

ОСНОВНІ ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ КОСМІЧНИХ СИСТЕМ ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ ПОТОКУ СОНЯЧНОЇ РАДІАЦІЇ НА ПОВЕРХНЮ ЗЕМЛІ

Інститут технічної механіки

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

Проблема розробки і створення космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі є однією із ключових при вирішенні задачі протидії глобальному потеплінню. Такі системи мають певну перевагу у порівнянні з іншими системами геоінженірингу та глобального клімат-контролю, що полягає в мінімальному шкідливому впливі на екологію атмосфери планети під час функціонування. Однак, науково-методичне опрацювання особливостей створення таких систем в космосі має певний ряд і невирішених задач, що, у разі негайної потреби, ускладнює їх практичну реалізацію. Враховуючи це, в роботі розглянуто можливі проблемні аспекти, що можуть виникнути при розробці і створенні таких систем на навколосезних орбітах.

Метою роботи є визначення проблемних аспектів розробки і створення систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. З огляду на це, в роботі проведено критичний аналіз підходів щодо розробки і створення космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі та визначено переваги і недоліки кожного. Визначено проблемні аспекти розробки і створення таких систем на низьких навколосезних орбітах в діапазоні висот від 300 км до 3000 км. Проведено оцінки ефективності систем зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі з огляду періодичності руху по освітленій і тінювій стороні орбіти. З урахуванням цих оцінок запропоновано застосування коефіцієнту ефективності розподілених космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. Запропоновано один із можливих варіантів раціональної реалізації системи зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі з огляду визначення оптимальної форми елементарних модулів, що є складовими таких систем. Окреслено коло проблем, що мають бути вирішені при практичній реалізації систем зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі в майбутньому, а також визначено основні напрями щодо їх рішення.

Ключові слова: клімат-контроль, глобальне потепління, геоінженіринг, космічні системи зменшення потоку сонячної радіації, низькі навколосезні орбіти.

The problem of developing and making space systems to reduce the solar radiation incident on the Earth's surface is one of the key issues in global warming mitigation. Systems of this type have a certain advantage over other systems of geoengineering and global climate control, which is the minimal harmful impact on the ecology of the planet's atmosphere during operation. However, the scientific and methodological study of the features of making systems of this type in space has a number of unresolved problems, which, in the case of an urgent need, complicates their practical implementation. With this in mind, this paper considers possible problematic aspects that may arise in the development and making of systems of this type in near-Earth orbits.

The goal of the paper is to identify the problematic aspects of the development and making of systems to reduce the solar radiation incident on the Earth's surface. With this in mind, the paper critically analyzes approaches to the development and making of space systems to reduce the solar radiation incident on the Earth's surface and identifies the advantages and disadvantages of each of them. Problematic aspects of the development and making of systems of this type in low-Earth orbits in the altitude range from 300 to 3,000 km are identified. The effectiveness of systems for reducing the solar radiation incident on the Earth's surface is estimated with account for their periodic motion along the illuminated and the shadowed portion of the orbit. Taking into account these estimates, it is proposed to use the efficiency coefficient of distributed space systems to reduce the solar radiation incident on the Earth's surface. The paper presents one of the possible implementations of a system for reducing the solar radiation incident on the Earth's surface advisable in terms of an optimal shape of the system's elementary modules. Practical problems to be solved in the future are outlined, and the main lines of their solution are identified.

Keywords: climate control, global warming, geoengineering, space systems for reducing solar radiation flux, low-Earth orbits.

Вступ. Проблема глобального потепління носить суперечливий характер. З одного боку, частина фахівців з питань досліджень клімату Землі вважають проблему глобального потепління занадто завищеною або зовсім заперечують її існування [1, 2]. Однак, з огляду останніх досліджень, більшість вчених все таки бачать в цьому певну небезпеку і загрозу [3–5]. Серед головних загроз виділяють: парниковий ефект, що пов'язаний зі збільшенням середньої

температури на Землі на (1–1,5) С° у порівнянні з температурою на кінець періоду доіндустріальної епохи (кінець ХІХ ст. – початок ХХ ст.), значні зміни в кліматі певних регіонів Землі, таїння льодовиків та зростання аномальних явищ у природі (торнадо, повені, засухи, несвоєчасні потепління/похолодання тощо). З огляду на це, багатьма міжнародними організаціями з питань клімату розроблюються заходи і засоби щодо протидії цим глобальним проблемам. Ці заходи і засоби об'єднали в рамках концепції так званого *геоінженірингу* [6, 7] під якою розуміють аналіз і розробку підходів та засобів для контрольованого впливу на клімат і екосистему Землі.

Так, серед головних підходів, що були запропоновані в рамках цієї концепції, можна виділити такі:

– створення аерозольних хмар в атмосфері Землі для зменшення інтенсивності впливу сонячної радіації на поверхню Землі в певних регіонах [8, 9];

– переходи на нетрадиційні джерела енергії з метою зменшення викидів СО₂ в атмосферу Землі;

– оцінки гіпотетичних ресурсів щодо зміни орбіти Землі (теоретичний аналіз професора Р. Зубріна) [10];

– створення космічного сегменту систем для зменшення інтенсивності потоку сонячної радіації на поверхню Землі [11–20].

В свою чергу, в роботі [19] було обґрунтовано, що останній підхід є одним із перспективних для планети в середньостроковій перспективі та має ряд переваг над іншими, а саме:

1) не створює шкідливого впливу на екологію атмосфери, ґрунту і водойм середовища оскільки функціонує на заатмосферних ділянках навколоземного середовища;

2) дає вигоду у часі для розробки потужних нетрадиційних джерел енергії, що дозволить здійснити плавний перехід на них без загроз світовій економіці;

3) потребують менших витрат енергії та мають менші ризикові фактори впливу на екосистему планети у порівнянні з концепцією [10].

Однак, незважаючи на перелічені переваги, залишилась низка невирішених питань щодо створення таких систем на практиці.

Аналіз літературних джерел та виявлення проблемних аспектів створення космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. Космічні системи (КС) для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі можна розділити на два підтипи:

1) КС для зменшення потоку сонячної радіації, що розташовуються в L-1 точці Лагранжа, де гравітаційні сили Землі, що діють на космічний апарат, компенсуються гравітаційними силами Сонця [11–17];

2) КС для зменшення потоку сонячної радіації, що розташовуються на навколоземних орбітах [18–20].

Перший підтип є більш опрацьованим з наукової точки зору. Основною привабливістю для науковців в дослідженні цього напрямку створення КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі є те, що точка Лагранжа L-1 є стабільним місцем в космічному просторі з точки зору гравітаційного впливу. Також L-1 знаходиться на значному віддаленні від навколоземних орбіт, на яких функціонують штучні супутники Землі, що надає більший простір для нормального функціонування КС для зменшення потоку сонячної

радіації. Проте, в роботах [11–17] зазначено, що транспортування цих систем в точку L-1 є досить непростою задачею, що потребує значних витрат енергії і ресурсів.

Так, одним із відомих фундаментальних підходів у розробці КС для зменшення потоку сонячної радіації є концепція Роджера Енджела щодо створення так званої «хмари» космічних апаратів [11]. Ці апарати запропоновано виготовляти з прозорого матеріалу таким чином, щоб з одного боку зменшити вплив збурень сонячного тиску на них, що може відхилити їх положення від рівноваги в точці L-1, з іншого боку вони мають забезпечувати відбивання частини потоку сонячної радіації від напрямів на Землю. Маса кожного апарата складає 3100 кг, з діаметром 1 м і характерною площею 0,78 м². Загальна маса такого екрану із «хмари» даних спеціальних апаратів, згідно оцінок [11], має бути 20 млн. тон. З іншого боку ці космічні апарати мають бути оснащені спеціальними іонними двигунними установками для досягнення L-1 точки Лагранжа. Враховуючи ці характеристики та необхідну кількість таких космічних апаратів, підхід [11] є надто складним для практичної реалізації, що пояснюється необхідністю 20 млн. запусків ракет-носіїв для виведення цієї розподіленої КС в точку Лагранжа L-1. З іншого боку, в [11] сказано про необхідність терміну активного автономного функціонування космічних апаратів цієї КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі більш ніж 50 років, що досить важко забезпечити в сучасних умовах. Іншим підходом є створення надвеликої монолітної конструкції у формі плоского диска для КС зменшення потоку сонячної радіації в точці Лагранжа L-1 [12]. Для вибору необхідних розмірів цього диска в [12] запропоновано таку формулу:

$$I_{sh} = R_{\square} \frac{d_{sh}}{d_{\square}} \sqrt{\frac{\Delta S}{S}}, \quad (1)$$

де I_{sh} – характерна площа диску КС зменшення сонячної радіації на поверхню Землі; d_{sh} – відстань від диску до поверхні Землі; d_{\square} – відстань від Землі до Сонця; R_{\square} – радіус Сонця; $S = 1367 \text{ В/м}^2$ – інтенсивність потоку сонячної радіації; ΔS – величина, на яку зменшується інтенсивність потоку сонячної радіації внаслідок блокування частини цього потоку диском КС зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі.

В роботі [12] із застосуванням цієї формули (1) було розраховано, що для зменшення інтенсивності потоку сонячної радіації на 1,7 % радіус цього диска має становити 915 км. В свою чергу, також було визначено, що використання диска радіусом 1434 км в точці Лагранжа L-1 може звести нанівець вплив викидів парникових газів на Землі. Однак, створення суцільної (монолітної) конструкції КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі таких розмірів на значному віддаленні від Землі є надскладною задачею, що буде потребувати вирішення низки задач, серед яких:

- визначення місця зборки такої конструкції в космічному просторі з огляду оптимальності доставки необхідних ресурсів і матеріалів, забезпечення «космічної логістики»;

- забезпечення належного керованого транспортування надважкої конструкції в цільову точку космічного простору (точку L-1) з урахуванням ре-

льних факторів впливу зовнішнього космічного середовища на систему при перельотах;

– забезпечення компенсації впливу сонячного тиску з метою утримання стійкого положення в точці Лагранжа L-1.

Також в роботі [12] не було проведено оцінок кількості необхідних сервісних космічних апаратів для забезпечення зборки такої конструкції в космосі. Всі ці перелічені проблеми та сучасний розвиток космічних технологій унеможливають створення такої КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі на поточний момент часу.

В наступній роботі [13] запропоновано підхід близький до [11], що полягає в запуску угруповання вітрильних космічних апаратів в точку Лагранжа L-1 для створення розподіленої КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. В роботі було визначено, що для зменшення потоку сонячної радіації на 1 % загальна площа системи в точці Лагранжа L-1 має становити $3.79 \cdot 10^{12} \text{ м}^2$ [13]. Враховуючи, що площа одного вітрильного космічного апарата становить 9000 м^2 , то необхідно вивести від $4.2 \cdot 10^8$ до $1.5 \cdot 10^9$ таких апаратів для нормального функціонування розподіленої КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. Враховуючи сучасний розвиток космічних технологій, згідно [13], це потребує від 330000 до 830000 ракет-носіїв для запуску системи із Землі, що значно менше, ніж в підході [11], проте все рівно досить багато.

Недоліком та проблемним аспектом таких підходів [11, 13] є те, що під час виведення на орбіти і вигорання палива ракети-носії є також джерелом викидів шкідливих хімічних компонентів продуктів згорання в атмосферу. З огляду на це, виграш у боротьбі зі зменшенням концентрації CO_2 є неочевидним.

Наступний підхід [14] може ліквідувати недоліки, що пов'язані зі значною кількістю пусків ракет-носіїв, за рахунок виготовлення КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі в космосі із використанням космічних ресурсів. Однак, це також потребує значного розвитку космічної інфраструктури в навколосемному просторі і має бути міжнародним проектом із участю всіх країн Світу [15].

Іншим підходом в зменшенні ресурсів і маси системи для запуску в точку L-1 є застосування нових легких матеріалів – полімерних плівок та нанотрубок з SiO_2 (діоксид кремнію) [16]. Ці матеріали, згідно [16], відповідають вимогам щодо впливу факторів космічного простору і радіації, а їх застосування дозволяє знизити масу КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі до 550 тис. тон. В свою чергу, це дозволить знизити кількість запусків ракет-носіїв на навколосемні орбіти [16]. Подібний підхід також запропонований в Массачусетському технологічному інституті (Massachusetts Institute of Technology (MIT), USA) [17]. Він полягає в створенні тонкоплівкових сфер із композитних матеріалів і розміщенні їх також в точці Лагранжа L-1. Очікується, що застосування таких пасивних сфер не буде потребувати активного керування для підтримки свого положення, що пояснюється їх конструкцією із прозорого матеріалу для відбивання потоків сонячної радіації при мінімізації впливу сонячного тиску.

Так, підходи [16, 17] дозволяють значно оптимізувати проектні характеристики космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на повер-

хню Землі, що плануються розташовувати в точці Лагранжа L-1. Однак, перелічена вище низка проблем, що пов'язана зі зборкою, доставкою ресурсів та належним транспортуванням таких систем в досить віддалену точку від Землі, залишається досить проблемним аспектом.

В свою чергу, другий підтип КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі, який планується розгорнути на навколоземних орбітах [18, 19], є більш зрозумілим з огляду поточного розвитку ракетно-космічної техніки. Так, в роботах [18, 19] висунуто ідеї щодо створення розподілених КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі в області низьких навколоземних орбіт. В роботі [18] запропоновано створення своєрідного «кільця» із часток (фрагментів космічних тіл, фрагментів із металів, що мають відбиваючу здатність сонячного випромінювання) або спеціальних космічних апаратів навколо Землі. Показано, що оптимальний діапазон висот для розгортання такої системи є від 1900 км до 3850 км над поверхнею Землі. Автори обґрунтовують такий вибір, з одного боку практичною відсутністю аеродинамічних збурень вільно-молекулярного потоку верхньої атмосфери та потоку іоносферної плазми, що набігає, з іншого – мінімальними витратами ресурсу у порівнянні з вищими діапазонами висот. Оцінки показали, що подібні кільця можуть мати масу близько 2 млрд. тон (при застосуванні відбиваючих часток) та 5 млн. тон (при застосуванні спеціальних космічних апаратів). Також, на момент публікації цієї роботи (2006 рік [18]) було зроблено орієнтовні оцінки вартості такої системи в грошовому еквіваленті (долар США) при застосуванні трьох типів ресурсів для її виготовлення: ресурси зі Землі, ресурси з Місяці, ресурси з ближніх астероїдів. Результати цих досліджень представлено в таблиці 1.

Таблиця 1 – Оціночна калькуляція витрат на створення КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі на 2006 рік в доларах США

Тип системи	Ресурси Землі	Ресурси Місяця	Ресурси астероїдів
КС-кільце з космічних апаратів	(0,5–1) трлн. \$	500 млрд. \$	125 млрд. \$
КС-кільце з елементарних металевих часток	(200–2000) трлн. \$	(20–60) трлн. \$	(6–50) трлн. \$

З отриманих результатів видно, що при застосуванні ресурсів космосу ціна КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі значно зменшується у порівнянні зі застосуванням ресурсів Землі. Також слід врахувати, що майже за 20 років ситуація в світовому фінансово-економічному середовищі значно змінилася, а звідси оціночну вартість виготовлення таких систем також треба перераховувати. З іншого боку, очевидним залишається факт, що найбільш раціональним розгортання КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі є у випадку розвинуеного сегменту космічної індустрії [21, 22] та космічного транспортно-логістичного сегменту [23, 24]. Розвиток цих технологій [21–24] може дозволити значно знизити собівартість розгортання КС для зменшення потоку сонячної радіації на Землю шляхом використання ресурсів космосу [18], їх доставки до місця призначення (цільових орбіт) [23, 24] та виробництва в навколоземному космічному просторі [21, 22].

Враховуючи проведений аналіз особливостей створення космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на Землю, проблемними аспектами залишаються такі:

1) Наявність необхідної кількості ресурсів для створення системи в космічному просторі (у разі виготовлення модулів КС для зменшення потоку сонячної радіації на Землі, таким критичним ресурсом будуть виступати ракети-носії, кількість яких необхідна для виведення цих модулів на орбіти з подальшим розгортанням системи; у разі виготовлення в космосі – критичним ресурсом будуть виступати: матеріали, місця виробництва, космічні транспортні засоби тощо).

2) Поточний розвиток ракетно-космічної техніки для запуску даного супер-проєкту.

3) Експериментальне підтвердження ефективності впливу зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі на планетарний клімат в цілому.

4) Згортання системи у разі необхідності [20].

Окрім цього, проблемним аспектом також залишається науково-методичне опрацювання проєкту розробки КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі щодо вибору раціональних проєктних параметрів таких систем.

Проблема визначення раціональних проєктних параметрів космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. В попередніх дослідженнях [19] було сформовано математичну модель для визначення балістико-навігаційних параметрів КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі, що плануються для дислокації на низьких навколоремних орбітах. В свою чергу, для визначення інтегральної площі системи, що необхідна для зменшення потоку сонячної радіації на певну величину, було в першому наближенні взято формулу (1) [12]. Так, при застосуванні формули (1) для розрахунків зменшення потоку сонячної радіації на $23,24 \text{ В/м}^2$ на низьких навколоремних орбітах отримано результати на рисунку 1.

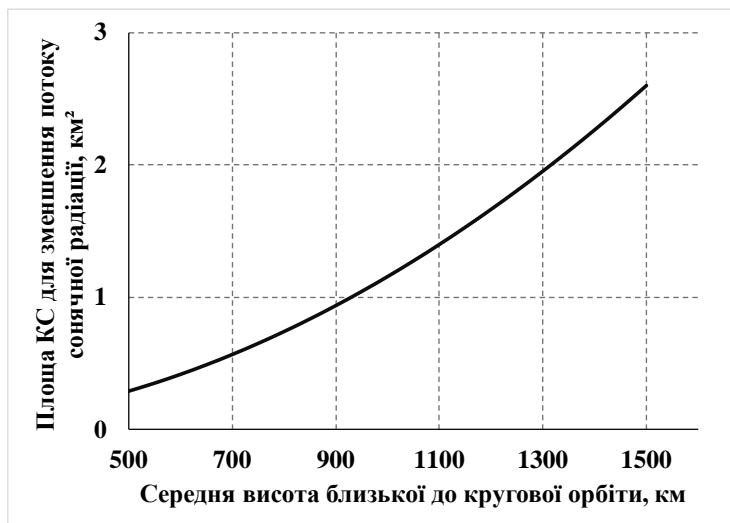


Рис. 1 – Залежність площі КС для зменшення потоку сонячної радіації на $23, 24 \text{ В/м}^2$ від висоти орбіти при застосуванні формули (1) для розрахунків

Як видно із рисунку 1, отримані результати необхідної сукупної площі розподіленої КС для зменшення потоку сонячної радіації є значно заниженими. Проведемо перевірку методом оцінок потоку сонячної радіації на освітлену сторону Землі. Сукупний потік сонячної радіації на поверхню Землі можна записати таким чином:

$$Flux_S = \iint_{S_1} (S \cdot n) ds, \quad (2)$$

де $Flux_S$ – сукупний потік сонячної радіації на освітлену частину поверхні Землі в Вт; n – вектор нормалі до поверхні, через яку рахується потік; ds – елементарна площа поверхні Землі S_1 , що освітлена Сонцем.

Так, маючи значення інтенсивності потоку сонячної радіації $S = 1367 \text{ В/м}^2$ та прийнявши, що освітлена поверхня Землі дорівнює половині її повної поверхні, можна визначити $Flux_S$ при відсутності застосування КС для зменшення потоку сонячної радіації. З іншого боку, зменшення потоку сонячної радіації на $23,24 \text{ В/м}^2$ приблизно дорівнює його зменшенню на 1,7%. Так, розрахуємо площу, яка необхідна для зменшення сукупного потоку $Flux_S$ на той же відсоток, прийнявши припущення, що блокування потоку сонячної радіації даною космічною системою є повним:

$$\begin{aligned} Flux_S_1 &= 2 \cdot \pi \cdot R_3^2 \cdot S, \\ Flux_S_2 &= 0,983 \cdot Flux_S_1, \\ S_{sh2} &= \frac{Flux_S_2}{S}, \\ S_{sh} &= 2 \cdot \pi \cdot R_3^2 - S_{sh2}, \end{aligned} \quad (3)$$

де $Flux_S_1$ – повний потік сонячної радіації на поверхню Землі; $Flux_S_2$ – потік сонячної радіації на поверхню Землі при зменшенні на 1,7%; S_{sh2} – площа Землі, на яку потрапляє $Flux_S_2$; R_3 – середній радіус Землі, 6371 км; S_{sh} – загальна площа, що необхідна для КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі на 1,7%.

Отримані оціночні розрахунки показали, що загальна площа КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі склала $S_{sh} = 4333350 \text{ км}^2$. Цей результат є досить близьким за порядком до оцінок площі, що наведені в роботі [18]. З огляду на це, можна зробити висновок, що формула (1) та методики розрахунку площі космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі, які планується розміщувати в точці Лагранжа L-1, не підходять для розрахунку площ таких систем у випадку їх розміщення на навколоземних орбітах.

Наступною ключовою відмінністю КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі, що плануються для розміщення на навколоземних орбітах, від тих, які плануються для дислокації в точці Лагранжа L-1, є динамічність перших та статичність других. Так, системи в точці рівноваги Лагранжа L-1 розраховані як ті, що утримують постійне положення відносно Землі під час свого функціонування [11–16]. В свою чергу такі системи на

навколоземних орбітах, відповідно до законів небесної механіки, будуть знаходитися у постійному русі по орбітах навколо Землі. Враховуючи це, виконання функцій блокування потоку сонячної радіації розподіленими модулями таких систем буде не завжди. Математично, ці умови коротко сформуовано в роботі [19]. Так, першою умовою, при якій елементарний модуль КС здійснює блокування потоку сонячної радіації на поверхню Землі, є необхідність його положення на освітленій стороні орбіти. Ця умова є необхідною, але не достатньою. Достатньою є умова, що полягає в необхідності знаходження цього елементарного модуля КС для зменшення потоку сонячної радіації над поверхнею Землі таким чином, щоб пряма, яка спрямована вздовж вектору від Сонця до точки положення модуля на орбіті, перетинала поверхню земного еліпсоїда. Враховуючи прив'язку до координат місцевості та загального еліпсоїда в [19], було запропоновано ці розрахунки проводити в системі координат WGS-84 таким чином:

$$\begin{aligned} \mathbf{ort}_{sun \rightarrow sc}^{wgs} &= \left[r_{sun \rightarrow sh.x}^{wgs} \quad r_{sun \rightarrow sh.y}^{wgs} \quad r_{sun \rightarrow sh.z}^{wgs} \right]^T, \\ Tar_line &= \begin{cases} R_{sh.x}^{wgs} + r_{sun \rightarrow sh.x}^{wgs} \lambda, \\ R_{sh.y}^{wgs} + r_{sun \rightarrow sh.y}^{wgs} \lambda, \\ R_{sh.z}^{wgs} + r_{sun \rightarrow sh.z}^{wgs} \lambda, \end{cases} \quad (4) \\ X_{el} &= R_{sh.x}^{wgs} + r_{sun \rightarrow sh.x}^{wgs} \lambda, \\ Y_{el} &= R_{sh.y}^{wgs} + r_{sun \rightarrow sh.y}^{wgs} \lambda, \\ Z_{el} &= R_{sh.z}^{wgs} + r_{sun \rightarrow sh.z}^{wgs} \lambda, \\ \frac{X_{el}^2}{a_{el}^2} + \frac{Y_{el}^2}{a_{el}^2} + \frac{Z_{el}^2}{b_{el}^2} &= 1, \end{aligned}$$

де $\mathbf{ort}_{sun \rightarrow sc}^{wgs}$ – орт напрямку із Сонця на елементарний модуль КС для зменшення потоку сонячної радіації на орбіті та його складові, розраховані в системі координат WGS-84 $r_{sun \rightarrow sh.x}^{wgs}$, $r_{sun \rightarrow sh.y}^{wgs}$, $r_{sun \rightarrow sh.z}^{wgs}$; Tar_line – пряма, що спрямована вздовж вектора $\mathbf{ort}_{sun \rightarrow sc}^{wgs}$; $R_{sh.x}^{wgs}$, $R_{sh.y}^{wgs}$, $R_{sh.z}^{wgs}$ – точні координати положення на орбіті елементарного модуля КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі в системі координат WGS-84; a_{el} – велика піввісь загального земного еліпсоїда; b_{el} – мала піввісь загального земного еліпсоїда; λ – безрозмірний параметр.

Таким чином, математичним виконанням другої умови є наявність дійсних коренів при рішенні системи рівнянь (4) відносно λ , $\text{Re}(\lambda_{1,2})$. З огляду на це, в роботі [20] проведено попередні дослідження і показано, що відсоток виконання функцій зменшення потоку сонячної радіації на низьких навколоземних орбітах з середньою висотою до 2000 км знаходиться в межах від 25 % до 35 % на кожному витку. Цей відсотковий параметр пропонується назвати *коефіцієнтом ефективності* КС для зменшення потоку сонячної радіації, що дислокуються на навколоземних орбітах. Проаналізуємо зміну цього коефіцієнту більш детально, варіюючи параметрами форми орбіти (ексцентриситет, фокальний параметр) і її положення (нахилення, довгота висхід-

ного вузла) із застосуванням математичної моделі орбітального руху [19]. В моделі [19] пропонується врахування збурень гравітаційного потенціалу Землі з розкладом до 10-го порядку, аеродинамічних збурень атмосфери, збурень сонячного тиску та гравітаційних збурень Місяця і Сонця. Збурення розраховуються за методиками, що наведені в роботах [25, 26] при моделі верхньої атмосфери NRLMSIS [27]. Результати аналізу наведено в таблиці 2.

Таблиця 2 – Залежність зміни коефіцієнту ефективності КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі від параметрів орбіти її дислокації

Фокальний параметр, км	Ексцентриситет	Нахилення, градус	Довгота висхідного вузла, градус	Коефіцієнт ефективності, %
7271	0.0012	98	10	28,46
7171	0.0012	98	10	29,80
7171	0.0012	98	128	32,45
7171	0.0012	30	128	34,13
7071	0.0012	10	128	35,98
7571	0.0012	10	130	31,30
8171	0.0012	10	130	28,88
8171	0.005	5	130	28,8
8171	0.005	60	310	25,05
6871	0.05	75	310	36,85

Із отриманих результатів (табл. 2) видно, що коефіцієнт ефективності КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі при їх дислокації в області низьких навколосемних орбіт з висотами від 300 км до 3000 км залежить від параметрів орбіти дислокації та знаходиться в діапазоні від 25 % до 37 %, що близько до попередніх результатів [20]. З огляду на це, для початкових оцінок можна взяти, що сукупна площа системи буде дорівнювати $S_{sh}^{full} = 3...4 \cdot S_{sh}$, що пояснюється відсотком коефіцієнта ефективності. Таким чином сукупна площа всієї космічної системи для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі на 1,7 % складе $S_{sh}^{full} = (3...4) \cdot 4333350 = (1,3 \cdot 10^7 ... 1,73 \cdot 10^7)$ км², що досить близько до оцінок, наведених в роботі [18]. Таким чином, в роботі показано необхідність врахування коефіцієнта ефективності при виборі орбіт дислокації розподіленої ефективності КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. Також при виборі орбіт в навколосемному просторі для таких систем проблемним аспектом стає їх своєрідна «конфліктність» з орбітами всіх існуючих космічних апаратів з огляду мінімізації імовірності зіткнень та виникнення ефекту Кеслера.

Обговорення результатів дослідження. Розробка, планування витрат на виробництво, виробництво та розгортання в навколосемному просторі КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі є надскладним проектом, що потребує зусиль всього людства. Реалізація такого проекту може бути доцільною лише у випадку глобальної екзистенціальної загрози планеті Земля від глобального потепління. Однак, у разі виявлення, обґрунтування та доведення такої загрози існує ризик нестачі часу для реалізації такого глобального супер-проекту, враховуючи наведені в роботі оцінки його масштабів.

З огляду на це, доцільно розвивати технології, що дозволять людству значно просунути в освоєнні навколоземного простору і сонячної системи, а також, у разі потреби, за визначені мінімальні терміни створити і розгорнути КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі з метою протидії екзистенціальній загрозі глобального потепління. До таких технологій можна віднести: технології розвитку космічної індустрії [21, 22] та технології розвитку космічної транспортної системи та логістики [23, 24]. Застосування цих високих технологій дозволить реалізувати КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі в визначеному місці.

Один із прикладів реалізації таких систем, при застосуванні транспортних космічних технологій, запропоновано в роботі [28], де розподілену КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі пропонується розгортати на навколоземних орбітах зі застосуванням спеціальних сервісних космічних апаратів. Передбачається, що застосування таких космічних апаратів дозволить на навколоземних орбітах формувати необхідні орбітальні кластери відбиваючих поверхонь, які складаються з елементарних часток заданої щільності. Ці кластери будуть елементами розподіленої КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. В свою чергу, для зменшення вартості системи, елементарні частки, також як і в роботі [18], пропонуються некерованими і пасивними з будь-якою просторовою формою (тетраєдр, куб, сфера, октаєдр тощо).

Висновки. В роботі проведено критичний аналіз підходів щодо розробки і створення космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі та визначено переваги і недоліки кожного. Із аналізу визначено, що розгортання таких систем в точці Лагранжа L-1 потребує високого розвитку космічної інфраструктури, яка недоступна на сьогодні. Показано проблемні аспекти розробки і створення КС для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі на низьких навколоземних орбітах в діапазоні висот від 300 км до 3000 км. Проведено оцінки ефективності систем зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі з огляду періодичності руху по освітленій і тіньовій стороні орбіти. З урахуванням цих оцінок запропоновано застосування коефіцієнту ефективності розподілених космічних систем для зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі. Запропоновано один із можливих варіантів раціональної реалізації системи зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі із застосуванням спеціальних сервісних космічних апаратів. Окреслено коло проблем, що мають бути вирішені при практичній реалізації систем зменшення потоку сонячної радіації на поверхню Землі в майбутньому, а також визначено основні напрями щодо їх рішення.

1. Gardner G. Many climate change scientists do not agree that global warming is happening. *BMJ*. 1998. Vol. 316. P. 1164–1171. <https://doi.org/10.1136/bmj.316.7138.1164>
2. Perry M. J. Six Facts About the Non-problem of Global Warming. American Enterprise Institute. 2020. URL: <https://www.aei.org/carpe-diem/six-facts-about-the-non-problem-of-global-warming/>
3. There is unequivocal evidence that Earth is warming at an unprecedented rate. Human activity is the principal cause. URL: <https://science.nasa.gov/climate-change/evidence/> (дата звернення 27.02.2025)
4. IPCC, 2023: Summary for Policymakers. In: *Climate Change 2023: Synthesis Report. Contribution of Working Groups I, II and III to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change* [Core Writing Team, H. Lee and J. Romero (eds.)]. IPCC, Geneva, Switzerland. 2023. P. 1–34.
5. Pfenning-Butterworth A., Buckley L. B., Drake J. M., Farner J. E., Farrell M. J., Gehman A.-L. M., Mordecai E. A., Stephens P. R., Gittleman J. L., Davies T. J. Interconnecting global threats: climate change, biodiversity

- sity loss, and infectious diseases. *The Lancet Planetary Health*. 2024. Vol. 8. Iss. 4. P. 270–283. [https://doi.org/10.1016/S2542-5196\(24\)00021-4](https://doi.org/10.1016/S2542-5196(24)00021-4)
6. *McInnes C. R.* Space-based geoengineering: Challenges and requirements. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2009. Vol. 224(3). P. 571–580. <https://doi.org/10.1243/09544062JMES1439>
 7. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. 2021. *Reflecting Sunlight: Recommendations for Solar Geoengineering Research and Research Governance*. Washington, DC: The National Academies Press.
 8. *Bingaman D. C., Rice C. V., Smith W., Vogel P. G.* A Stratospheric Aerosol Injection Lofter Aircraft Concept: Brimstone Angel. *AIAA SciTech Forum*, 6-10 January 2020, Orlando, FL. 2020. P. 1–22 <https://doi.org/10.2514/6.2020-0618>
 9. *Smith W., Bhattarai U., MacMartin D. G., Lee W. R., Vioni D., Kravitz B. and Rice C. V.* A subpolar-focused stratospheric aerosol injection deployment scenario. *Environmental Research Communications*. 2022. Vol. 4, No. 9. P. 1–15. <https://doi.org/10.1088/2515-7620/ac8cd3>
 10. *Zubrin R.* Moving the Earth. *The Space Review*. 2014. URL: <https://www.thespaceview.com/article/2547/1> (last accessed 18.02.2025).
 11. *Angel R.* Feasibility of cooling the Earth with a cloud of small spacecraft near the inner Lagrange point (L1). *PNAS*. 2006. Vol. 103. No. 46. P. 17184–17189. <https://doi.org/10.1073/pnas.0608163103>
 12. *Sánchez J-P, McInnes C. R.* Optimal Sunshade Configurations for Space-Based Geoengineering near the Sun-Earth L1 Point. *PLoS ONE*. 2015. Vol.10, No. 8: e0136648. <https://doi.org/10.1371/journal.pone.0136648>
 13. *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>
 14. *Jehle A., Scott E., Centers R.* A Planetary Sunshade Built From Space Resources. *AIAA 2020-4077 Session: Deep Space Exploration*. 2020. <https://doi.org/10.2514/6.2020-4077>
 15. *Sonty S., Chesley B.* The case to build a new ISS: the International Solar Sunshade. *SpaceNews*. 2024. URL: <https://spacenews.com/the-case-to-build-a-new-iss-the-international-solar-sunshade/> (дата звернення 27.02.2025).
 16. *Borgue O., Hein A. M.* Transparent occulters: A nearly zero-radiation pressure sunshade to support climate change mitigation. *Acta Astronautica*. 2023. Vol. 203. P. 308–318. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.12.006>
 17. *Beech M.* *Geoengineering and Climate Change: Methods, Risks, and Governance*. Scrivener Publishing LLC. 2025. 480 p. <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/book/10.1002/97811394204847>
 18. *Pearson, J., Oldson, J., Levin, E.* Earth rings for planetary environment control. *Acta Astronautica*. 2006. Vol. 58. Iss. 1. P. 44–57. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.03.071>
 19. *Alpatov A. P., Lapkhanov E. O.* Features of the development of space-based shading and lighting systems for the Earth's surface. *Technical mechanics*. 2023. No. 1. P. 25–39. <https://doi.org/10.15407/itm2023.01.025>
 20. *Alpatov A., Lapkhanov E.* The general issues of space sunshade system creation. 2025. UNOSA Presentation. URL: https://www.unoosa.org/documents/pdf/copuos/stsc/2025/ListOfTechnicalPresentations/3_%20Wednesday5th%206b_-_UKRAINE_The_general_issues_of_space_sunshade_system_creation_ppt.pdf (дата звернення 27.02.2025).
 21. *Palii O. S.* State of the art in the development of orbital industrial platforms. *Technical mechanics*. 2021. No. 3. P. 70–82. <https://doi.org/10.15407/itm2021.03.070>
 22. *Алпатов А. П., Палій О. С., Сюткіна-Дороніна С. В.* Концептуальне проектування космічної індустріальної платформи. Постановка задачі. *Космічна наука і технологія*. 2023. Т. 29. № 6 (145). С. 13–25. <https://doi.org/10.15407/knit2023.06.013>
 23. *Goldshstein Yu. M.* Orbital structure optimization technique of the low-orbit complex of on-orbit service. *Space Science and Technology*. 2023. Т. 29, № 4 (143). P. 3–11. <https://doi.org/10.15407/knit2023.04.003>
 24. *Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М.* Методика балістичного планування місії низькоорбітального сервісного обслуговування з малою постійною тягою рушійних систем. *Технічна механіка*. 2024. №2. С. 3–12. <https://doi.org/10.15407/itm2024.02.003>
 25. *Fortescue P., Stark J., Swinerd G.* *Spacecraft systems engineering*. John Wiley & Sons Ltd. Chichester, 2011. 724 p. <https://doi.org/10.1002/9781119971009>
 26. *Збруцький А. В., Ганжа А. П.* Навігація космічного апарату дистанційного зондування Землі по сьомке земної поверхності/Учебное пособие, НТУУ «КПІ». 2011. 165 с.
 27. *Emmert J. T., Drob D. P., Picone J. M., Siskind D. E., Jones M. Jr., Mlynczak M. G., et al.* NRLMSIS 2.0: A whole-atmosphere empirical model of temperature and neutral species densities. *Earth and Space Science*. 2020. Vol. 8. Iss. 3. <https://doi.org/10.1029/2020EA001321>
 28. Заявка на патент на винахід України № а202500184, МПК В64G 1/00, В64G 1/64, В23К 9/04. Розподілена космічна система затемнення землі від сонячного випромінювання для зміни її альbedo / Алпатов А. П., Лапханов Е. О., Палій О. С. – а202500184; заявл. 16.01.2025.

Отримано 03.02.2025,
в остаточному варіанті 12.03.2025