УДК 629.7 https://doi.org/10.15407/itm2021.03.048

Ю. М. ГОЛЬДШТЕЙН

МІНІМАКСНА МОДЕЛЬ ТРАНСПОРТНИХ ОПЕРАЦІЙ ЕКСТРЕНОГО ОРБІТАЛЬНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ НА СОНЯЧНО СИНХРОННИХ ОРБІТАХ

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

Сонячно синхронні орбіти характеризуються сприятливими для створення космічних систем властивостями. Внаслідок цього постійно зростає кількість функціонуючих на цих орбітах космічних апаратів. Для підвищення ефективності їх функціонування доцільно вчасно проводити орбітальне сервісне обслуговування, яке може бути як плановим, так і екстреним. Необхідність екстреного орбітального сервісного обслуговування космічних апаратів виникає у випадку непередбачених, позаштатних ситуацій з ними. По наявних статистичних оцінках позаштатні ситуації з обслуговуємими космічними апаратами, відбуваються не часто. Тому космічні апарати, що обслуговуються, повинні тривалий час перебувати в області досяжності сервісного космічного апарата. При плануванні екстрених орбітальних обслуговувань необхідно також задовольняти наступним обмеженням: не перевищувати припустимий час зближення сервісного космічного апарата з будь-яким з космічних апаратів, що обслуговується, і одночасно не перевищувати припустимі енергетичні витрати сервісного космічного апарата. В роботі розглянуто задачу пошуку припустимих за часовими і енергетичними обмеженнями екстрених орбітальних обслуговувань, що задовольняють технічним і економічним обмеженням. Метою роботи є розробка оптимізаційної математичної моделі з обмеженнями для вибору параметрів орбіти фазування, використання якої дозволяє мінімізувати максимальний час виконання транспортних операцій екстреного орбітального сервісного обслуговування групи космічних апаратів в області сонячно синхронних орбіт. Методом розв'язку задачі є мінімаксна оптимізація з обмеженнями. Новизна отриманих результатів полягає у формулюванні мінімаксного (гарантуючого) критерію для вибору параметрів орбіти фазування, використання якої дозволяє мінімізувати максимальний час реалізації транспортних операцій екстреного орбітального обслуговування. При мінімаксному підході задача оптимізації формулюється як задача пошуку такого найкращого розв'язку, який гарантує досягнення результату за будь-яких наборів невизначених факторів з числа допустимих. Розроблена математична модель може знайти застосування при плануванні екстрених орбітальних сервісних операцій для мінімізації максимального часу виконання транспортних операцій екстреного сервісного обслуговування за рахунок спеціального вибору параметрів орбіт фазування і базування сервісного космічного апарата.

Ключові слова: *багаторазовий космічний апарат, мінімаксна оптимізація, орбіта базування, орбітальне сервісне обслуговування.*

Heliosynchronous orbits are attractive for space system construction. As a result, the number of spacecraft operating therein is constantly increasing. To increase their efficiency, timely on-orbit servicing (both scheduled and emergency) is needed. Emergency on-orbit servicing of spacecraft is needed in the case of unforeseen, emergency situations with them. According to available statistical estimates, emergency situations with serviced spacecraft are not frequent. Because of this, serviced spacecraft must be within the reach of a service spacecraft for a long time. In planning emergency on-orbit servicing, the following limitations must be met: the time it takes the service spacecraft to approach any of the serviced spacecraft must not exceed its allowable value, and the service spacecraft's allowable energy consumption must not be exceeded. This paper addresses the problem of searching for emergency on-orbit servicing that would be allowable in terms of time and energy limitations and would meet technical and economical constraints. The aim of this work is to develop a mathematical constrained optimization model for phasing orbit parameter choice, whose use would allow one to minimize the maximum time of transport operations in emergency on-orbit servicing of a spacecraft group in the region of heliosynchronous orbits. The problem is solved by constrained minimax optimization. What is new is the formulation of a minimax (guaranteeing) criterion for choosing phasing orbit parameters that minimize the maximum time of emergency on-orbit servicing transport operations. In the minimax approach, the problem is formulated as the problem of searching for the best solution such that the result is certain to be attained for any allowable sets of indeterminate factors. The proposed mathematical model may be used in planning emergency on-orbit service operations to minimize the maximum duration of emergency on-orbit servicing transport operations due to a special choice of the service spacecraft phasing and parking orbit parameters.

Keywords*: reusable spacecraft, minimax optimization, parking orbit, on-orbit-servicing.*

Вступ. В даний час спостерігається тенденція до розміщення на орбітах нових космічних апаратів (КА) і поповнення вже існуючих орбітальних систем КА. За наведеними в роботі [1] оцінками, кількість діючих КА в навколоземному космічному просторі становить близько 3900. Найбільш заселена низькоорбітальна область навколоземного космічного простору висотою до 2000 км, яка найчастіше використовується для роботи космічних апаратів. Істотно зростає кількість запусків КА дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) і метеосупутників на сонячно синхронних орбітах (ССО) і за оцінками роботи [2] в останнє десятиліття складає 70 % від загального числа запусків на низькі навколоземні орбіти і більше 95 % – від числа запусків КА з задачами ДЗЗ.

Для ССО швидкість прецесії їх довготи висхідного вузла (ДВВ) повинна дорівнювати середній кутовій швидкості річного руху Землі навколо Сонця. Сонячна синхронність орбіт забезпечується вибором пов'язаних значень висот і нахилів орбіт. Співвідношення (1) в першому наближенні визначає $\omega_{пр}$ – швидкість прецесії ДВВ

$$\omega_{пр} = \frac{\Delta\Omega}{T_\Omega}, \tag{1}$$

де $\Delta\Omega$ – зміна ДВВ КА за драконічний період T_Ω;

$$T_\Omega = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \left\{ 1 - \frac{\frac{3}{2} J_2 R_z^2}{a^2 \left(1 - e^2\right)^2} \left[\frac{10\cos^2 i - 2}{4} - \frac{3\cos^2 i - 1}{4} \left(1 - e^2\right)^{1/2} \right] \right\};$$

$\Delta\Omega = -3\pi J_2 \frac{R_z^2}{a^2\left(1 - e^2\right)^2} \cos i$; J_2 = 1,08263 10^{-3} – безрозмірний коефіцієнт (друга зональна гармоніка), що характеризує форму Землі (полюсне стиснення); R_z^2 = 6378,14 км – екваторіальний радіус Землі; μ = 398601 км^3/с^2 – гравітаційний параметр Землі; a – велика піввісь орбіти; i – нахил орбіти; e – ексцентриситет орбіти.

За наявними оцінками ССО, головним чином, лежать в діапазоні висот від 400 км до 1000 км, діапазоні нахилів від 97 ° до 99,5 °. Зміни нахилів і висот ССО за рахунок впливу факторів, що обурюють траєкторії, регулярно корегуються. ДВВ орбіт КА вибираються з умов забезпечення сприятливих умов спостереження в заданих районах і можуть приймати значення в діапазоні від 0 ° до 360 °.

У зв'язку із зростанням кількості запусків КА зростає небезпека виходу з ладу КА внаслідок відмови бортового обладнання і зіткнення КА з елементами космічного сміття. Підвищення ефективності функціонування КА істотно залежить від своєчасності проведення орбітального сервісного обслуговування (ОСО). У зв'язку із цим виникає необхідність створення орбітального угрупування КА, що призначено для вирішення наступних основних задач: дозаправки КА; визначення технічного стану КА; виявлення причин порушення працездатності КА; заміни систем КА, що відмовили.

До теперішнього часу розроблено та запропоновано багато систем і способів організації ОСО [3 – 6], які передбачають розміщення на орбітах базування необхідних засобів обслуговування: витратних матеріалів (палива, робочого тіла системи терморегулювання і системи життєзабезпечення), змінних блоків і вузлів, роботів-маніпуляторів тощо. Ці засоби доставляються до космічних апаратів, що обслуговуються (ОКА) сервісними космічними апаратами (СКА). Найбільш придатними для виконання екстрених ОСО вважаються рідинні ракетні двигуни великої тяги (РРД), а для виконання планових

ОСО сонячні електричні реактивні двигуни малої тяги. Перший тип двигунів має порівняно невисокий питомий імпульс, але істотно більш високу тягу. Електричні реактивні двигуни мають перевагу в частині високого питомого імпульсу, але мають на порядки меншу тягу, ніж РРД [7 – 10]. Використання РРД на СКА дозволяє за рахунок великої тяги двигуна істотно скоротити час перельоту СКА на орбіту ОКА.

В залежності від тривалості виконання ОСО підрозділяють на планові і екстрені. Планові ОСО передбачають виконання сервісних операцій відповідно до заздалегідь передбаченого регламенту. Можливість виконання планових ОСО обмежена припустимими для сучасних СКА енергетичними витратами. Екстрені ОСО виконують при виникненні нештатних ситуацій з ОКА. При виконанні екстрених ОСО істотними є обмеження на тривалість міжорбітального перельоту і припустимі енергетичні витрати СКА. За наявними статистичними даними нештатні ситуації з ОКА, відбуваються не часто. Тому ОКА повинні тривалий час перебувати в області досяжності СКА. До теперішнього часу питанням організації екстрених ОСО в літературі приділено значно менше уваги, ніж питанням організації планових ОСО.

В зв'язку з тим, що проблема підвищення ефективності транспортних операцій при виконанні екстрених ОСО є одним з основних обмежень при реалізації цих проєктів, в даний час існує потреба в удосконаленні існуючих та розробці нових оптимізаційних математичних моделей для планування раціональних транспортних операцій екстрених ОСО.

Постановка задачі. За умовами задачі відомо, що екстрені ОСО групи ОКА за човниковою схемою виконує багаторазовий СКА з двигуном великої тяги. Задача розв'язується в імпульсній постановці. СКА і n ОКА базуються на близьких до кругових ССО, які мало відрізняються за ДВВ на довготривалих проміжках часу. Використовується балістична схема дальнього наведення з очікуванням СКА на не ССО фазування. Задані обмеження на припустимі енергетичні витрати СКА і припустимі параметри орбіт базування і фазування СКА.

Необхідно розробити оптимізаційну математичну модель для визначення параметрів орбіти фазування, використання якої дозволяє мінімізувати максимальний час виконання дальнього наведення, яке гарантує реалізацію екстреного ОСО для будь-якого з ОКА групи. Розв'язок розглянутої оптимізаційної задачі пов'язаний з розкриттям невизначеності, яка обумовлена тим, що невідомо, для якого ОКА може виникнути необхідність в проведенні екстреного ОСО. Ця невизначеність не є стохастичною, бо, як правило, відсутня достатня кількість статистичних даних про виникнення непередбачених ситуацій з ОКА. В зв'язку з цим доцільне використання мінімаксного підходу.

Математична модель дальнього наведення. Маневр дальнього наведення забезпечує зустріч СКА і ОКА, що рухаються по некомпланарних кругових орбітах. Він включає в себе наступні маневри: перехід СКА з орбіти базування на орбіту фазування, очікування на орбіті фазування сприятливих для міжорбітального перельоту умов і перехід з орбіти фазування на орбіту ОКА. У свою чергу маневри переходу СКА з орбіти базування на орбіту фазування і переходу з орбіти фазування на орбіту ОКА включають в себе маневри суміщення площин орбіт і міжорбітального переходу.

Маневр суміщення площин вихідної орбіти СКА і орбіти призначення може бути здійснений за допомогою імпульсної зміни швидкості СКА на лінії перетину площин вихідної орбіти СКА і орбіти призначення. Величина необхідного імпульсу швидкості для зміни просторової орієнтації площини орбіти на кут некомпланарності орбіт визначається формулою (2)

$$\Delta V_{\chi} = 2V_{вих}\cos\theta_{вих}\sin\frac{\chi}{2}, \tag{2}$$

де $V_{вих}$ і $\theta_{вих}$ – швидкість СКА і кут між векторами швидкості СКА і площиною місцевого горизонту в момент подачі імпульсу.

Кут некомпланарності орбіт визначається як arccos скалярного добутку одиничних векторів нормалей до площин вихідної орбіти СКА і орбіти його призначення $\bar{n}_{вих}$ і $\bar{n}_{призн}$. Він визначається виразом (3).

$$\chi = \arccos\left(\bar{n}_{вих}, \bar{n}_{призн}\right), \tag{3}$$

де $\bar{n}_{вих} = \left(\sin\Omega_{вих}\sin i_{вих}; -\cos\Omega_{вих}\sin i_{вих}; \cos i_{вих}\right)$;

$\bar{n}_{призн} = \left(\sin\Omega_{призн}\sin i_{призн}; -\cos\Omega_{призн}\sin i_{призн}; \cos i_{призн}\right)$;

$\Omega_{вих}$, $\Omega_{призн}$ – ДВВ вихідної орбіти і орбіти призначення; $i_{вих}$, $i_{призн}$ – нахили вихідної орбіти і орбіти призначення.

Для виконання маневру міжорбітального переходу обрано гоманівський перехід. Цей вибір обумовлений мінімальністю енергетичних витрат на його здійснення. При виконанні гоманівського переходу СКА і ОКА повинні займати певне взаємне положення в момент початку маневру. Різниця в періодах обертання СКА і ОКА дозволяє вибрати момент початку гоманівського переходу за рахунок очікування СКА на орбіті фазування. На рисунку 1 подано схему маневрів очікування СКА на орбіті фазування і гоманівського переходу СКА між орбітами фазування і ОКА.

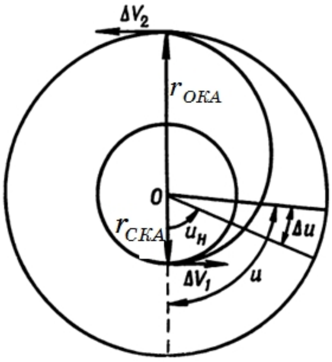

Рис. 1 – Схема маневрів очікування на орбіті фазування
і гоманівського переходу

Для опису взаємного розташування СКА і ОКА використано центральний кут, що вимірюється від радіус-вектора СКА до радіус-вектора ОКА в напрямку їх руху. Визначимо кут u_H, при якому доцільно почати маневр гоманівського переходу. За час переходу t_H СКА з орбіти фазування на орбіту ОКА, ОКА по своїй орбіті зміститься на кут $u' = \pi - u_H$ щодо свого розташування на момент початку маневра. Оскільки період обертання ОКА T_{OKA} і кутова швидкість ω_{OKA} відомі, то, $u' = \omega_{OKA} t_H$, а u_H визначається виразом (4)

$$u_H = \pi\left(1 - \frac{2t_H}{T_{OKA}}\right), \tag{4}$$

де $T_{OKA} = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r_{OKA}^{3/2}$.

Однак ОКА і СКА можуть займати довільне взаємне положення, яке характеризується кутом $u = u_H + \Delta u$. Де відхилення Δu може приймати будь-які значення від 0 до 2π . Тому до початку гоманівського переходу СКА повинен очікувати на орбіті фазування сприятливих умов. Необхідний час очікування на орбіті $t_{оч}$, після закінчення якого відхилення Δu буде дорівнювати нулю, визначається за формулою (5)

$$t_{оч} = \frac{\Delta u}{\left|\omega_{OKA} - \omega_{CKA}\right|} = \frac{\Delta u}{2\pi\left(1/T_{OKA} - 1/T_{CKA}\right)}, \tag{5}$$

де ω_{CKA} і T_{CKA} – кутова швидкість і період обертання СКА на орбіті фазування.

T_{CKA} розраховується за наступною формулою:

$$T_{CKA} = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r_{CKA}^{3/2} .$$

Максимальний необхідний час очікування на орбіті фазування реалізується, якщо $\Delta u = 2\pi$.

Під час виконання гоманівського міжорбітального переходу перший імпульс ΔV_1 надається СКА в момент відходу його з орбіти фазування, а другий ΔV_2 – в момент переходу на орбіту ОКА для збільшення або зменшення швидкості до кругової на заданій висоті. Перехідна траєкторія являє собою напівеліпс, перигей якого розташований на початковій орбіті, а апогей – на кінцевій. Для обчислення першого ΔV_1 і другого ΔV_2 імпульсів гоманівського маневру використовуються формули (6), (7)

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_{OKA}}}\left(\sqrt{\frac{2\, r_{CKA}}{r_{OKA} + r_{CKA}}} - 1\right), \tag{6}$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_{CKA}}}\left(1 - \sqrt{\frac{2\, r_{CKA}}{r_{OKA} + r_{CKA}}}\right), \tag{7}$$

де r_{OKA} , r_{CKA} – радіуси кругових орбіт ОКА і СКА, μ – гравітаційний параметр Землі.

Сумарний імпульс ΔV_H гоманівського маневру обчислюються за формулою (8)

$$\Delta V_H = \left|\Delta V_1\right| + \left|\Delta V_2\right|, \tag{8}$$

Сумарний імпульс для виконання маневру дальнього наведення визначається за формулою (9)

$$\Delta V_{\text{дн}} = \left|\Delta V_{\chi}\right| + \left|\Delta V_{H}\right| . \tag{9}$$

Час гоманівського переходу t_H визначається в (10), як час польоту по напівеліпсу Гомана

$$t_H = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} \left(\frac{r_{СКА} + r_{ОКА}}{2} \right)^{\frac{3}{2}} . \tag{10}$$

Повний час $t_{\text{дн}}$, що витрачається на маневр дальнього наведення, визначається в (11) і являє собою суму часу гоманівського міжорбітального переходу t_H і часу очікування СКА на орбіті фазування $t_{\text{оч}}$

$$t_{\text{дн}} = t_H + t_{\text{оч}} . \tag{11}$$

Результати проведених оцінок свідчать про те, що час очікування СКА на орбіті фазування істотно перевищує час його міжорбітальних переходів з орбіти базування на орбіту фазування і з орбіти фазування на орбіту ОКА. Вдалий вибір параметрів орбіти фазування дозволяє мінімізувати максимальний час очікування СКА на орбіті фазування і завдяки цьому максимальний час проведення маневру дальнього наведення СКА.

Мінімаксна оптимізаційна модель. Розроблена в роботі мінімаксна оптимізаційна математична модель призначена для визначення оптимальних параметрів орбіти фазування. Використання орбіти з оптимальними параметрами дозволяє мінімізувати максимальний час дальнього наведення, який гарантує реалізацію екстреного ОСО для будь-якого з ОКА групи. В мінімаксній оптимізаційній моделі для моделювання дальнього наведення використано математичну модель (2) – (11), а для оптимізації – методи нелінійного програмування з обмеженнями [11].

За умовами задачі задані параметри n СС орбіт ОКА, обмеження для припустимих енергетичних витрат СКА і припустимих параметрів орбіти фазування СКА. В якості цільової функції прийнято максимальне для обслуговування всіх ОКА значення часу міжорбітального перельоту з не ССО орбіти фазування СКА на орбіту базування ОКА. В якості параметрів, які оптимізуються, розглянуто орбітальні параметри орбіти фазування СКА.

Задача пошуку оптимальних орбітальних параметрів орбіти фазування СКА $\bar{x}^*$ має наступне математичне формулювання (12)

$$\bar{x}^* = \arg \min_{\bar{x} \in X} \max_{i} \left\{ t_{\text{дн}_i}\left(\bar{x}\right) \right\}, \quad i = 1 \ldots n , \tag{12}$$

де $t_{\text{дн}_i}$ – вектор проміжків часу, що витрачаються на перельоти СКА з орбіти фазування на орбіти базування ОКА, $t_{\text{дн}_i}$ – розраховується за формулою (11), n – кількість ОКА, $\bar{x} = \left(r_{СКА}, i_{СКА}, \Omega_{СКА}\right)$ – вектор параметрів орбіти фазування СКА, $\bar{x}^* = \left(r^*_{СКА}, i^*_{СКА}, \Omega^*_{СКА}\right)$ – вектор параметрів оптимальної орбіти фазування СКА.

На координати вектора характеристичних швидкостей перельотів СКА з орбіти фазування на орбіти ОКА $\Delta V_{дн_i}(\bar{x})$ і вектор параметрів оптимальної орбіти фазування СКА $\bar{x}^*$ накладено обмеження (13), (14)

$$\Delta V_{дн_i}(\bar{x}) \le \Delta V_{доп}, \tag{13}$$

$$\bar{x}_{\min} \le \bar{x}^* \le \bar{x}_{\max}, \tag{14}$$

де $\Delta V_{дн_i}(\bar{x})$ – розраховується за формулою (9), $\Delta V_{доп}$ – граничне припустиме значення характеристичної швидкості СКА, $\bar{x}_{\min}$ и $\bar{x}_{\max}$ – вектора мінімальних і максимальних припустимих значень параметрів оптимальної орбіти фазування СКА.

Для проведення мінімаксної оптимізації з обмеженнями вихідну мінімаксну задачу переформулювано [11] в еквівалентну задачу нелінійного програмування за рахунок додавання до наявних обмежень задачі обмежень $t_{дн_i}(\bar{x}) < \gamma$ і потім мінімізації γ.

$$\bar{x}^* = \arg\min_{\bar{x}\in\bar{X}} \max_i \left\{ t_{дн_i}(\bar{x}) \right\} \equiv \frac{\text{мінімізувати}:\gamma}{\text{таку, що}: t_{дн_i}(\bar{x}) \le \gamma},$$
$$i = 1,\dots,n$$

$$\Delta V_{дн_i}(\bar{x}) \le \Delta V_{доп}, \qquad \bar{x}_{\min} \le \bar{x}^* \le \bar{x}_{\max}.$$

Параметри ССО базування СКА визначаються після вибору параметрів орбіти фазування з використанням умови мінімальності енергетичних витрат СКА на перехід з орбіти базування на орбіту фазування.

Ілюстративний приклад. Проілюструємо на прикладі роботу запропонованої математичної моделі оптимального вибору орбіти фазування СКА екстреного ОСО. За умовами задачі СКА призначений для екстреного ОСО п'яти ОКА, які базуються на ССО. Параметри орбіт базування ОКА наведено в таблиці 1**.**

Таблица 1 – Параметры орбит базування ОКА

Номер орбіти	Радіус орбіти, км	Нахил орбіти, °	Довгота висхідного вузла орбіти, °
1	7075,00	98,20	30,00
2	7275,00	99,00	31,00
3	7107,00	98,30	29,00
4	7162,00	98,50	30,00
5	7207,00	98,70	28,00

При проведенні розрахунків передбачалось, що з технічних і економічних міркувань радіус, нахил й довгота висхідного вузла оптимальної орбіти фазування СКА повинні задовольняти наступним обмеженням:

$$6800\,км \le r^*_{СКА} \le 9000\,км,\ 97° \le i^*_{СКА} \le 99°,$$

$$28^{\circ} \le \Omega^{*}_{СКА} \le 31^{\circ},\ \Delta u = 2\pi,\ \Delta V_{доп} = 0{,}6\,км/сек,$$

де $\Delta u = 2\pi$ відповідає максимальному необхідному часу очікування на орбіті фазування.

Однак в реальній ситуації відхилення Δu може приймати будь-які значення від 0 до 2π і, відповідно, згідно з (5) $t_{оч}$ може приймати будь-які значення від 0 до максимального, яке відповідає $\Delta u = 2\pi$.

В (15) наведені параметри оптимальної орбіти фазування СКА, які отримано в результаті розв'язку розглянутої задачі.

$$\begin{aligned} r^{*}_{СКА} &= 8129{,}8\,км, \\ i^{*}_{СКА} &= 98{,}69^{\circ}, \\ \Omega^{*}_{СКА} &= 29{,}37^{\circ}. \end{aligned} \tag{15}$$

При використанні оптимальної орбіти фазування мінімум максимального часу дальнього наведення СКА $t_{дн_{\min\max}}$, який гарантує реалізацію екстреного ОСО для будь-якого з ОКА групи, дорівнює 12,1 години.

Наведені в (16) параметри ССО базування СКА $r^{баз}_{СКА}, i^{баз}_{СКА}, \Omega^{баз}_{СКА}$ визначено після вибору параметрів орбіти фазування з використанням умови мінімальності енергетичних витрат СКА на перехід з орбіти базування на орбіту фазування

$$\begin{aligned} r^{баз}_{СКА} &= 7169{,}1\,км, \\ i^{баз}_{СКА} &= i^{*}_{СКА} = 98{,}69^{\circ}, \\ \Omega^{баз}_{СКА} &= \Omega^{*}_{СКА} = 29{,}37^{\circ}, \end{aligned} \tag{16}$$

де $r^{баз}_{СКА}$ отримано з умови сонячної синхронності орбіти базування.

Висновки. З використанням імпульсної математичної моделі дальнього наведення з очікуванням на орбіті фазування, мінімаксного підходу та методів нелінійного програмування з обмеженнями розроблено мінімаксну оптимізаційну математичну модель для визначення параметрів орбіти фазування СКА. Застосування цієї моделі дозволяє мінімізувати максимальний час дальнього наведення, який гарантує реалізацію екстреного ОСО для будь-якого з ОКА групи. Використання запропонованої оптимізаційної моделі проілюстровано прикладом. Отримані результати можуть знайти застосування при попередньому плануванні транспортних операцій екстреного орбітального обслуговування космічних апаратів в області сонячно синхронних орбіт.

1. *Бакарас И. Е.* Интервью агентству ТАСС. 13 05 2021 г. URL: https://www.roscosmos.ru/31034 (дата звернення 16.06.2021).
2. *Иванова В. И., Шептун А. Д.* Обеспечение максимальной стабильности условий дистанционного зондирования земли без коррекции орбиты. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22. № 2. С. 38–47. https://doi.org/10.15407/knit2016.02.038
3. *Razoumny Yu. N., Razoumny V. Yu., Spencer D. B., Agrawal B., Kreisel J., Yasaka T.* et al. The concept of on-orbit-servicing for next generation space system development and its key technologies. Proceedings of the 68th International Astronautical Congress IAC. 2017. Vol. 16. P. 10486–10499.

4. *Razoumny Yu., Razoumny V., Baranov A., Varatharajoo R., Kozlov P.* Method of optimization of the servicing space-based system orbits and detached units maneuveres parameters in the problem of on-orbit-servicing of the given multi-satellite space infrastructure. Proceedings of the 67th International Astronautical Congress IAC. 2016. 8 p.
5. *Chen H., Ho K.* Integrated space logistics mission planning and spacecraftdesign with Mixed-Integer Nonlinear Programming. Journal of Spacecraft and Rockets. 2018. Vol. 55. №. 2. P. 365–381. https://doi.org/10.2514/1.A33905
6. *Sullivan B. R., Akin D. L., Roesler G.* A parametric investigation of satellite servicing requirements, revenues, and options in geostationary orbit. AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition. 2015. AIAA. Paper 4477. https://doi.org/10.2514/6.2015-4477
7. *Alpatov A. P., Holdstein Y. M.* On the choice of the ballistic parameters of an on-orbit service spacecraft. Технічна механіка. 2019. № 1. С. 25–37. https://doi.org/10.15407/itm2019.01.025
8. *Сердюк В. К., Толяренко Н. В., Хлебников Н. Н.* Транспортные средства обеспечения космических программ. Ракетостроение и космическая техника: ВИНИТИ. 1990. Т. 11. 275 р.
9. *Васин А. И., Коротеев А. С. , Ловцов А. С.* Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП "Центр Келдыша". Электронный журнал. Труды МАИ. Вып. 60. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=35335 (дата звернення 16.04.2021).
10. *Kim V.* Stationary plasma thrusters in Russia: problems and perspectives. Электронный журнал. Труды МАИ. Вып. 60. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=35422 (дата звернення 12.04.2021).
11. *Brayton R.K., Director S.W., Hachtel G.D, Vidigal L.* A new algorithm for statistical circuit design based on quasi-Newton methods and function splitting. IEEE Transactons on. circuits and systems. 1979. Vol. CAS-26. P. 784–794. https://doi.org/10.1109/TCS.1979.1084701

Отримано 04.08.2021,
в остаточному варіанті 01.10.21