quad e_{rsc} \quad i_{rsc} \quad \Omega_{rsc} \quad \omega_{rsc} \quad u_{rsc}]^T$ – вектор стану параметрів орбіти ПКА на заданий момент часу.

4) Розрахунок поточних кінематичних параметрів ЕКА $\mathbf{R}_{esc} = [X_{esc} \quad Y_{esc} \quad Z_{esc}]^T$, $\mathbf{V}_{esc} = [V_{x.esc} \quad V_{y.esc} \quad V_{z.esc}]^T$ і ПКА $\mathbf{R}_{rsc} = [X_{rsc} \quad Y_{rsc} \quad Z_{rsc}]^T$, $\mathbf{V}_{rsc} = [V_{x.rsc} \quad V_{y.rsc} \quad V_{z.rsc}]^T$ в системі координат J2000 із застосуванням співвідношень (5) – (6).

5) Розрахунок поточних векторів відносного положення ЕКА щодо ПКА і відносної швидкості:

А) Вектор відносного положення ЕКА щодо ПКА $\mathbf{Rel} = [X_{rsc} - X_{esc} \quad Y_{rsc} - Y_{esc} \quad Z_{rsc} - Z_{esc}]^T$ та його модуль $Rel = \sqrt{(X_{rsc} - X_{esc})^2 + (Y_{rsc} - Y_{esc})^2 + (Z_{rsc} - Z_{esc})^2}$.

В) Вектор відносної швидкості ЕКА щодо ПКА $\mathbf{Vel} = [V_{x.rsc} - V_{x.esc} \quad V_{y.rsc} - V_{y.esc} \quad V_{z.rsc} - V_{z.esc}]^T$ та його модуль $Vel = \sqrt{(V_{x.rsc} - V_{x.esc})^2 + (V_{y.rsc} - V_{y.esc})^2 + (V_{z.rsc} - V_{z.esc})^2}$.

6) Моделювання орбітального руху ЕКА і ПКА із застосуванням системи диференціальних рівнянь (2). Розрахунок значень вектора відносного положення ЕКА щодо ПКА $\mathbf{Rel}$ і його модуля Rel на кожному кроці інтегрування. Розрахунок значень вектора відносної швидкості ЕКА щодо ПКА $\mathbf{Vel}$ і його модуля Vel.

Значення відносної швидкості і відносного положення ЕКА щодо ПКА є ключовими параметрами при виборі сеансів передачі енергії. Наступним досить важливими параметрами є кватерніони прицілювання ЕКА на ПКА і ПКА на ЕКА.

Особливості визначення цих кватерніонів розглянемо на прикладі розрахунку програмного кватерніону орієнтації ЕКА на ПКА в режимі передачі енергії КІП. Визначимо три найбільш можливих варіанти відносного руху КА при передачі енергії від ЕКА до ПКА:

1) Апарати рухаються по одній орбіті, підтримуючі постійну відстань (аналог задачі керування «Пастухом з іонним променем») [23].

2) Апарати рухаються на компланарних орбітах, з різними початковими значеннями фокального параметру – рознесені по висоті. Причому передбачається, що ЕКА на вищому ешелоні, ніж ПКА.

3) Апарати рознесені по висоті і знаходяться на близьких до компланарних орбітах з різністю в нахиленні не більше 2–3 градусів.

З огляду на ці варіанти, пропонується алгоритм визначення кватерніону прицілювання ЕКА на ПКА, який записується у такій послідовності дій:

A) Визначаються поточні значення кінематичних параметрів поступального руху ЕКА в системі координат J2000 із застосуванням формул (3) – (4):

– вектор положення $\mathbf{R}_{esc} = \begin{bmatrix} X_{esc} & Y_{esc} & Z_{esc} \end{bmatrix}^T$ і його модуль R_{esc};

– вектор швидкості $\mathbf{V}_{esc} = \begin{bmatrix} V_{x.esc} & V_{y.esc} & V_{z.esc} \end{bmatrix}^T$ і його модуль V_{esc}.

B) При відомих координатах ПКА розраховується вектор напрямку із ЕКА на ПКА $\mathbf{Rel}$ і його модуль Rel. Розраховується орт вектора $\mathbf{Rel}$ таким чином $\mathbf{Ort\_Rel} = \dfrac{\mathbf{Rel}}{Rel}$.

C) Розраховується ортонормований базис ОЗНСК по векторам $\mathbf{R}_{esc}$, $\mathbf{V}_{esc}$ із застосуванням методики на основі визначення реперів Френе [24] таким чином:

– Орт головної нормалі $\mathbf{n}$ виступає віссю $O_{он}Z_{он}$ системи ОЗНСК і розраховується таким чином: $\mathbf{n} = \begin{bmatrix} -\dfrac{X_{esc}}{R_{esc}} & -\dfrac{Y_{esc}}{R_{esc}} & -\dfrac{Z_{esc}}{R_{esc}} \end{bmatrix}^T$.

– Розраховується нормований вектор швидкості ЕКА $\mathbf{V}_{esc}^{norm}$ таким чином: $\mathbf{V}_{esc}^{norm} = \begin{bmatrix} \dfrac{V_{x.esc}}{V_{esc}} & \dfrac{V_{y.esc}}{V_{esc}} & \dfrac{V_{z.esc}}{V_{esc}} \end{bmatrix}^T$.

– Розраховується орт бінормалі: $\mathbf{b} = \mathbf{n} \times \mathbf{V}_{esc}^{norm}$ (вісь $O_{он}Y_{он}$ ОЗНСК).

– Розраховується орт дотичної: $^2 = \mathbf{b} \times \mathbf{n}$ (вісь $O_{он}X_{он}$ ОЗНСК).

– Визначається матриця переходу від J2000 до ОЗНСК таким чином:

$$M_{X_{OH} \leftarrow X} = \begin{bmatrix} \tau_x & b_x & n_x \\ \tau_y & b_y & n_y \\ \tau_z & b_z & n_z \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$M_{X \leftarrow X_{OH}} = M_{X_{OH} \leftarrow X}^T,$$

де $M_{X_{OH} \leftarrow X}$ – матриця переходу від J2000 до ОЗНСК; $M_{X \leftarrow X_{OH}}$ – матриця переходу від ОЗНСК до J2000; τ_x, τ_y, τ_z – компоненти вектора $\boldsymbol{\tau}$; b_x, b_y, b_z – компоненти вектора $\mathbf{b}$; n_x, n_y, n_z – компоненти вектора $\mathbf{n}$.

D) Розраховується орт напрямку із ЕКА на ПКА в системі ОЗНСК: $\mathbf{Ort\_Rel}_{OH} = M_{X_{OH} \leftarrow X} \cdot \mathbf{Ort\_Rel}$.

E) Визначається матриця переходу від ОЗНСК до ЗЦЕКА:

I. Для випадку 1) руху по одній орбіті з підтриманням постійної відстані між ЕКА і ПКА вісь прицілювання апертури ЕКА доцільно обрати $O_{зе}X_{зе}$ системи ЗЦЕКА. В такому випадку ортонормований базис ЗЦЕКА розраховується таким чином:

– визначається орт прицілювання: $\boldsymbol{\tau}_1 = \mathbf{Ort\_Rel}_{OH}$ (вісь $O_{зе}X_{зе}$ ЗЦЕКА);

– задається одиничний орт ¦ $= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T$;

– визначається орт $\mathbf{b}_1 =$ ¦ $\times \boldsymbol{\tau}_1$ (вісь $O_{зе}Y_{зе}$ ЗЦЕКА);

– визначається орт $\mathbf{n}_1 = \mathbf{b}_1 \times \boldsymbol{\tau}_1$ (вісь $O_{зе}Z_{зе}$ ЗЦЕКА).

Матриця переходу від ОЗНСК до ЗЦЕКА записуються у такому вигляді:

$$M_{X_{ЗЕ} \leftarrow X_{OH}} = \begin{bmatrix} \tau_{1.x} & b_{1.x} & n_{1.x} \\ \tau_{1.y} & b_{1.y} & n_{1.y} \\ \tau_{1.z} & b_{1.z} & n_{1.z} \end{bmatrix}, \quad M_{X_{OH} \leftarrow X_{ЗЕ}} = M^T_{X_{ЗЕ} \leftarrow X_{OH}}, \qquad (8)$$

де $M_{X_{ЗЕ} \leftarrow X_{OH}}$ – матриця переходу від ОЗНСК до ЗЦЕКА; $M_{X_{OH} \leftarrow X_{ЗЕ}}$ – матриця переходу від ЗЦЕКА до ОЗНСК; $\tau_{1.x}$, $\tau_{1.y}$, $\tau_{1.z}$ – компоненти вектора $\boldsymbol{\tau}_1$; $b_{1.x}$, $b_{1.y}$, $b_{1.z}$ – компоненти вектора $\mathbf{b}_1$; $n_{1.x}$, $n_{1.y}$, $n_{1.z}$ – компоненти вектора $\mathbf{n}_1$.

II. Для випадків 2) і 3) руху ЕКА і ПКА по різних орбітах з урахуванням того, що ешелон висот ЕКА вище, ніж у ПКА, вісь прицілювання апертури ЕКА доцільно обрати $O_{зе}Z_{зе}$ системи ЗЦЕКА. В такому випадку ортонормований базис ЗЦЕКА розраховується таким чином:

– визначається орт прицілювання: $\mathbf{n}_1 = \mathbf{Ort\_Rel}_{OH}$ (вісь $O_{зе}Z_{зе}$ ЗЦЕКА);

– задається одиничний орт ¦ $= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$;

– визначається орт $\mathbf{b}_1 =$ ¦ $\times \mathbf{n}_1$ (вісь $O_{зе}Y_{зе}$ ЗЦЕКА);

– визначається орт $\boldsymbol{\tau}_1 = \mathbf{b}_1 \times \mathbf{n}_1$ (вісь $O_{зе}X_{зе}$ ЗЦЕКА).

Матриця переходу від ОЗНСК до ЗЦЕКА записуються аналогічно (12).

Слід зазначити, що методики ***I*** і ***II*** не можна застосовувати для конструкцій одного і того ж ЕКА. Так, методика ***I*** застосовується, якщо апертуру ЕКА встановлено спереду по осі $O_{зе}X_{зе}$, а методика ***II***, якщо її встановлено знизу вздовж осі $O_{зе}Z_{зе}$.

F) Розраховуються програмні кути прицілювання ЕКА на ПКА за такими формулами:

$$\begin{aligned} \psi_{np} &= -\arctan 2\left(\frac{\tau_{1.y}}{\tau_{1.x}}\right), \\ \theta_{np} &= \arcsin\left(\tau_{1.z}\right), \\ \varphi_{np} &= -\arctan 2\left(\frac{b_{1.z}}{n_{1.z}}\right), \end{aligned} \tag{9}$$

де ψ_{np}, θ_{np}, φ_{np} – програмні кути рискання, тангажу і крену.

Відповідний програмний кватерніон наведення розраховується з урахування послідовності поворотів крен $\varphi \rightarrow$ тангаж $\theta \rightarrow$ рискання ψ таким чином:

$$\mathbf{Q_{пр}} = \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) - \sin\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) + \cos\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) - \sin\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) + \sin\left(\frac{\varphi_{np}}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_{np}}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_{np}}{2}\right) \end{pmatrix}. \tag{10}$$

Таким чином, сформовано алгоритм ***A)-F)*** *для розрахунку кватерніону прицілювання ЕКА на ПКА. Розрахунок кватерніону наведення апертури приймача на ЕКА здійснюється за таким же алгоритмом, тільки задача вирішується відносно ПКА.*

Далі визначаються програмні кутові швидкості, що необхідні для забезпечення наведення ЕКА на ПКА:

$$\mathbf{Q\omega_{пр}} = 2\tilde{\mathbf{Q}}_{\mathbf{пр}} \circ \dot{\mathbf{Q}}_{\mathbf{пр}}, \tag{11}$$

де $\mathbf{Q\omega_{пр}} = \begin{bmatrix} \omega_{o.np} & \omega_{x.np} & \omega_{y.np} & \omega_{z.np} \end{bmatrix}^T$ – кватерніон зміни програмної кутової швидкості ЕКА і його компоненти в ЗЦЕКА; $\dot{\mathbf{Q}}_{\mathbf{пр}}$ – похідна за часом від програмного кватерніону.

Для розрахунку програмних моментів керування ЕКА визначаються поточні розбіжності за кутовою швидкістю і кватерніоном таким чином:

$$\begin{aligned} \Delta\omega_x &= \omega_{x.np} - \omega_{x.}, \\ \Delta\omega_y &= \omega_{y.np} - \omega_{y.}, \\ \Delta\omega_z &= \omega_{z.np} - \omega_{z.}, \\ \Delta\mathbf{Q} &= \tilde{\mathbf{Q}} \circ \mathbf{Q_{пр}}, \end{aligned} \tag{12}$$

де $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ – розбіжності за кутовими швидкостями; $\Delta\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \Delta Q_o & \Delta Q_x & \Delta Q_x & \Delta Q_x \end{bmatrix}$ – розбіжність за кватерніоном.

Програмні моменти керування ЕКА можна визначити у вигляді нелінійного регулятора у такому вигляді:

$$M_{пр.x}^{кер.} = -\left(J_{xx} + J_{xy} + J_{xz}\right)\left(K_1 \Delta\omega_x + K_2 \Delta Q_x + K_3 \int \Delta Q_x dt\right),$$
$$M_{пр.y}^{кер.} = -\left(J_{yx} + J_{yy} + J_{yz}\right)\left(K_1 \Delta\omega_y + K_2 \Delta Q_y + K_3 \int \Delta Q_y dt\right), \qquad (13)$$
$$M_{пр.z}^{кер.} = -\left(J_{zx} + J_{zy} + J_{zz}\right)\left(K_1 \Delta\omega_z + K_2 \Delta Q_z + K_3 \int \Delta Q_z dt\right),$$

де $M_{пр.x}^{кер.}, M_{пр.y}^{кер.}, M_{пр.y}^{кер.}$ – компоненти вектора програмного моменту керування в ЗЦЕКА; K_1, K_2, K_3 – коефіцієнти підсилення регулятора.

Програмні моменти визначаються для кожного режиму роботи системи орієнтації і стабілізації ЕКА, серед яких: розвороти, наведення на ціль у слідкувальному режимі, пасивний режим електромагнітної стабілізації в надир, відстежування Сонця у слідкувальному режимі для заряду акумуляторів. Після визначення програмних моментів керування, в залежності від режиму роботи ЕКА і виконавчих органів, що використовуються в цьому режимі, визначаються реальний магнітний момент або моменти двигунів-маховиків.

Визначення максимальної та оптимальної відстані передачі енергетичного електромагнітного сигналу з огляду вирішення задачі оптимізації.

При розрахунках максимальної відстані передачі від ЕКА до ПКА головними параметрами, що накладають обмеження, є:

1) потужності апертур приймача і передавача;

2) розміри апертур приймача і передавача;

3) максимальна довжина хвилі випромінювання електроенергії, що передається.

З огляду на отриману залежність площ апертур приймача і передавача, що наведена в роботі [25], можна визначити максимальну відстань передачі енергії електромагнітного сигналу r_{max} від ЕКА до ПКА:

$$\tau = \frac{\sqrt{A_t A_r}}{\lambda_{max} r_{max}}, \qquad (14)$$

де τ – безрозмірний параметр; A_t – площа апертури передавача; A_r – площа апертури приймача; λ_{max} – максимальна довжина хвилі електроенергії, що передається мікрохвильовим шляхом; r_{max} – максимальна відстань між апертурами приймача та передавача (ЕКА і ПКА).

В свою чергу, площі апертур ЕКА і ПКА розраховуються в залежності від їх потужностей таким чином:

$$p_d = \frac{A_t P_t}{\left(\lambda_{max} r_{max}\right)^2}, \qquad (15)$$

де P_t – загальна потужність випромінювання від передавача; p_d – густина потужності в центрі місця прийому.

З огляду параметрів ЕКА і ПКА та максимальної відстані передачі енергії від передавача до приймача r_{max} можна сформувати умови для визначення оптимальної відстані r_{opt}:

– $r_{opt} \le r_{max}$;

– виконуються умови по точності наведення апертур передавача і приймача в слідкувальному режимі;

– виконуються умови за мінімальною часовою тривалістю, що необхідна для передачі мікрохвильового сигналу з ЕКА на ПКА.

В свою чергу максимальний часовий інтервал розраховується із умови $Rel \le r_{max}$.

Таким чином, для розрахунку довжини часового інтервалу при якій здійснюється передача електромагнітної енергії від ЕКА до ПКА маємо таку функціональну залежність:

$$T_{trans} = \Phi\left(A_t, A_r, P_t, \lambda A_{max}, \mathbf{Orb}_{esc}, \mathbf{Orb}_{rsc}, \mathbf{Q}_{\mathbf{пр}}(t), Rel\right), \qquad (16)$$

де T_{trans} – відстань між ЕКА та ПКА при передачі електроенергії.

З огляду на задачі оптимізації параметри орбіт ЕКА і ПКА обираються таким чином, щоб забезпечити максимальну тривалість передачі електроенергії від ЕКА до ПКА. Враховуючи це, маємо такі функціонали:

$$\mathbf{Orb}_{esc} = \arg T_{trans} \to \max, \qquad (17)$$

$$\mathbf{Orb}_{rsc} = \arg T_{trans} \to \max. \qquad (18)$$

Зазначений функціонал визначається з урахуванням параметрів антени ЕКА і ректени ПКА, значень їх максимальних потужностей, параметрів орбіт ЕКА і ПКА, та особливостей зміни в часі кватерніону наведення ЕКА на ПКА. Таким чином маємо варіаційну задачу з вибору орбіт для ЕКА розподіленої енергетичної системи космічної індустріальної платформи.

Висновки. Розроблено узагальнену математичну модель керування рухом космічних апаратів (ЕКА і ПКА) розподіленої енергетичної системи космічної індустріальної платформи. Математична модель складається з таких модулів:

1) орбітальний поступальний і кутовий рух ЕКА і ПКА;

2) відносний рух ЕКА щодо ПКА;

4) визначення параметрів для наведення апертури ЕКА на ПКА;

5) визначення програмних моментів керування орієнтацією і стабілізацією ЕКА.

Визначено функціонал для оптимізації орбіт ЕКА і ПКА з огляду максимізації довжини часових інтервалів для безконтактної передачі електроенергії з ЕКА на ПКА.

Застосування розробленої математичної моделі керування рухом ЕКА і ПКА дозволяє проводити вибір орбіт дислокації ЕКА, ПКА і КІП з огляду максимальної відстані передачі мікрохвильового сигналу з ЕКА на ПКА. Також, модель дозволяє проводити оцінки проєктних параметрів системи орієнтації і стабілізації ЕКА з огляду забезпечення керованості у слідкувальному режимі при націлюванні на ПКА. Зазначену математичну модель планується використовувати при дослідженні орбітального, кутового і відносного руху ЕКА та ПКА, а також при виборі їх проєктних параметрів.

1. *Волошенюк О. Л., Пироженко А. В., Храмов Д. А.* Космические тросовые системы — перспективное направление космической техники и технологии. Космічна наука і технологія. 2011. Т. 17. № 2. С. 32–44. https://doi.org/10.15407/knit2011.02.032
2. *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
3. *Fuglesang C., Miciano M.* Realistic sunshade system at L1 for global temperature control. Acta Astronautica. 2021. No. 186. P. 269–279. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.04.035
4. *Алпатов А. П., Горбулин В. П.* Космические платформы для орбитальных промышленных комплексов: проблемы и перспективы. Вісн. НАН України. 2013. № 12. С. 26–39. https://doi.org/10.15407/visn2013.12.026
5. *Палій О. С.* Класифікація технологічних процесів за їхньою реалізацією на космічній індустріальній платформі. Технічна механіка. 2022. № 2. С. 123–136. https://doi.org/10.15407/itm2022.02.123
6. *Glaser P. E.* Power from the Sun: its future. Science. 1968. 168. P. 857–886. https://doi.org/10.1126/science.162.3856.857
7. *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
8. *Wie, B., Roithmay C. M.* Integrated Orbit, Attitude, and Structural Control Systems Design for Solar Power Satellites, NASA/TM-2001-210854, June, 2001. URL: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20010071579/downloads/20010071579.pdf (last accessed 05.09.2022).
9. Space-Based Solar Power as an Opportunity for Strategic Security. Phase of Architecture Feasibility Study: Report to the Director. National Security Space Office. October 10, 2007. URL: https://space.nss.org/wp-content/uploads/Space-Based-Solar-Power-Opportunity-for-Strategic-Security-assessment.pdf (last accessed 05.10.2022).
10. Патент США № US 8132762, МПК B64G 1/44. Space based rotating film solar battery array. *Shangli Huang*. US12/508989; заявл. 24.06.2009; опубл. 13.03.2012.
11. *Mankins Y. C.* A technical overview of the "suntower" solar power satellite concept. Acta Astronautica. 2002. V. 50, No 6. P.369–377. https://doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00167-9
12. *Shinohara N.* Beam Control Technologies with a High Efficiency Phased Array for Microwave Power Transmission in Japan. Proceedings of the IEEE. 2013. Volume 101, Issue 6. P. 1448–1463. https://doi.org/10.1109/JPROC.2013.2253062
13. *Sasaki S. and JAXA Advanced Mission Research Group.* SSPS development road map. IAC- 09.C3.1.4. 2009. URL: http://www13.plala.or.jp/spacedream/PDFSPSENG12.pdf (last accessed 05.10.2022).
14. *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
15. Space Based Solar Power. De-risking the pathway to Net Zero. September 2021. https://assets.publishing.service.gov.uk/government/uploads/system/uploads/attachment_data/file/1020631/space-based-solar-power-derisking-pathway-to-net-zero.pdf (last accessed 05.10.2022).
16. *Лапханов Е. О., Палій О. С.* Математична модель для визначення проєктних параметрів космічної надувної платформи з корисним навантаженням. Технічна механіка. 2021. №4. С. 66–78. https://doi.org/10.15407/itm2021.04.066
17. *Решетнев М. Ф., Лебедев А. А., Бартенев В. А. и др.* Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах. М.: Машиностроение, 1988. 336 с.
18. National geospatial-intelligence agency (NGA) standardization document. Department of defense, World Geodetic System 1984. 2008. 208 p. URL: https://nsgreg.nga.mil/doc/view?i=4085 (last accessed 05.10.2022).
19. *Fortescue P., Stark J., Swinerd G.* Spacecraft systems engineering. John Wiley & Sons Ltd. Chichester, 2011. 724 p. https://doi.org/10.1002/9781119971009
20. *Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'menny N. I., Kochubei G. S.* Control of the drag on a spacecraft in the Earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field. Acta Astronautica. 2018. Vol. 151. P. 717–725. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.038
21. *Curtis H.* Orbital Mechanics for Engineering Students (4th Edition). Butterworth-Heinemann, 2019. 692 p. ISBN 978-0-08-102133-0
22. *Alpatov A. P., Khoroshylov S. V., Maslova A. I.* Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and control. Kyiv: Akademperiodyka, 2019. 170 p. https://doi.org/10.15407/akademperiodyka.383.170
23. *Фоков О. А., Хорошилов С. В., Своробін Д. С.* Відносний рух космічного апарата з аеродинамічним компенсатором у перпендикулярному до площини орбіти напрямку при безконтактному видаленні космічного сміття. Космічна наука і технологія. 2021. Т. 27. №2. С. 15–27. https://doi.org/10.15407/knit2021.02.015
24. *Raussen M.* Elementary Differential Geometry: Curves and Surfaces. 2008. URL: https://people.math.aau.dk/~raussen/INSB/AD2-11/book.pdf (last accessed 10.09.2022).
25. *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. No. 2. P. 110–118.

Отримано 03.11.22,
в остаточному варіанті 28.11.2022