УДК 629.7 https://doi.org/10.15407/itm2023.02.041

Ю. М. ГОЛЬДШТЕЙН

ЕНЕРГЕТИЧНІ ВИТРАТИ НА ПЕРЕМІЩЕННЯ ОБ'ЄКТІВ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ НА ОРБІТИ УТИЛІЗАЦІЇ

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

Дедалі більше техногенне забруднення навколоземного космічного простору об'єктами космічного сміття різного розміру істотно обмежує можливості реалізації космічної діяльності та становить велику небезпеку для об'єктів на Землі. Особливо сильно засмічені низькі орбіти з висотами до 2000 км. Загроза зіткнення діючих космічних апаратів з космічним сміттям загрожує їх функціонуванню у навколоземному просторі. Для боротьби з космічним сміттям використовують активні та пасивні методи видалення космічного сміття з області робочих орбіт. У теперішній час в якості перспективних засобів видалення космічного сміття розглядають: переміщення космічного сміття в район низьких навколоземних орбіт з терміном існування менше двадцяти п'яти років, переміщення на орбіту поховання і орбітальну утилізацію. За останніми рекомендаціями переміщені в район низьких навколоземних орбіт об'єкти космічного сміття повинні мати термін існування менше двадцяти п'яти років. Під час руху в щільних шарах атмосфери дрібні об'єкти космічного сміття, як правило, повністю згоряють, а великі згоряють частково і можуть долітати до Землі. Через великі помилки прогнозування руху об'єктів космічного сміття в атмосфері неможливо з достатньою точністю і своєчасно передбачити місце та час падіння на Землю великих об'єктів космічного сміття. На орбітах поховання об'єкти космічного сміття можуть перебувати сотні років і не перешкоджати здійсненню космічних проєктів. Цей спосіб видалення об'єктів космічного сміття знижує ризики зіткнень з об'єктами космічного сміття у вихідному районі, але підвищує їх у районі поховання. Відповідно до концепції орбітальної утилізації космічне сміття розглядається в якості ресурсу індустрії на орбіті. Здійснення активного видалення космічного сміття пов'язано з великими енергетичними витратами сервісних космічних апаратів для виконання переміщень об'єктів космічного сміття. У зв'язку із цим важливою стає задача оцінювання енергетичних витрат сервісних космічних апаратів для виконання переміщень об'єктів космічного сміття. Метою статті є порівняльна оцінка енергетичних витрат переміщення об'єктів космічного сміття на орбіти утилізації з використанням сервісних космічних апаратів з електрореактивними рушійними установками. Методами вирішення задачі є методи динаміки польоту, усереднення і математичного моделювання. Новизна отриманих результатів полягає в розробці балістичної схеми і оперативної методики розрахунку енергетичних витрат переміщення об'єктів космічного сміття на орбіту утилізації з використанням сервісних космічних апаратів з електрореактивними рушійними установками постійної малої тяги. Розроблена методика може бути використана при обґрунтуванні і плануванні переміщення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт з малим ексцентриситетом на орбіти утилізації.

Ключові слова: *космічне сміття, видалення, утилізація, математичне моделювання.*

The ever-increasing clogging of near-Earth space by space debris objects of various sizes significantly limits the possibilities of space activities and poses a great danger to the Earth's objects. This is especially true for low orbits with altitudes up to 2,000 km. The risk of collision of operating spacecraft with space debris threatens their functioning in near-Earth space. To control space debris, use is made of active and passive methods of space debris removal from operational orbits. At present, promising means of space debris removal are a space debris transfer to low-Earth orbits with a lifetime of less than twenty-five years, a transfer to a junk obit, and in-orbit utilization. According to the latest recommendations, space debris objects moved to low-Earth orbits should have a lifetime of less than twenty-five years. In the dense atmosphere, small space debris objects usually burn up completely, while large ones burn up only partially and may reach the Earth. Since space debris motion in the atmosphere can only be predicted with large errors, a timely and accurate prediction of the place and time of fall of large space debris objects onto the Earth is impossible. Space debris objects can remain in junk orbits for hundreds of years without interfering with space projects. This method of space debris removal reduces the risk of collision with space debris objects in the initial orbit, but increases it in the junk one. According to the concept of in-orbit utilization, space debris is considered a resource for the in-orbit industry. An active space debris removal involves high energy expenditures of service spacecraft. In this regard, the task of their estimation becomes important. The goal of this paper is a comparative assessment of the energy expenditures for moving space debris objects into utilization orbits using service spacecraft with electrojet propulsion systems. The problem is solved using methods of flight dynamics, averaging, and mathematical simulation. The novelty of the obtained results lies in the development of a ballistic scheme and a fast procedure to calculate energy expenditures for moving space debris objects to a disposal orbit using service spacecraft with constant low-thrust electrojet propulsion system. The procedure may be used in substantiating and planning space debris transfer from low-eccentricity low-Earth orbits to utilization orbits.

Keywords: *space debris, removal, disposal, mathematical modeling.*

© Ю. М. Гольдштейн, 2023

Вступ. Дедалі більше техногенне забруднення навколоземного космічного простору об'єктами космічного сміття (ОКС) різного розміру істотно обмежує можливості реалізації космічної діяльності та становить велику небезпеку для об'єктів на Землі. Особливо сильно засмічені низькі орбіти з висотами до 2000 км. Загроза зіткнення діючих космічних апаратів (КА) з ОКС загрожує їх функціонуванню у навколоземному просторі. Для боротьби з ОКС використовують активні та пасивні методи видалення ОКС з області робочих орбіт. Багато сучасних робіт [1–5] присвячено вивченню проблеми видалення ОКС. Слід зазначити, що всі активні методи, що передбачають зміну орбіт, вимагають вирішення дуже складних задач через необхідність враховувати перебування КА, що діють, і орбіт поховання апаратів з ядерними енергоустановками. У даний час в якості перспективних засобів видалення ОКС розглядаються: переміщення ОКС в район низьких навколоземних орбіт, переміщення на орбіту поховання і орбітальну утилізацію. За останніми рекомендаціями переміщені в район низьких навколоземних орбіт ОКС повинні мати термін існування менше двадцяти п'яти років. Під час руху в щільних шарах атмосфери дрібні ОКС, як правило, повністю згоряють, а великі згоряють частково і можуть долітати до Землі. Через великі помилки прогнозування руху ОКС в атмосфері неможливо з достатньою точністю і своєчасно передбачити місце та час падіння на Землю великих ОКС. Це не дозволяє вжити необхідних заходів захисту життя та майна. У районах поховання ОКС можуть перебувати сотні років і не перешкоджати здійсненню космічних проєктів. Цей спосіб видалення ОКС знижує ризики зіткнень з ОКС у вихідному районі, але підвищує їх у районі поховання. Утилізація ОКС передбачає його переміщення, складування та переробку на орбітах утилізації [6] і може разом зі зменшенням ризиків зіткнень діючих КА з ОКС і ризиків падіння ОКС на Землю приносити суттєві економічні вигоди. В роботі [6] запропоновано в якості орбіт утилізації використовувати орбіти у висотних шарах у діапазоні 1100 км – 1200 км і вище 1800 км. Нахилення орбіт утилізації запропоновано вибирати в інтервалах максимумів концентрації каталогізованих об'єктів по нахиленню (0° – 5°, 70° –75°, 80°– 85° і 95° – 100°). Вигоди від утилізації ОКС полягають у можливості повторного використання на новостворених КА справних цінних пристроїв, приладів та матеріалів. Крім того, утилізовані ОКС можуть також використовуватися як джерело матеріалів для будівництва у космосі, джерело енергії та робочого тіла для здійснення маневрів КА. Здійснення активного видалення ОКС пов'язано з великими енергетичними витратами сервісних космічних апаратів (СКА). У зв'язку із цим важливою стає задача оцінювання енергетичних витрат СКА для виконання міжорбітальних перельотів. Метою статті є порівняльна оцінка енергетичних витрат переміщення ОКС на орбіти утилізації з використанням СКА з електрореактивними рушійними установками малої тяги. Методами вирішення задачі є методи динаміки польоту, усереднення і математичного моделювання. Новизна отриманих результатів полягає в розробці балістичної схеми і оперативної методики розрахунку енергетичних витрат переміщення ОКС на орбіту утилізації з використанням СКА з електрореактивними рушійними установками постійної малої тяги. Розроблена методика може бути використана при обґрунтуванні і плануванні переміщення ОКС з низьких навколоземних орбіт з малим ексцентриситетом на орбіти утилізації.

Постановка задачі. Розглядається задача переміщення ОКС на орбіту утилізації з використанням СКА з електрореактивними рушійними установками постійної малої тяги. Передбачається, що СКА базується на орбіті утилізації і перелітає на орбіту ОКС, а після цього разом з ОКС повертається на орбіту утилізації. Вважається, що міжорбітальний переліт є основним фактором, що впливає на енергетичні витрати переміщення ОКС на орбіту утилізації.

За умовами задачі вважається, що орбіта ОКС і орбіта утилізації мають малий ексцентриситет, мало відрізняються за нахилами і істотно відрізняються за радіусами орбіт. Радіус орбіти утилізації суттєво більший за радіус орбіти ОКС. Завдяки цьому орбіти утилізації і ОКС мають різні швидкості прецесії довготи висхідного вузла (ДВВ) і їх взаємне розташування постійно змінюється. Початок перельоту СКА між орбітами утилізації та ОКС обирається таким чином, щоб наприкінці перельоту їх ДВВ збігалися. Цього можна досягти за рахунок вибору початкових значень ДВВ орбіт ОКС і утилізації ОКС. Використання прецесії ДВВ за рахунок другої зональної гармоніки геопотенціалу Землі дозволяє уникнути додаткових енергетичних витрат для суміщення ДВВ орбіт ОКС і утилізації. Завдяки цьому енергетичні витрати переміщення ОКС з орбіти ОКС на орбіту утилізації залежать тільки від різниці нахилів і радіусів їх орбіт.

При визначенні енергетичних витрат переміщення ОКС на орбіту утилізації не береться до уваги дія гравітаційних збурювань більш високого порядку, ніж ті, що пов’язані із впливом другої зональної гармоніки геопотенціалу Землі. Не беруться до уваги і збурювання за рахунок впливу атмосфери Землі, тяжіння інших планет і сонячного тиску.

В результаті розв’язання розглянутої задачі потрібно розробити балістичну схему і оперативні методики розрахунку енергетичних витрат переміщення ОКС з орбіти ОКС на орбіту утилізації і умов початку переміщення. Провести порівняльну оцінку енергетичних витрат переміщення ОКС на орбіту утилізації з використанням СКА з електрореактивними рушійними установками малої тяги.

Маршові двигуни СКА. В даний час вважається, що електричні ракетні двигуни (ЕРД) (стаціонарні плазмові (СПД) та іонні) є найбільш перспективними для СКА, що використовуються для багаторазових перельотів з орбіт ОКС на орбіту утилізації. Необхідно відзначити, що ЕРД мають високий питомий імпульс, але малу тягу. Істотним недоліком ЕРД є високе енергоспоживання, що значно збільшує масу системи енергопостачання. За оцінками фахівців, ефективність використання ЕРД буде збільшуватися зі збільшенням кратності використання СКА. Аналіз області застосування СКА з ЕРД показує їхню перевагу в завданнях, коли час польоту не є критичним параметром.

В табл. 1 і табл. 2 наведено характеристики сучасних ЕРД.

Таблиця 1 – Характеристики СПД

Характеристика	СПД-50	СПД-100	СПД-140
Тяга, мН	20	83	0,3
Питомий імпульс тяги, км/с	12,5	25	20

Таблиця 2 – Характеристики іонних двигунів

Характеристика	XIPS-13	XIPS-25	RIT-10
Тяга, мН	18	165	15
Питомий імпульс тяги, км/с	23,5	35	34

Моделювання енергетичних витрат переміщення ОКС на орбіту утилізації. Початок перельоту СКА між орбітами ОКС та утилізації обирається таким чином, щоб наприкінці перельоту їх ДВВ збігалися. Це дозволяє уникнути енергетичних витрат для суміщення площин ОКС і утилізації. Характерною особливістю міжорбітальних перельотів СКА з двигунами малої тяги є мале, у порівняні з місцевим гравітаційним, прискорення. Використання СКА з двигунами малої тяги для перельоту між близькими до кругових орбітами призводить до багатовиткових спіралеподібних траєкторій. Тривалість активного польоту СКА збігається з тривалістю польоту.

В роботі розглянуто керований переліт СКА початкової маси m_0 з двигуном малої постійної тяги. Керування перельотом здійснюється при нульовому куті тангажа за рахунок зміни величини і напрямку кута рискання β. Керуючий кут рискання β в межах витка змінює знак кожні пів-обороту орбіти при значеннях аргументу широти u, які дорівнюють $u = \frac{\pi}{2}$ і $u = \frac{3\pi}{2}$.

$$\beta = \begin{cases} -\tilde{\beta} & u \in \left[\frac{\pi}{2}, \frac{3\pi}{2}\right], \\ \tilde{\beta} & u \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right] \cup \left[\frac{3\pi}{2}, 2\pi\right]. \end{cases} \tag{1}$$

У припущенні нульового ексцентриситету орбіти міжорбітального перельоту запишемо систему диференціальних рівнянь польоту СКА, з урахуванням впливу другої зональної гармоніки геопотенціалу Землі, в зручному для проведення аналітичних досліджень вигляді системи рівнянь (2) – (6) в орбітальних елементах [7]

$$\frac{dr}{dt} = 2\sqrt{\frac{r^3}{\mu}}\left[\frac{T}{m}\cos\beta - \frac{3\mu J_2 R_3^2}{r^4}\sin^2 i \sin u \cos u\right], \tag{2}$$

$$\frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{r}{\mu}}\left[\frac{T}{m}\sin\beta\cos u - \frac{3\mu J_2 R_3^2}{r^4}\sin i \cos i \sin u \cos u\right], \tag{3}$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{r}{\mu}}\left[\frac{T}{m}\sin\beta\frac{\sin u}{\sin i} - \frac{3\mu J_2 R_3^2}{r^4}\sin i \cos i \sin^2 u\right], \tag{4}$$

$$\frac{du}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} - \sqrt{\frac{r}{\mu}}\left[\frac{T}{m}\sin\beta\frac{\sin u}{\tan i} + \frac{3\mu J_2 R_3^2}{r^4}\left(4\cos^2 i - 1\right)\sin^2 u\right], \tag{5}$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{w}, \tag{6}$$

де r – радіус, i – нахил, Ω – довгота висхідного вузла, u – аргумент широти орбіти, m – поточна маса СКА з вантажем,
T – тяга, що діє на СКА, β – кут рискання тяги, $R_З$ – екваторіальний радіус Землі, μ – гравітаційний параметр Землі, J_2 – друга зональна гармоніка Землі, w — швидкість витікання робочого тіла.

Керуючись методикою [7], усереднимо систему рівнянь (2) – (6) по аргументу широти u. В результаті отримаємо наступну систему усереднених динамічних рівнянь (7) – (11)

$$\left\langle \frac{dr}{dt} \right\rangle = 2\sqrt{\frac{r^3}{\mu}}\,\frac{T}{m}\cos\tilde{\beta}\,, \tag{7}$$

$$\left\langle \frac{di}{dt} \right\rangle = \frac{2}{\pi}\sqrt{\frac{r}{\mu}}\,\frac{T}{m}\sin\tilde{\beta}\,, \tag{8}$$

$$\left\langle \frac{d\Omega}{dt} \right\rangle = -\frac{3}{2}J_2\sqrt{\frac{\mu}{r^7}}\,R_З^2\cos i\,, \tag{9}$$

$$\left\langle \frac{du}{dt} \right\rangle = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} - \frac{3}{2}J_2\sqrt{\frac{\mu}{r^7}}R_З^2\left(4\cos^2 i - 1\right), \tag{10}$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{w}\,. \tag{11}$$

В роботі [8] показано, що система диференціальних рівнянь має аналітичний розв’язок, який дозволяє розв’язати крайову задачу міжорбітального перельоту СКА. З використанням результатів цієї роботи нижче наведено співвідношення для обчислення витрат характеристичної швидкості ΔV, моторного часу $t_м$ і палива Δm, що потрібні для виконання просторового перельоту СКА з вихідної кругової орбіти радіуса r_1 і нахилу i_1 на кругову орбіту призначення радіуса r_2 і нахилу i_2.

Характеристична швидкість ΔV для виконання просторового перельоту СКА, має наступний вигляд:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}\sqrt{1 - \frac{2\cos(\pi\Delta i/2)}{\sqrt{r_2/r_1}} + \frac{r_1}{r_2}}\,, \tag{12}$$

де $\Delta i = \left| i_2 - i_1 \right|$.

Моторний час СКА $t_м$, що дорівнює в розглянутому випадку тривалості польоту, має наступний вигляд:

$$t_м = \frac{wm_0}{T}\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{w}\right)\right]. \tag{13}$$

Необхідна для виконання міжорбітального перельоту маса палива Δm визначиться за формулою:

$$\Delta m = m_0\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{w}\right)\right]. \tag{14}$$

Модуль кута рискання вектора тяги $\tilde{\beta}$ згідно [8] визначається співвідношенням (15)

$$\tilde{\beta} = \left| \arctan\left(\frac{\pi \Delta i}{\ln\left(\frac{r_1}{r_2}\right)} \right) \right| . \qquad (15)$$

Визначення умов початку переміщення ОКС на орбіту утилізації. Початок перельоту СКА між вихідною орбітою і орбітою призначення обирається таким чином, щоб наприкінці перельоту їх ДВВ збігалися. Для виконання цієї умови різниця ДВВ вихідної орбіти на початку перельоту і орбіти призначення в кінці перельоту має дорівнювати зміні різниці ДВВ вихідної орбіти і орбіти призначення СКА за час перельоту $t_м$.

Введемо до розгляду кути $\Delta\Omega^0$, $\Delta\Omega^1$, $\Delta\Omega^{пер}$. Кут $\Delta\Omega^0$ дорівнює початковій різниці ДВВ вихідної орбіти і орбіти призначення СКА. Кут $\Delta\Omega^1$ дорівнює різниці ДВВ вихідної орбіти на початку перельоту і орбіти призначення в кінці перельоту СКА. Кут $\Delta\Omega^{пер}$ дорівнює зміні різниці ДВВ вихідної орбіти і орбіти призначення СКА за час перельоту $t_м$. Кути $\Delta\Omega^0$, $\Delta\Omega^1$, $\Delta\Omega^{пер}$ вимірюються у напрямку прецесії вихідної орбіти і орбіти призначення СКА від орбіти з більшою кутовою швидкістю прецесії до орбіти з меншою кутовою швидкістю прецесії.

За умовами задачі кутові швидкості прецесії вихідної орбіти ω_1 і орбіти призначення ω_2 постійні за величиною і згідно (10) розраховуються за формулами (16) і (17):

$$\omega_1 = -\frac{3}{2} J_2 \sqrt{\frac{\mu}{(r_1)^7}}\, R_3^2 \cos i_1 , \qquad (16)$$

$$\omega_2 = -\frac{3}{2} J_2 \sqrt{\frac{\mu}{(r_2)^7}}\, R_3^2 \cos i_2 . \qquad (17)$$

Кут $\Delta\Omega^1$ розраховується за формулою (18)

$$\Delta\Omega^1 = \Delta\Omega^0 + |\omega_2| t_м . \qquad (18)$$

Кут $\Delta\Omega^{пер}$ розраховується за формулою (19)

$$\Delta\Omega^{пер} = \left| -\frac{3}{2} J_2 \sqrt{\mu} R_3^2 \int_0^{t_м} r(t)^{-7/2} \cos i(t)\, dt \right| \approx \left| \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} \right| t_м \qquad (19)$$

.

Наближений вираз для $\Delta\Omega^{пер}$ отримано завдяки лінійності підінтегрального виразу в (19). З врахуванням (18) і (19) отримаємо, що для початку перельоту СКА між вихідною орбітою і орбітою призначення потрібно, щоб кут $\Delta\Omega^{0}$ задовольняв умові (20)

$$\Delta\Omega^{0} = \left|\frac{\omega_1 + \omega_2}{2}\right| t_{м} - |\omega_2| t_{м} . \quad (20)$$

Порівняльна оцінка енергетичних витрат переміщення ОКС на орбіту утилізації. Енергетичні витрати переміщення ОКС на орбіту утилізації складаються з енергетичних витрат перельоту СКА з орбіти утилізації на орбіту ОКС та перельоту СКА з ОКС на орбіту утилізації. У процесі досліджень було визначено енергетичні витрати, що необхідні для переміщення ОКС з вихідних орбіт з малим ексцентриситетом з висотного діапазону 200 км – 1200 км на орбіту утилізації з висотою 1200 км і для порівняння для переміщення на орбіту з терміном існування менше двадцяти п’яти років з середньою висотою 200 км. Нахил орбіт ОКС і утилізації приймався рівним 70°. Енергетичні витрати оцінювалися шляхом визначення характеристичної швидкості переміщення ОКС, а також відповідної кількості палива, що необхідно для реалізації цього переміщення. При виконанні розрахунків приймалося, що початкова маса СКА дорівнює 1500 кг, а маса ОКС, що видаляється, дорівнює 500 кг. Розглядались СКА з рушійними установками з 4 ЕРД XIPS-25 і 4 ЕРД СПД-140. В таблиці 3 наведено характеристики ЕРД XIPS-25 і ЕРД СПД-140.

Таблиця 3 – Характеристики ЕРД, що використані в розрахунках

Характеристика	XIPS-25	СПД-140
Тяга, Н	0,165	0,3
Питомий імпульс тяги, км/с	35	20

На рис. 1 наведено графіки залежності від висоти орбіти ОКС характеристичних швидкостей для переміщення ОКС на орбіту утилізації і на орбіту спуску в атмосферу.

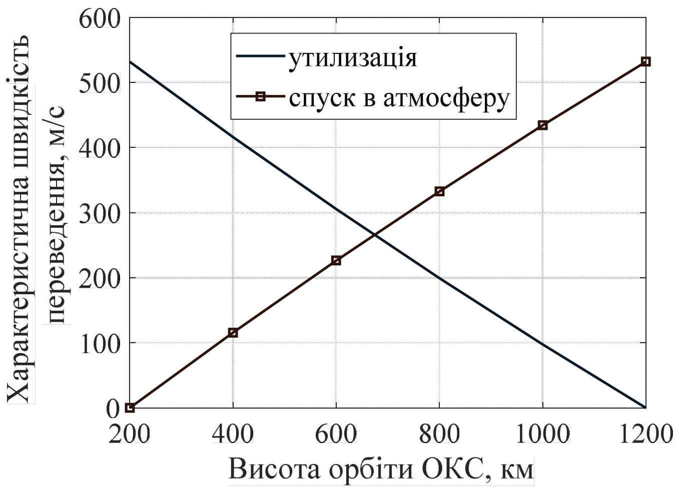

Рис. 1 – Витрати характеристичних швидкостей переміщення ОКС на орбіти утилізації і спуску в атмосферу

З аналізу наведених на рис. 1 графіків випливає, що витрати характеристичної швидкості для змінення висоти орбіти ОКС на 100 км близькі до 50 м/с і, що для орбіт ОКС з висотами вище 650 км компланарне відведення на орбіту утилізації вимагає менших витрат характеристичної швидкості, ніж спуск в атмосферу. Проведені для різниці нахилів орбіт ОКС і утилізації менших 4° розрахунки показали, що характеристична швидкість повороту площини орбіти ОКС лінійно залежить від різниці нахилів, а поворот площини орбіти ОКС на 1° на орбіті висотою 1200 км потребує витрат 200 м/с характеристичної швидкості.

На рис. 2 для СКА з рушійними установками з 4 ЕРД XIPS-25 і 4 ЕРД СПД-140 наведено графіки витрат палива для переміщення ОКС на орбіту утилізації в залежності від висоти орбіти ОКС.

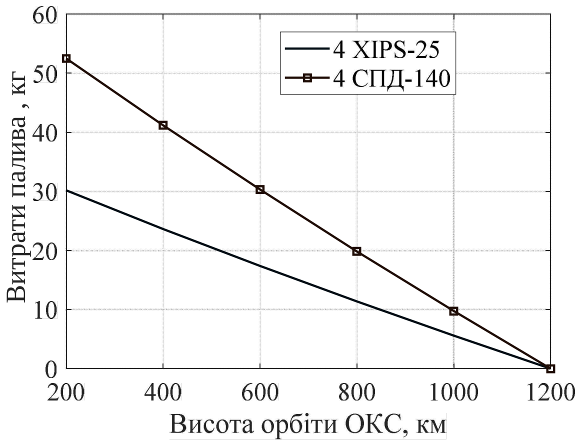

Рис. 2 – Витрати палива на переміщення ОКС на орбіту утилізації для СКА із 4 XIPS-25 і 4 СПД-140

З наведених графіків витікає, що використання рушійної установки з 4 ЕРД XIPS-25 дозволяє суттєво знизити витрати палива у порівнянні з використанням рушійної установки з 4 ЕРД СПД-140. Це пояснюється більшим питомим імпульсом тяги ЕРД XIPS-25.

На рис. 3 для СКА з рушійними установками з 4 ЕРД XIPS-25 і 4 ЕРД СПД-140 наведено графіки витрат часу для переміщення ОКС на орбіту утилізації в залежності від висоти орбіти ОКС.

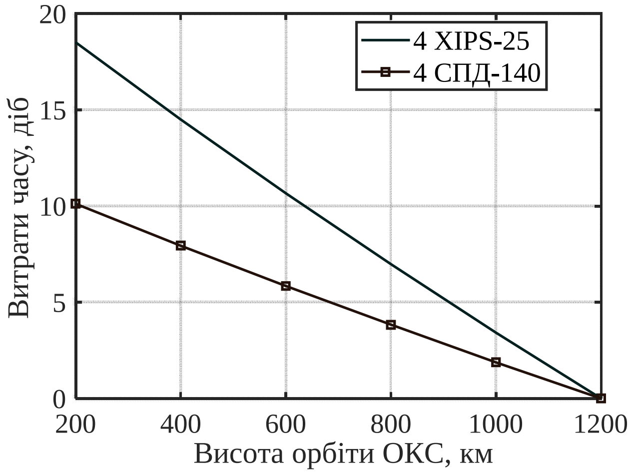

Рис. 3 – Витрати часу на переміщення ОКС на орбіту утилізації для СКА із 4 XIPS-25 і 4 СПД-140

З наведених графіків витікає, що при використанні рушійної установки з 4 ЕРД XIPS-25 витрати часу на переміщення ОКС більші за витрати часу на переміщення ОКС при використанні рушійної установки з 4 ЕРД СПД-140. Пояснюється це більшою тягою ЕРД СПД-140.

На рис. 4 для СКА з рушійною установкою з 4 ЕРД XIPS-25 в залежності від висоти орбіти ОКС наведено графіки витрат палива для переміщення на орбіту утилізації СКА і СКА з ОКС.

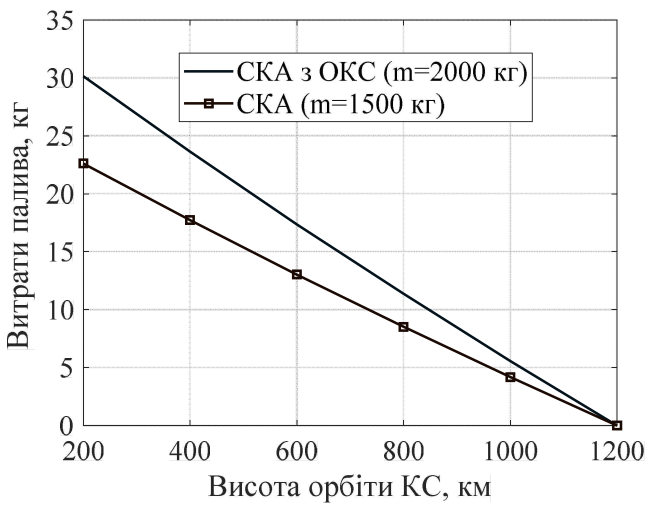

Рис. 4 – Витрати палива на переміщення на орбіту утилізації з ОКС СКА і СКА з ОКС

На рис. 5 для СКА з рушійною установкою з 4 ЕРД XIPS-25 в залежності від висоти орбіти ОКС наведено графіки витрат часу для переміщення на орбіту утилізації СКА і СКА з ОКС.

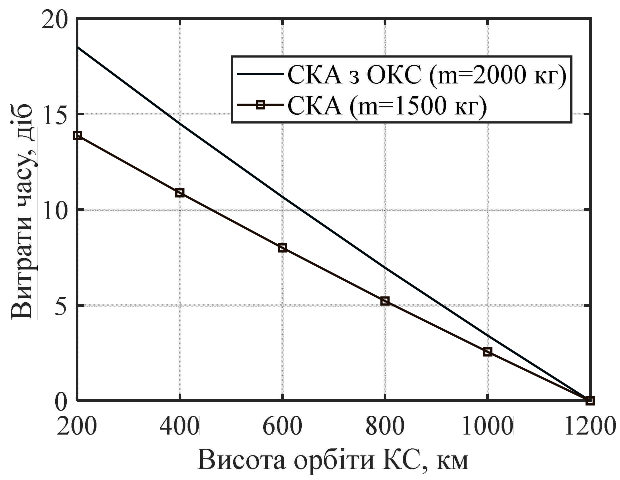

Рис. 5 – Витрати часу на переміщення на орбіту утилізації з ОКС СКА і СКА з ОКС

Наведені на рис. 4 і рис. 5 графіки дозволяють оцінити витрати палива і часу на двох етапах переміщення ОКС на орбіту утилізації і ілюструють суттєву залежність витрат палива і часу від сумарної маси СКА і ОКС.

Висновки. Розроблені в роботі балістична схема і оперативні методики дозволили провести порівняльну оцінку енергетичних витрат переміщення об'єктів космічного сміття на орбіту утилізації і на орбіту спуску в атмосферу. В роботі показано, що для орбіт об'єктів космічного сміття з висотами вище 650 км компланарне переміщення на орбіту утилізації вимагає менших витрат характеристичної швидкості, ніж спуск в атмосферу. Проведені розрахунки продемонстрували, що зменшення маси сервісного космічного апарата веде до зменшення витрат палива на переміщення об'єктів космічного сміття на орбіту утилізації і, що використання іонного електричного ракетного двигуна XIPS-25 дозволяє суттєво знизити витрати палива у порівнянні з використанням електричного ракетного двигуна СПД-140. Перевага електричного ракетного двигуна XIPS-25 пояснюється його більшим питомим імпульсом тяги. Розроблена методика може бути використана при обґрунтуванні і плануванні переміщення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт з малим ексцентриситетом на орбіти утилізації.

1. *Алпатов А. П.* Космический мусор: аспекты проблемы. Технічна механіка. 2018. № 2. С. 30–47. https://doi.org/10.15407/itm2018.01.030
2. *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
3. *Yu J., X. Chen, L. Chen, et al*. Optimal scheduling of GEO debris removing based on hybrid optimal control theory. Acta Astronautica. 2014. Vol. 93. P. 400–409. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.015
4. *Yu J., Chen. L.* Optimal planning of LEO active debris removal based on hybrid optimal control theory. Advances in Space Research. 2015. Vol. 55. P. 2628–2640. https://doi.org/10.1016/j.asr.2015.02.026
5. *Голубек А. В., Дронь Н. М., Ляшенко А. Н.* Комбинированный увод крупногабаритного космического мусора с учётом динамически изменяющейся атмосферы Земли. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. 2016. Т. XXI. С. 34–41.
6. *Alpatov A. P., Goldshtein Yu. M.* Assessment perspectives for the orbital utilization of space debris. Space Science and Technology. 2021. Vol. 27. № 3. P. 3–12. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.003
7. *Zhang S., Han C., Sun X.* New solution for rendezvous between geosynchronous satellites using low thrust, J. Guid. Contr. Dynam. 2018. 41 (3). P. 1–10. https://doi.org/10.2514/1.G003270
8. *Лебедев В.Н.* Расчёт движения космического аппарата с малой тягой. М.: ВЦ АН СССР. 1968. 108 с.

Отримано 01.05.2023,
в остаточному варіанті 22.05.2023