

DOI: 10.18372/2310-5461.69.20944  
УДК 004.942:629.783

**О. М. Зудов**, канд. тех. наук, доц.

Державний університет «Київський авіаційний інститут»  
orcid.org/0000-0003-3313-1659  
e-mail: oleh.zudov@npp.kai.edu.ua;

**В. В. Горіна**, ст.викладач,

Державний університет «Київський авіаційний інститут»  
orcid.org/0000-0002-0052-0466  
e-mail: violetta.horina@npp.kai.edu.ua;

**С. Л. Субота**, канд. фіз.-мат. наук, асист.

Київський національний університет ім. Тараса Шевченка  
orcid.org/0000-0002-1357-6768  
e-mail: subota.svitlana@knu.ua

## ОПТИМІЗАЦІЯ АРХІТЕКТУРИ СУПУТНИКОВИХ СУЗІР'ІВ КОСМІЧНИХ МІСІЙ

### Вступ

Сучасний етап освоєння навколосезного простору характеризується стрімким розгортанням багатосупутникових угруповань на низьких навколосезних орбітах, що зумовлено потребою в забезпеченні глобальної та безперервної інформаційної присутності. Проте просте збільшення кількості космічних апаратів не є економічно доцільним і технічно виправданим без проведення глибокої оптимізації їхнього просторового розташування. Ефективність функціонування сузір'я критично залежить від здатності системи забезпечувати повне або часткове цільове покриття земної поверхні з урахуванням часових і геометричних обмежень [1, 2]. У сфері метеорології та моніторингу стихійних лих оптимізація є визначальним фактором, оскільки процеси формування циклонів або поширення лісових пожеж мають високу динаміку. Відсутність оптимізованого графіку прольотів призводить до виникнення значних часових розривів у спостереженнях, через що критичні зміни в навколишньому середовищі можуть залишитися непоміченими у вирішальні моменти, що зводить нанівець саму ідею оперативного прогнозування.

Аналогічно, для пошуково-рятувальних операцій у віддалених регіонах чи відкритому океані головним показником ефективності є час очікування повторного візиту супутника над заданою точкою. Без математично обґрунтованого розподілу орбітальних площин та фаз супутників на орбіті виникають зони «інформаційної сліпоти», де сигнал лиха може бути прийнятий із затримкою в кілька годин, що в умовах рятувальних робіт є неприпустимим. Оптимізація параметрів угруповання

в цьому контексті дозволяє гарантувати мінімальний інтервал між сеансами зв'язку, що безпосередньо впливає на ймовірність успішного порятунку людей. У галузях сільського господарства та екологічного моніторингу повне покриття територій забезпечує системність даних, що необхідно для побудови точних аналітичних моделей вегетації чи танення льодовиків, де пропуски в даних можуть призвести до некоректної інтерпретації глобальних трендів.

Окрему актуальність питання оптимізації набуває у світлі нової концепції розміщення обчислювальних потужностей безпосередньо на орбіті у вигляді серверів для штучного інтелекту. Реалізація крайових обчислень (edge computing) у космосі вимагає не просто візуального покриття території, а створення стабільної мережевої топології з мінімальною затримкою передачі даних. Якщо орбітальна конфігурація не є оптимізованою, користувачі на Землі або автоматизовані системи (наприклад, безпілотний транспорт) стикатимуться з перериванням доступу до обчислювальних ресурсів ШІ, що робить неможливим виконання завдань у реальному часі. Оптимізація розташування таких вузлів дозволяє збалансувати навантаження на систему та забезпечити безперервний цикл «збір даних - обробка ШІ - видача результату» без потреби передачі гігабайтів сирих даних на наземні станції [2].

### Аналіз останніх досліджень та публікацій

Аналіз існуючих підходів до проектування багатосупутникових угруповань на низьких навколосезних орбітах (LEO) демонструє еволюцію від традиційних симетричних конфігурацій до сучас-

них оптимізаційних методів, орієнтованих на мінімізацію часу повторного візиту та забезпечення покриття. Класичні констеляції Уокера забезпечують рівномірне глобальне покриття, але не завжди оптимізують динамічні показники, такі як максимальний інтервал між прольотами над конкретними регіонами, що критично для моніторингу циклонів чи лісових пожеж [1].

Сучасні аналітичні рішення дозволяють радикально зменшити час повторного візиту. Зокрема, метод кругових орбіт повторного візиту (circular revisit orbits) дає змогу супутнику відвідувати задану точку двічі за один цикл (на висхідній і низхідній ділянках), що вдвічі скорочує традиційний інтервал повторного прольоту. Це досягається за рахунок аналітичного розв'язку рівняння з урахуванням збурення  $J_2$ , введення функції обмеження та алгоритму половинного ділення, без трудомістких чисельних ітерацій. Такий підхід особливо ефективний для оперативно-реагуючих місій, зокрема розвідки стихійних лих, і дозволяє проектувати низьковитратні майже кругові орбіти з подвійним добовим відвідуванням цілі [3].

Для мега-сузір'їв розроблено двофазні оптимізаційні фреймворки розгортання. Перша фаза оцінює життєздатність місії за наявних ресурсів, друга – використовує змішане цілочисельне лінійне програмування на базі динамічної логістичної моделі з розгорнутою мережею часових періодів. Це дає змогу оптимізувати план запуску та поетапне розгортання з урахуванням обмежень вартості та покриття, демонструючи перевагу над симетричними конфігураціями у зменшенні найгіршого випадку часу очікування [4].

У сфері крайових обчислень на орбіті ключовими є стратегії розвантаження задач. Модель LEO-ECN дозволяє централізовано розподіляти обчислювальні завдання між супутниками з урахуванням багатохопних міжсупутникових каналів, спільно мінімізуючи енергоспоживання (шлях передачі + обчислення) та дисперсію навантаження на бортові сервери. Оптимізаційна задача формулюється як опукла квадратична оптимізація, забезпечуючи підвищення використання ресурсів супутників до 70% порівняно з базовими методами та підтримку реального часу обробки без передачі сирих даних на Землю [2, 5].

Незважаючи на досягнення, наявні рішення фрагментарні: вони недостатньо інтегрують геометричні обмеження з динамікою атмосферних процесів, вимогами пошуково-рятувальних операцій та стабільністю мережевої топології для ШІ-обчислень безпосередньо на орбіті. Відсутній уніфікований підхід, який одночасно мінімізує

час очікування, забезпечує повне цільове покриття та балансує навантаження edge-вузлів з урахуванням невизначеності зон інтересу.

### Постановка задачі

Таким чином, постає задача розробки математичної моделі багатоцільової оптимізації параметрів орбітальних площин, фазування та кількості супутників угруповання з критеріями мінімального інтервалу повторного візиту, максимального покриття та мінімальної затримки в обчислювальному ланцюгу «збір – обробка ШІ – видача», що дозволить усунути зони «інформаційної сліпоти» в зазначених прикладних сферах.

**Метою** даного дослідження є розробка інтерактивної моделі та програмного інструментарію для візуалізації орбітального руху супутників та знаходження оптимальних параметрів їхнього розміщення. Головним завданням є досягнення заданого відсотка покриття земної поверхні за мінімально можливий час симуляції при використанні обмеженого ресурсу кількості апаратів. Незважаючи на існування потужних професійних комплексів, таких як STK чи GMAT [6, 7], вони залишаються складними для швидкого проектування та часто недоступними для широкого кола дослідників. Таким чином, створення доступного веб-орієнтованого середовища для попереднього аналізу та оптимізації супутникових конфігурацій є важливою науково-практичною задачею, яка дозволить ефективно планувати майбутні космічні місії різного цільового призначення.

### Математичне моделювання та стратегії оптимізації

Побудова ефективної системи моніторингу та зв'язку на базі низькоорбітальних супутників вимагає створення комплексної математичної моделі, яка враховує як динаміку польоту, так і геометрію взаємодії апаратів із землею поверхнею. В основі розробленої моделі лежить опис руху супутника по коловій орбіті навколо сферичної Землі. Радіус такої орбіти визначається як сума середнього радіуса планети та висоти польоту, що безпосередньо впливає на період обертання та швидкість переміщення підсупутникової точки. Для забезпечення високої точності моделювання в роботі реалізовано алгоритми перерахунку положення апарата з інерціальної системи координат у земну систему, що обертається. Це дозволяє враховувати добове обертання Землі, яке суттєво змінює конфігурацію зон покриття при кожному новому оберті. Додатково модель включає врахування впливу несферичності Землі через прецесію орбіт, спричинену другою зональною гармонією геопотенціалу. Цей ефект призводить до повільного зміщення площини орбіти, що є критичним при тривалому плануванні роботи сузір'я, особливо для стабільного функціонування орбітальних серверів штучного інтелекту.

Геометрія зони покриття розраховується як сферичний сегмент, межі якого залежать від висоти супутника та мінімально допустимого кута піднесення над горизонтом для наземного спостерігача. Математично це виражається через центральний кут видимості, який визначає радіус плями покриття на поверхні планети. Задача оптимізації полягає у знаходженні таких параметрів, як довгота висхідного вузла та початкова фаза для кожного супутника, які забезпечили б досягнення заданого порогу покриття території за мінімальний проміжок часу. Оскільки функція цілі у такій задачі є багатоекстремальною та нелінійною, для її вирішення обрано два стохастичні підходи: метод імітації відпалу та генетичний алгоритм [8].

Метод імітації відпалу використовується для швидкого пошуку ефективних конфігурацій шляхом випадкових збурень параметрів орбіт із поступовим зниженням температури системи. Це дозволяє алгоритму на початкових етапах приймати гірші рішення, щоб вийти з локальних мінімумів, і поступово стабілізуватися в області глобального оптимуму. Більш складним, але потенційно точнішим є застосований генетичний алгоритм. Його ефективність базується на маніпулюванні популяцією можливих розв'язків. Вибір параметрів генетичного алгоритму, таких як розмір популяції в межах від 50 до 100 осіб, зумовлений необхідністю забезпечити достатнє представлення варіантів орбітальних площин у популяції для уникнення швидкого виродження. Максимальна кількість поколінь встановлена на рівні 100–200, що є компромісом між якістю знайденого рішення та часом виконання обчислень. Ймовірність мутації 0,1 обрана для підтримки високого рівня дослідницької здатності алгоритму, що критично важливо для виходу з глибоких локальних мінімумів цільової функції, які виникають при накладанні багатьох зон покриття. Використання елітарного відбору забезпечує збереження найкращих знайдених параметрів протягом усіх поколінь, що гарантує монотонне покращення цільової функції.

Математичний апарат моделі базується на низці співвідношень, що описують орбітальний рух,

$$\mathbf{R}_\Omega = \begin{pmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega) & 0 \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{R}_i = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(i) & -\sin(i) \\ 0 & \sin(i) & \cos(i) \end{pmatrix}.$$

Повна матриця перетворення має вигляд:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_\Omega \mathbf{R}_i = \begin{pmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega)\cos(i) & \sin(\Omega)\sin(i) \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega)\cos(i) & -\cos(\Omega)\sin(i) \\ 0 & \sin(i) & \cos(i) \end{pmatrix}.$$

геометрію покриття та перетворення систем координат. Період обертання супутника навколо Землі розраховується за законом Кеплера (у поточній версії розглядаємо тільки колові орбіти, що адекватно для поставлених задач):

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{GM}},$$

де  $T$  – період обертання (с);  $r = R_{\text{earth}} + h$  – відстань від центру Землі до супутника (м);  $R_{\text{earth}} = 6371$  км – радіус Землі;  $h$  – висота орбіти (км);  $G = 6.67430 \times 10^{-11} \text{ м}^3 \text{ кг}^{-1} \text{ с}^{-2}$  – гравітаційна стала;  $M = 5.972 \times 10^{24}$  кг – маса Землі.

Радіус зони покриття на поверхні Землі залежить від висоти орбіти та мінімального кута підйому  $\epsilon$ , що описується наступними залежностями:

$$\begin{aligned} \cos(\rho + \epsilon) &= \frac{R_{\text{earth}}}{r} \cos(\epsilon), \\ \rho &= \arccos\left(\frac{R_{\text{earth}}}{r} \cos(\epsilon)\right) - \epsilon, \\ \gamma &= \arcsin\left(\frac{r}{R_{\text{earth}}} \sin(\rho)\right), \\ R_{\text{cov}} &= R_{\text{earth}} \gamma \end{aligned}$$

де  $\epsilon$  – мінімальний кут підйому (рад),  $\rho$  – кутовий радіус конуса видимості супутника,  $\gamma$  – кутовий радіус зони покриття на поверхні Землі,  $R_{\text{cov}}$  – лінійний радіус зони покриття (км).

Положення супутника в орбітальній площині задається у двовимірних координатах як вектор:

$$\mathbf{r}_{\text{orb}} = \begin{pmatrix} x_{\text{orb}} \\ y_{\text{orb}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r \cos(\theta) \\ r \sin(\theta) \end{pmatrix},$$

де  $r = R_{\text{earth}} + h$  – радіус орбіти,  $\theta = \omega t + \phi_0$  – кутова фаза,  $\omega = \frac{2\pi}{T}$  – кутова швидкість,  $\phi_0$  – початкова фаза.

Для переходу в тривимірну інерціальну систему (зоряну) застосовується матриця обертання, що враховує нахил орбіти  $i$  та довготу висхідного вузла  $\Omega$ . Координати в зоряній системі:

$$\mathbf{r} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \mathbf{R}_\Omega \mathbf{R}_i \begin{pmatrix} x_{\text{orb}} \\ y_{\text{orb}} \\ 0 \end{pmatrix},$$

де матриці обертання визначаються наступним чином:

Таким чином, вектор положення в інерціальній системі:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega)\cos(i) & \sin(\Omega)\sin(i) \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega)\cos(i) & -\cos(\Omega)\sin(i) \\ 0 & \sin(i) & \cos(i) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r\cos(\theta) \\ r\sin(\theta) \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Вплив прецесії або  $J_2$  ефекту визначає швидкість зміни довготи висхідного вузла  $\dot{\Omega}$ :

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2 \left(\frac{R_E}{r}\right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} \cos(i),$$

де  $J_2 \approx 1.08263 \times 10^{-3}$ ,  $i$  – нахил орбіти.

У земній системі відліку враховується обертання Землі з кутовою швидкістю  $\omega_{\text{earth}} = \frac{2\pi}{T_{\text{earth}}}$ , де  $T_{\text{earth}} = 86164.1$  с (зоряна доба). Координати в земній системі визначаються як:

$$\mathbf{r}_e = \begin{pmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{pmatrix} = \mathbf{R}_{\text{earth}}(t) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix},$$

де матриця обертання Землі:

$$\mathbf{R}_{\text{earth}}(t) = \begin{pmatrix} \cos(\omega_{\text{earth}}t) & \sin(\omega_{\text{earth}}t) & 0 \\ -\sin(\omega_{\text{earth}}t) & \cos(\omega_{\text{earth}}t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Широта  $\lambda$  та довгота  $\phi$  супутника в земній системі розраховуються як:

$$\phi = \arctg(y_e, x_e)$$

$$\lambda = \arctg\left(z_e, \sqrt{x_e^2 + y_e^2}\right).$$

Зона покриття супутника на поверхні Землі апроксимується як коло з кутовим радіусом  $\alpha = \frac{R_{\text{cov}}}{R_{\text{earth}}}$ . Координати точок на межі зони покриття:

$$\lambda' = \arcsin(\sin(\lambda)\cos(\alpha) + \cos(\lambda)\sin(\alpha)\cos(\theta))$$

$$\phi' = \phi + \arctg(\sin(\theta)\sin(\alpha)\cos(\lambda), \cos(\alpha) - \sin(\lambda)\sin(\lambda')).$$

Відсоток покриття обчислюється як відношення покритих пікселів до загальної кількості пікселів у заданій зоні (обмеженій максимальною широтою  $\lambda_{\text{max}}$ ):

$$\text{Coverage} = \frac{\sum_{\text{covered pixels}} w_i}{\sum_{\text{all pixels}} w_i} \cdot 100 \%$$

де  $w_i = \cos(\lambda_i)$  – ваговий коефіцієнт, що враховує зміну площі при наближенні до полюсів.

Критерієм оптимізації є мінімізація часу досягнення цільового відсотка покриття  $C_{\text{target}}$ , де функція цілі  $F$  визначається як:

$$F = \min \left\{ t: \frac{\text{Area}(t)}{\text{Area}_{\text{total}}} \geq C_{\text{target}} \right\}.$$

Оптимізація проводиться за вектором параметрів  $P = [\Omega_1, \dots, \Omega_N, \Phi_{0,1}, \dots, \Phi_{0,N}]$ , що дозволяє отримати найбільш ефективну конфігурацію сузір'я для виконання поставлених задач.

Очевидно, що для стабільності конфігурації сузір'я супутників у часі необхідно проектувати систему з однаковими нахилами орбіт усіх супутників угруповання, для того щоб прецесія орбіт була синхронною.

### Реалізація, результати і обговорення

У ході дослідження було розроблено програмний комплекс з інтерактивним інтерфейсом, який дозволяє проводити симуляцію та оптимізацію орбітальних угруповань у реальному часі. Програмне рішення включає засоби керування параметрами висоти, нахилу, кількості супутників та вибору алгоритмів пошуку оптимальної конфігурації. Для візуалізації результатів у системі реалізовано два взаємодоповнювальні підходи.

Перший підхід базується на використанні мапи в проекції Меркатора (рис. 1). На цьому полотні відображаються поточні позиції підсупутникових точок та динаміка зміни зон покриття.

Для відображення положення супутника на мапі проекції Меркатора координати  $\lambda, \phi$  перетворюються на пікселі:

$$p_x = \frac{\phi+180}{360} \cdot w,$$

$$p_y = \frac{\text{height}}{2} - \frac{\lambda}{180} \cdot h,$$

де  $w$  і  $h$  – відповідно ширина і висота канви мапи.

Візуалізація реалізована двома способами: відображення миттєвих зон видимості у вигляді плям (coverage spots) та накопичувальних слідів покриття (coverage traces). Плями дозволяють оцінити поточну площу, яку охоплює сузір'я в конкретний момент часу, що критично для задач реального часу, таких як передача даних через III-сервери. Сліди покриття відображають історію проходження супутників, що дозволяє візуально ідентифікувати лакуни - зони земної поверхні, які не були оглянуті протягом заданого циклу симуляції.

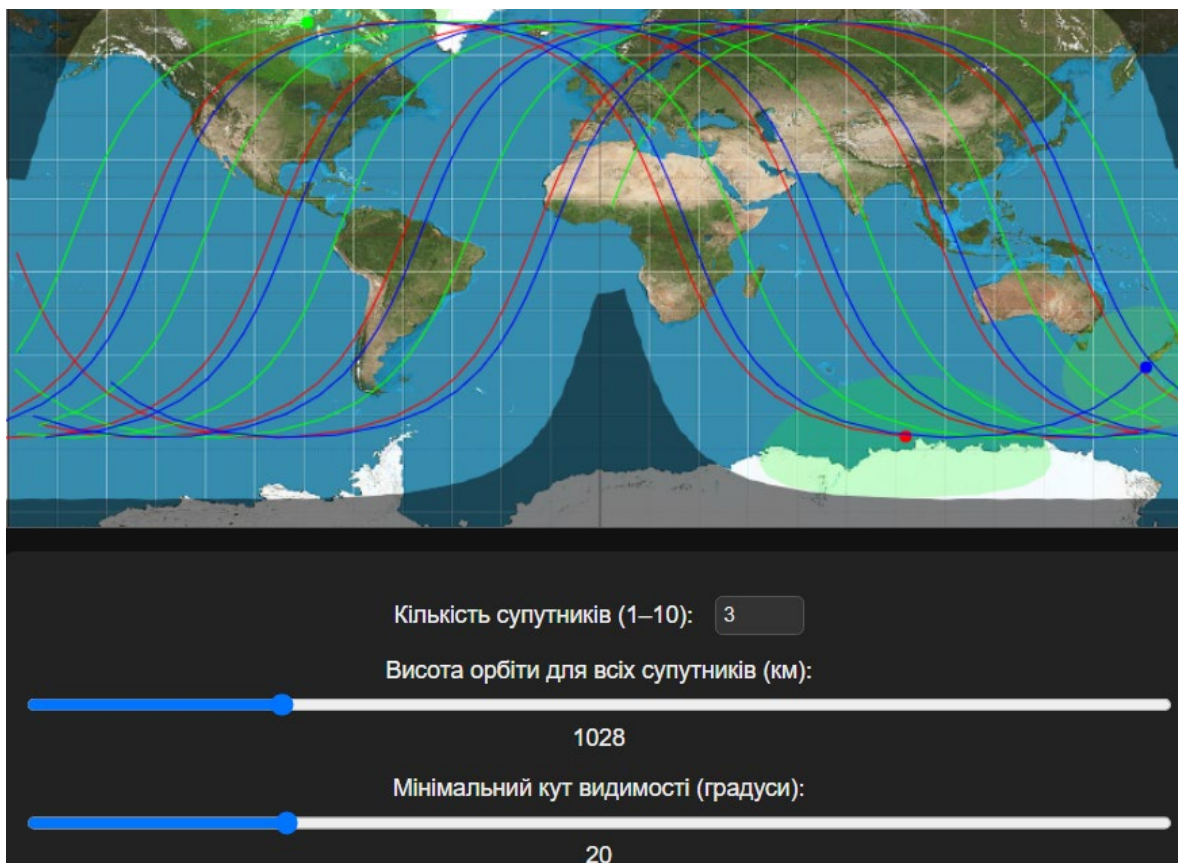


Рис.1. Головне вікно візуалізатора покриття.

Другий підхід – це 3D-візуалізація орбітального руху на геоїді (рис. 2). Вона підтримує два режими відліку: зоряну (інерціальну) систему, де площини орбіт залишаються неру-

хомими відносно далеких зірок, та земну систему, що обертається. Таке розділення дозволяє наочно продемонструвати вплив обертання планети на формування сітки покриття та оцінити ефект прецесії орбіт.

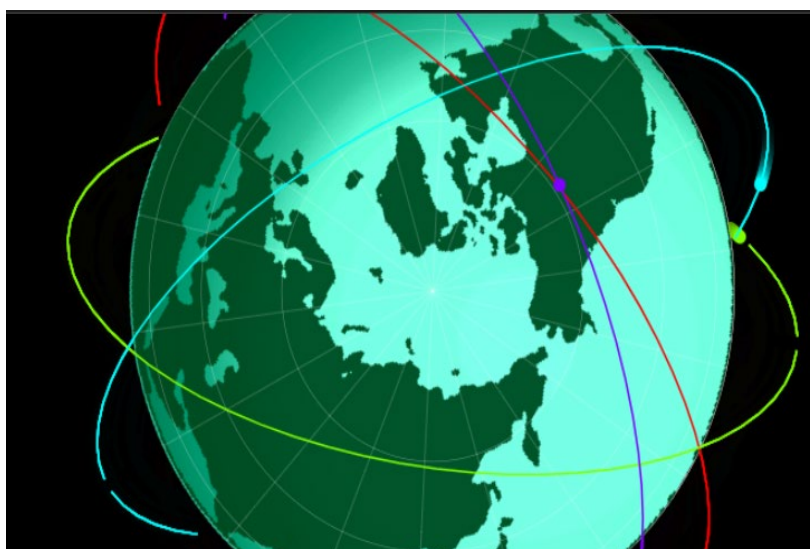


Рис. 2. 3D візуалізація супутникового сузір'я

Параметри симуляції і оптимізації гнучко налаштовуються і дозволяють досліджувати вплив параметри на результати візуально і кількісно (рис. 3).

Аналіз результатів моделювання підтвердив високу ефективність застосованих методів оптимізації. При порівнянні з випадковим розташуванням або стандартним регулярним розміщенням

супутників по довготі висхідного вузла, використання розроблених алгоритмів дозволило скоротити час досягнення 90-відсоткового цільового покриття на 30–40 %. Наприклад, для типового

сценарію угруповання з 5 супутників на середній орбіті висоти 1400 км час повного покриття до цільової широти 80° при заданому мінімальному куті видимості над горизонтом 30° скоротився з 5 до 3.5 годин модельного часу.

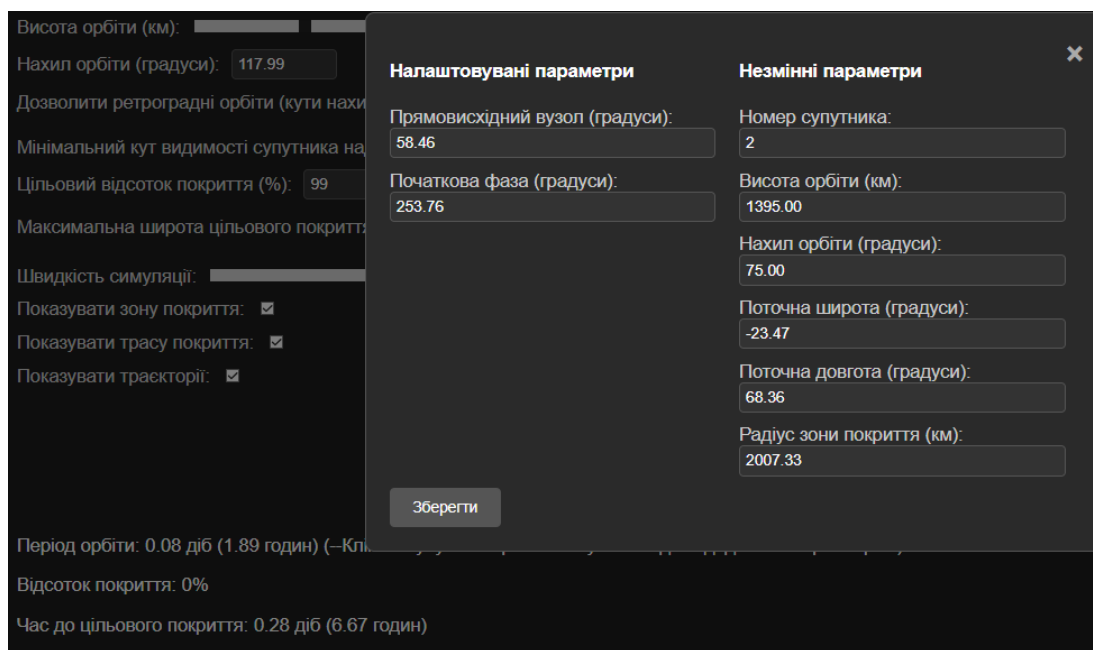


Рис. 3. Вікно налаштувань параметрів симуляції

Порівняльний аналіз методу імітації відпалу та генетичного алгоритму виявив характерні особливості кожного підходу. Метод імітації відпалу демонструє значну перевагу у швидкості збіжності, знаходячи прийнятне рішення (покращення на 25–30 %) за короткий проміжок часу, що робить його ідеальним для інтерактивного використання та швидкої перевірки гіпотез. Генетичний алгоритм вимагає більших обчислювальних витрат і більшої кількості ітерацій через необхідність розрахунку фітнес-функції для всієї популяції. Проте ГА стабільно демонструє кращі фінальні результати, випереджаючи метод відпалу на 5–10 % за точністю знайденого мінімуму часу покриття. Генетичний алгоритм ефективніше знаходить складні конфігурації фазування супутників, що мінімізують перекриття їхніх зон видимості, забезпечуючи більш рівномірний розподіл ресурсів угруповання. Особливо це проявляється для задач з жорсткими обмеженнями, наприклад малою кількістю супутників і задачею досягти 100 % цільового покриття.

### Висновки

У результаті проведеного дослідження було розроблено та програмно реалізовано комплексну модель для аналізу та оптимізації параметрів супутникових угруповань на низьких навколоземних орбітах. Створений інструментарій дозволяє не лише візуалізувати складні процеси орбітальної динаміки в інерціальній та земній системах

відліку, а й ефективно розв'язувати задачу планування покриття для критично важливих сфер, включаючи моніторинг природних ресурсів, рятувальні операції та розгортання перспективних орбітальних обчислювальних систем штучного інтелекту.

Математична модель, покладена в основу симулятора, забезпечує високу достовірність розрахунків завдяки врахуванню ефектів прецесії орбіт (J2-ефект) та динамічної зміни геометрії видимості супутників. Це дозволило детально проаналізувати умови досягнення цільового покриття земної поверхні та визначити критичні фактори, що впливають на часові характеристики огляду заданих територій. Впровадження режимів візуалізації «плям» та «слідів» покриття на картах у проекції Меркатора та 3D-моделях геоїда забезпечило наочне підтвердження коректності роботи алгоритмів.

Основним науковим результатом роботи є доведення ефективності стохастичних методів оптимізації при формуванні супутникових сузір'їв. Порівняльний аналіз показав, що використання методу імітації відпалу та генетичного алгоритму дозволяє скоротити час досягнення повного покриття цільових зон на 30–40 % порівняно з випадковими або регулярними схемами розміщення апаратів. Встановлено, що метод імітації відпалу є оптимальним для задач швидкого проектування та інтерактивного підбору параметрів завдяки високій швидкості збіжності. Водночас генетичний алгоритм, попри більші обчислювальні витрати,

забезпечує на 5–10 % кращу точність фінального результату, що робить його незамінним для фінального планування довгострокових космічних місій.

Окремо підтверджено практичну значущість моделювання для концепції орбітальних серверів III. Оптимізовані конфігурації супутників гарантують стабільність каналів передачі даних та мінімізацію затримок, що є необхідною умовою для функціонування розподілених хмарних обчислень у космосі. Розроблена веб-орієнтована платформа може бути використана як для попереднього аналізу комерційних та наукових космічних місій, так і в освітніх цілях для підготовки фахівців у галузі аерокосмічних технологій та системного аналізу.

### ЛІТЕРАТУРА

- [1] Lee, Hang Woon, et al. Optimization of satellite constellation deployment strategy considering uncertain areas of interest. *Acta Astronautica*, 2018, 153: 213–228. DOI:10.1016/j.actaastro.2018.03.054
- [2] Gost, M. M., et al. Edge computing and communication for energy-efficient earth surveillance with LEO satellites. In: 2022 IEEE International Conference on Communications Workshops (ICC Workshops). IEEE, 2022. p. 556–561.
- [3] Li, Taibo, et al. Circular revisit orbits design for responsive mission over a single target. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 219–225. DOI:10.1016/j.actaastro.2016.05.037
- [4] Sung, Taehyun, Ahn, Jaemyung. Optimal deployment of satellite mega-constellation. *Acta Astronautica*, 2023, 202: 653–669. DOI:10.1016/j.actaastro.2022.10.027
- [5] Dong, F., et al. A Computation Offloading Strategy in LEO Constellation Edge Cloud Network. *Electronics*, 2022, 11(13): 2024. DOI:10.3390/electronics11132024
- [6] Yong, Dai, et al. A stk-based constellation architecture implementation for 5g low-orbit satellites. In: 2022 IEEE 4th International Conference on Power, Intelligent Computing and Systems (ICPICS). IEEE, 2022. p. 602–606. DOI:10.1109/ICPICS55264.2022.9873640
- [7] Hughes, S. P., et al. Verification and validation of the general mission analysis tool (GMAT). In: AIAA/AAS astrodynamics specialist conference. 2014. p. 4151. DOI:10.2514/6.2014-4151
- [8] Yang, Xin-She. Nature-Inspired algorithms in optimization: Introduction, hybridization, and insights. In: *Benchmarks and Hybrid Algorithms in Optimization and Applications*. Singapore: Springer Nature Singapore, 2023. p. 1–17. DOI:10.1007/978-981-99-3970-1\_1

**Зудов О. М., Горіна В. В., Субота С. Л.**

### ОПТИМІЗАЦІЯ АРХІТЕКТУРИ СУПУТНИКОВИХ СУЗІР'ІВ КОСМІЧНИХ МІСІЙ

Розгортання багатосупутникових угруповань на низьких навіколоземних орбітах (LEO) є ключовим трендом сучасної космічної індустрії, що зумовлено розвитком систем глобального інтернету, оперативного моніторингу та концепції орбітальних обчислювальних вузлів (*Space Edge Computing*). Ефективність таких місій безпосередньо залежить від просторової конфігурації сузір'я, оскільки суб'єктивний або випадковий вибір параметрів орбіт призводить до нераціонального перекриття зон видимості та збільшення часових затримок в отриманні даних. Робота присвячена вирішенню науково-практичної задачі мінімізації часу досягнення повного накопичувального покриття заданої території земної поверхні. Об'єктом дослідження є процеси просторового маневрування та геометричної взаємодії зон покриття супутників. У роботі використано методи математичного моделювання орбітальної механіки (з урахуванням прецесії  $J_2$ ) та стохастичної оптимізації. Для пошуку глобального екстремуму цільової функції реалізовано та порівняно два підходи: метод імітації відпалу (*Simulated Annealing*) та генетичний алгоритм (*Genetic Algorithm*). Обґрунтовано вибір параметрів ГА, таких як розмір популяції, ймовірність мутації та елітарний відбір, для забезпечення балансу між обчислювальною складністю та точністю результату. Розроблено програмний комплекс із візуалізацією в проекції Меркатора та 3D-середовищі. Експериментально доведено, що застосування запропонованих алгоритмів дозволяє скоротити час досягнення цільового покриття на 30–40% порівняно з регулярними сітчастими структурами. Встановлено, що генетичний алгоритм забезпечує на 5–10% вищу точність оптимізації, тоді як метод відпалу демонструє вищу швидкість збіжності, що є критичним для систем оперативного планування. Результати можуть бути впроваджені при проектуванні систем супутникового зв'язку, мереж екологічного моніторингу, а також при розгортанні інфраструктури для орбітальних серверів штучного інтелекту.

**Ключові слова:** супутникові сузір'я, оптимізація, генетичний алгоритм, метод імітації відпалу, математичне моделювання, покриття земної поверхні.

**Zudov O., Horina V., Subota S.**

### OPTIMIZATION OF THE ARCHITECTURE OF SATELLITE CONSTELLATIONS OF SPACE MISSIONS

The deployment of multi-satellite constellations in Low Earth Orbits (LEO) is a pivotal trend in the modern aerospace industry, driven by the advancement of global internet systems, real-time monitoring, and the concept of Space Edge Computing. The efficiency of such missions is intrinsically linked to the spatial configuration of the constellation, as

*subjective or random selection of orbital parameters leads to inefficient coverage overlaps and increased data latency. This paper addresses the scientific and practical problem of minimizing the time required to achieve full cumulative coverage of a target Earth surface area. The object of the study is the process of spatial maneuvering and the geometric interaction of satellite coverage zones. The study employs mathematical modeling of orbital mechanics (accounting for  $J_2$  precession) and stochastic optimization methods. To find the global extremum of the objective function, two approaches—Simulated Annealing and Genetic Algorithm—were implemented and compared. The selection of GA parameters, including population size, mutation rate, and elitism, is justified to balance computational complexity and solution accuracy. A software suite featuring Mercator projection and 3D environment visualization has been developed. It is experimentally proven that the proposed algorithms reduce the time to reach target coverage by 30–40% compared to regular grid-based structures. The study established that the Genetic Algorithm provides 5–10% higher optimization accuracy, while Simulated Annealing demonstrates faster convergence, which is critical for real-time mission planning systems. The findings can be implemented in the design of satellite communication systems, environmental monitoring networks, and infrastructure deployment for orbital AI servers.*

**Keywords:** satellite constellations, optimization, genetic algorithm, simulated annealing method, mathematical modeling, Earth's surface coverage.

Дата першого надходження: 02.02.2026 р.

Дата прийняття до друку: 10.03.2026 р.

Дата публікації: 27.04.2026 р.