

ОЦІНКА ЗМІНИ ЗНАЧЕНЬ ПАРАМЕТРІВ ЕЛЕКТРОДИНАМІЧНОЇ КОСМІЧНОЇ ТРОСОВОЇ СИСТЕМИ ВНАСЛІДОК ТЕПЛОВИХ ВПЛИВІВ

Інститут технічної механіки

*Національної академії наук України і Державного космічного агентства України
вул. Лейко-Попеля 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: mishch_alex@ukr.net*

Доопрацьовано модель визначення зміни температури троса при орбітальному русі, що є важливим питанням для функціонування пасивних електродинамічних космічних тросових систем (ЕДКТС) з термоелектронним покриттям. Показано, що термоелектронне покриття троса істотно збільшує збирання струмів системою, що значно підвищує ефективність функціонування ЕДКТС порівняно з пасивною ЕДКТС без додаткових контакторів. Проведено дослідження впливу теплових режимів функціонування на зміну значень параметрів ЕДКТС. Для визначення зміни температури елементів ЕДКТС використано рівняння теплового балансу, яке враховує тепловий потік прямого сонячного випромінювання, потік відбитого Землею сонячного випромінювання, тепловий потік власного випромінювання Землі, втрати в результаті атмосферного опору, омичні втрати в електродинамічному тросі, втрати за рахунок електронних ударів, тепловий потік, що випромінюється поверхнею троса, тепловий потік за рахунок теплопровідності троса. Для розрахунку електричних струмів при функціонуванні ЕДКТС в пасивному режимі використовуються моделі, які ґрунтуються на моделях орбітально обмеженого струму для анодної частини троса та на теорії Річардсона–Дешмана для повної емісії для катодного сегменту троса. Показано, що при проектуванні та створенні ЕДКТС одним з важливих питань є вибір матеріалу троса, який повинен відповідати деяким вимогам до його характеристик. Параметри матеріалу, які необхідно враховувати, є його теплоємність, коефіцієнти поглинання сонячного світла та випромінювання світла у інфрачервоному діапазоні. Ці параметри є ключовими при розрахунку зміни температури системи. Для матеріалів з більшою теплоємністю процеси нагрівання та остигання поверхні елементів системи будуть проходити повільніше. Показано, що екстремальні температури елементів системи на тіньовій і освітленій ділянці орбіти істотно залежать від відношення коефіцієнтів поглинання сонячного випромінювання і випромінювання світла матеріалом троса в інфрачервоному діапазоні. Це відношення визначається як конкретним матеріалом, так і наявністю в ньому домішок, ступенем шорсткості чи дзеркальності поверхні.

Ключові слова: електродинамічна космічна тросова система, проектні параметри, тепловий баланс системи, термоелектронне покриття.

This paper presents a refined model for determining the tether temperature variation in orbital motion, which is of importance to the operation of passive electrodynamic space tether systems (EDSTSs) with a thermoelectronic coating. It is shown that a thermoelectronic coating of a tether significantly increases the collection of currents by the system, thus considerably increasing the EDSTS operational efficiency in comparison with the absence of additional contactors. The effect of thermal conditions on the EDSTS parameters is studied. The EDSTS component temperature variation is studied using a thermal balance equation, which accounts for the direct solar heat flux, the Earth-reflected solar heat flux, the Earth's intrinsic heat flux, the aerodynamic heating, the ohmic heating, the electron impact heating, the thermal radiation of the tether, and the tether hat conductivity. To calculate the electric currents in the EDSTS passive operation, use is made of models based on orbitally limited current models for the anode segment of the tether and the Richardson – Dushman theory for total emission from the cathode segment of the tether. It is shown that on of important issues in EDSTS designing and making is the choice of a tether material that would meet certain requirements for its characteristics. The material parameters to be accounted for are the heat capacity, the IR solar absorptance, and the IR emittance. These parameters are crucial in the calculation of the system temperature variation. The greater the heat capacity, the slower the processes of system component heating and cooling. It is shown that the extreme temperatures of the system components in the shadowed and the illuminated portion of the orbit depend significantly of the ratio of the tether IR solar absorptance to the tether IR emittance. This ratio is governed both by a specific material and by the presence of impurities therein and the roughness or mirror finish degree of its surface.

Keywords: electrodynamic space tether system, design parameters, thermal balance of the system, thermoelectronic coating.

Вступ. Можливість використання електродинамічних космічних тросових систем для відводу відпрацьованих космічних апаратів та здійснення маневрів розглядається дослідниками протягом декількох десятиліть. У ряді сучасних проєктів [1–4] пасивних електродинамічних космічних тросових систем (ЕДКТС) пропонується покрити трос термоелектронним матеріалом з низькою роботою виходу електронів. Внаслідок цього при досить низькій роботі виходу електронів з поверхневого шару троса термоемісія електронів з катодної частини ЕДКТС може перевищити іонний струм, що значно

© О. В. Міщенко, 2025

підвищує ефективність системи.

Важливим питанням для ефективного функціонування пасивних ЕДКТС з термоелектронним покриттям є визначення температурних режимів роботи системи. По-перше, від температури залежить сила термоелектронного струму i , разом з цим, гальмуюча систему сила Ампера. По-друге, теплові впливи можуть викликати значні зміни параметрів системи, таких як довжина троса, що може стати причиною додаткових коливань системи.

Ціль статті – розробка моделі визначення зміни температури троса ЕДКТС при орбітальному русі та дослідження впливу теплових режимів функціонування на зміну значень параметрів ЕДКТС.

Для розрахунку електричних струмів при функціонуванні ЕДКТС в пасивному режимі використовуються моделі, які ґрунтуються на моделях орбітально обмеженого струму для анодної частини троса та на теорії Річардсона–Дешмана для повної емісії [1] для катодного сегменту троса:

$$\frac{dI}{dx} = \begin{cases} p_t j_{OML_e} & \text{для анодної частини троса} \\ -p_t(j_{RD} + j_\phi + j_{OML_i}) & \text{для катодної частини троса} \end{cases} \quad (1)$$

де p_t – периметр поперечного переріза троса; $j_{OML_e} = \frac{en_0}{\pi} \sqrt{\frac{2eU}{m_e}}$,

$j_{OML_i} = \frac{en_0}{\pi} \sqrt{\frac{2eU}{m_i}}$ – густини електронного та іонного струму, обмеженого

орбітальним рухом, відповідно; j_{RD} , j_ϕ – густина емісійного термоелектронного струму Річардсона–Дешмана (Richardson–Dushman emission – RD) та густина фотоструму відповідно; n_0 – концентрація заряджених часток у навколишній незбуреній іоносферній плазмі; m_e , e , m_i – маса та заряд електрона, маса іонів; U – потенціал троса відносно плазми.

Густина емісійного термоелектронного струму Річардсона–Дешмана та густина фотоструму визначаються такими співвідношеннями [2]:

$$j_{RD} = en_{emp} \sqrt{\frac{2kT_t}{\pi m_e}}, \quad j_\phi = en_\phi \sqrt{\frac{2kT_t}{\pi m_e}}, \quad (2)$$

$$n_{emp} = AT_t^2 \exp(-W/kT_t) \sqrt{\frac{\pi m_e}{2e^2 kT_t}}, \quad n_\phi = \alpha_m AT_t^2 \exp(E_s - W/kT_t) \sqrt{\frac{\pi m_e}{2e^2 kT_t}}, \quad (3)$$

де n_{emp} , n_ϕ – концентрація термоелектронної та фотоемісії з троса; $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К – стала Больцмана; W – робота виходу електронів з матеріалу для покриття катодної частини троса; $A = 1,2 \cdot 10^6$ А/(м²К²) – термоелектрична стала; α_m – це константа, що залежить від матеріалу покриття; T_t – температура троса.

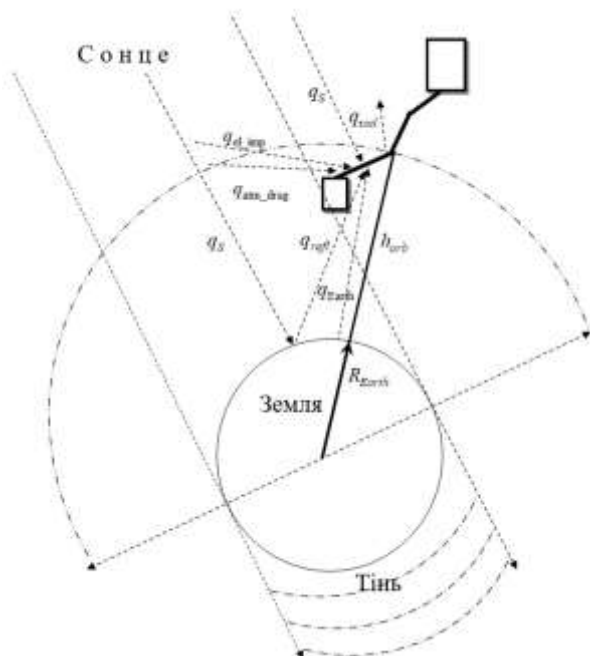
В [3] показано, що покриття троса матеріалами з низькою роботою виходу W не тільки викликає термоемісію електронів, а також є причиною значної фотоемісії при природному освітленні Сонця. Однак моделювання фотоструму для металевих поверхонь, покритих матеріалами з низьким рівнем випромінювання, є важким і складним завданням. На поглинання фотонів, транспортування електронів до поверхні та випромінювання впливає кілька факторів, включаючи зонну структуру металу, товщину покриття, кут падіння та поляризацію світла [4]. Виходячи з цього, моделі для фотоструму розробляються експериментально для обраної комбінації металу і його покриття, а також обробки поверхні. В [3] показано, що коефіцієнт α_m

знаходиться в діапазоні $(5 - 50) 10^{-19} \text{ м}^2/\text{А}$, в розрахунках будемо використовувати його мінімальне значення.

Визначення температури системи. Для визначення стаціонарної теплової рівноваги одиничного елемента прив'язі в просторі запишемо рівняння теплового балансу [5, 6]:

$$\frac{dT}{dt} = (Q_{\text{solar}} + Q_{\text{refl}} + Q_{\text{Earth}} + Q_{\text{atm_drag}} + Q_{\text{Ohm_loss}} + Q_{\text{el_imp}} - Q_{\text{rad}} + Q_{\text{conduct}})/m_t c_m, \quad (4)$$

де Q_{solar} – тепловий потік прямого сонячного випромінювання; Q_{refl} – потік відбитого Землею сонячного випромінювання; Q_{Earth} – тепловий потік власного (інфрачервоного) випромінювання Землі; $Q_{\text{atm_drag}}$ – тепловий потік внаслідок аеродинамічного нагріву; $Q_{\text{Ohm_loss}}$ – тепловий потік внаслідок проходження електричного струму у системі; $Q_{\text{el_imp}}$ – тепловий потік за рахунок електронних ударів о трос; Q_{rad} – тепловий потік, що випромінюється поверхнею троса; Q_{conduct} – тепловий потік за рахунок теплопровідності троса відповідно (рис. 1); c_m – теплоємність одиничного елемента прив'язі; ρ_t – густина матеріалу троса; T – миттєва температура одиничного елемента прив'язі; t – час.



q_s – середня густина потоку сонячного випромінювання на орбіті Землі (сонячна стала); q_{refl} – густина потоку відбитого сонячного випромінювання, поглиненого елементом троса; q_{Earth} – густина потоку власного теплового випромінювання Землі; $q_{\text{atm_drag}}$ – густина теплового потоку внаслідок аеродинамічного нагріву; $q_{\text{el_imp}}$ – удільна кількість теплоти за рахунок ударів о трос електронів та іонів; q_{rad} – густина власного теплового потоку троса; R_{Earth} – радіус Землі; h_{orb} – висота орбіти ЕДКТС.

Рис. 1 – Теплові потоки, що діють на ЕДКТС на низькій навколоземній орбіті

Оскільки тепловий потік, обумовлений теплопровідністю елементів троса Q_{conduct} , значно менший, ніж інші теплові ефекти, ним будемо нехтувати в даному аналізі.

Запишемо вирази і проведемо оцінку вищенаведених теплових потоків.

Пряме сонячне випромінювання. Тепловий потік, викликаний впливом сонячного випромінювання, є основним джерелом зміни температури в просторі [5], він визначається виразом:

$$Q_{\text{solar}} = \chi \alpha_S q_S A_S, \quad (5)$$

де χ – індекс затемнення ($\chi = 0$ – якщо елемент троса ЕДКТС знаходиться на тіньовій ділянці орбіти; $\chi = 1$ – в іншому випадку); α_S – коефіцієнт поглинання сонячного випромінювання поверхнею матеріалу троса; A_S – площа проєкції елемента троса на площину, перпендикулярну потоку прямого сонячного випромінювання; q_S – середня густина потоку сонячного випромінювання на орбіті Землі (сонячна стала).

При визначенні сонячної сталої q_S з поверхні Землі доводиться вводити поправки, що враховують екстинкцію (ослаблення світлового потоку) в земній атмосфері. Щоб зменшити ці поправки, вимірювання сонячної сталої q_S проводиться зокрема з ракет і супутників. Згідно позаатмосферних вимірів, q_S становить (1367 ± 6) Вт/м². Незалежні визначення сонячної сталої q_S за даними вимірів розподілу енергії в спектрі Сонця дають величину (1373 ± 14) Вт/м² [6].

Сонячна стала є змінною з часом величиною [6]. На її величину впливають два основні фактори: відстань між Землею і Сонцем, що змінюється протягом року через еліптичність орбіти Землі (річна варіація 6,9 %: від 1,412 кВт/м² – на початку січня, до 1,321 кВт/м² – на початку липня) і зміни сонячної активності. У розрахунках сонячну сталу q_S приймемо рівною 1,370 кВт/м².

Сонячне випромінювання, відбите від Землі. Тепловий потік сонячного випромінювання, падаючий на поверхню Землі, частково поглинається, а частково відбивається в навколотоземний простір. Частка відбитого сонячного випромінювання називається альбедо. Для Землі альбедо становить $\alpha_{E_alb} = 0,37$.

Тепловий потік відбитого сонячного випромінювання визначається так [5]:

$$Q_{\text{refl}} = \chi \alpha_S q_{\text{refl}} A_{\text{refl}}, \quad (6)$$

де q_{refl} – густина потоку відбитого сонячного випромінювання, поглиненого елементом троса; A_{refl} – площа проєкції елемента троса на площину, перпендикулярну потоку відбитого сонячного випромінювання.

Визначимо на висоті h_{orb} густину теплового потоку відбитого від поверхні Землі сонячного випромінювання. Нехай після відбиття сонячний тепловий потік поширюється в півсфері (див. рис. 1). Тоді

$$q_{\text{refl}} = \frac{\alpha_{E_alb} \cdot Q_{\text{solar_Earth}}}{2\pi(R_{\text{Earth}} + h_{orb})^2}, \quad (7)$$

де $Q_{\text{solar_Earth}}$ – тепловий потік сонячного випромінювання, падаючий на Землю; $R_{\text{Earth}} = 6371.2$ км – радіус Землі; h_{orb} – висота орбіти центра мас ЕДКТС.

Величина падаючого на Землю сонячного потоку визначається через густину потоку сонячного випромінювання помножену на площу миделевого перетину Землі πR_{Earth}^2 :

$$Q_{solar_Earth} = q_S \pi R_{Earth}^2. \quad (8)$$

Підставивши (8) у (7), отримаємо

$$q_{refl} = \frac{\alpha_{E_alb} \cdot q_S R_{Earth}^2}{2(R_{Earth} + h_{orb})^2}. \quad (9)$$

Проведемо оцінки q_{refl} для різних висот:

$q_{refl} = 231,17 \text{ Вт/м}^2$ ($h_1 = 300 \text{ км}$); $q_{refl} = 208,7 \text{ Вт/м}^2$ ($h_2 = 650 \text{ км}$); $q_{refl} = 194,6 \text{ Вт/м}^2$ ($h_3 = 900 \text{ км}$).

Підставимо (9) у (6):

$$Q_{refl} = \frac{\chi \alpha_S \alpha_{E_alb} \cdot q_S R_{Earth}^2}{2(R_{Earth} + h_{orb})^2} A_{refl}. \quad (10)$$

Власне теплове випромінювання Землі. Визначимо густину потоку власного теплового випромінювання Землі на висоті орбіти h_{orb} . Припускаючи, що Земля випромінює тепло рівномірно у всіх напрямках, отримаємо [5]:

$$q_{Earth} = \frac{Q_{E_em}}{4\pi(R_{Earth} + h_{orb})^2}, \quad (11)$$

де Q_{E_em} – тепловий потік, що випромінюється Землею.

Середня температура Землі є величиною практично постійною і за даними [7] складає $T_{av_Earth} = 288 \text{ К}$. Це означає, що дотримується рівновага теплових потоків: поглиненого Землею сонячного випромінювання Q_{abs} і випромінюваного планетою в навколишній простір Q_{E_em} . Беручи до уваги цей факт, можна запропонувати 2 підходи для знаходження Q_{E_em} .

Згідно першого підходу можна розрахувати Q_{E_em} , застосовуючи закон Стефана–Больцмана для випромінювання нечорного тіла [6]:

$$Q_{E_em1} = 4\pi R_{Earth}^2 \varepsilon_E \sigma_{SB} T_{av_Earth}^4 = 4\pi R_{Earth}^2 (1 - \alpha_{E_alb}) \sigma_{SB} T_{av_Earth}^4, \quad (12)$$

де ε_E – ступінь чорноти Землі, яка згідно закону Кіргофа дорівнює коефіцієнту поглинання $\varepsilon_E = \alpha_{abs} = 1 - \alpha_{E_alb}$; $\sigma_{SB} = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт / (м}^2 \cdot \text{К}^4)$ – стала Стефана–Больцмана.

Другий підхід визначення Q_{E_em} базується на рівності поглиненого Землею сонячного випромінювання Q_{abs} і випромінюваного планетою в навколишній простір Q_{E_em} :

$$Q_{abs} = Q_{E_em}. \quad (13)$$

Величину Q_{abs} можна визначити так

$$Q_{abs} = \varepsilon_E q_S \pi R_{Earth}^2 = (1 - \alpha_{E_alb}) q_S \pi R_{Earth}^2. \quad (14)$$

Звідси для Q_{E_em} маємо

$$Q_{E_em2} = (1 - \alpha_{E_alb}) q_S \pi R_{Earth}^2. \quad (15)$$

Підставляючи по черзі (12) і (15) в (11), знайдемо густину потоку власного теплового випромінювання Землі в двох варіантах та порівняємо їх між собою

$$q_{\text{Earth1}} = \frac{(1-\alpha_{E_alb}) \sigma_{SB} T_{\text{av_Earth}}^4 R_{\text{Earth}}^2}{(R_{\text{Earth}}+h_{\text{orb}})^2}, \quad (16)$$

$$q_{\text{Earth2}} = \frac{(1-\alpha_{E_alb}) q_S R_{\text{Earth}}^2}{4(R_{\text{Earth}}+h_{\text{orb}})^2}. \quad (17)$$

Для порівняння знайдемо відношення $q_{\text{Earth1}}/q_{\text{Earth2}}$:

$$\frac{q_{\text{Earth1}}}{q_{\text{Earth2}}} = \frac{4 \sigma_{SB} T_{\text{av_Earth}}^4}{q_S} \approx 1,14.$$

Як можна побачити, густини потоку власного теплового випромінювання Землі, розраховані обома способами дають майже однаковий результат. Невелика відмінність може бути пов'язана з тим, що в другому підході не враховувався, наприклад, вплив атмосфери та інші процеси, які можуть вплинути на тепловий баланс Землі. Далі у розрахунках будемо використовувати q_{Earth1} . Проведемо оцінки q_{Earth} на різних висотах: $q_{\text{Earth}} = 224,14 \text{ Вт/м}^2$ ($h_1 = 300 \text{ км}$); $q_{\text{Earth}} = 186,11 \text{ Вт/м}^2$ ($h_2 = 650 \text{ км}$); $q_{\text{Earth}} = 174,02 \text{ Вт/м}^2$ ($h_3 = 900 \text{ км}$).

Визначимо тепер тепловий потік власного випромінювання Землі на елемент троса системи [7]

$$Q_{\text{Earth}} = \alpha_{IR} q_{\text{Earth}} A_E, \quad (18)$$

де A_E – площа проєкції елемента троса на площину, перпендикулярну потоку власного теплового випромінювання Землі; α_{IR} – коефіцієнт поглинання інфрачервоного випромінювання поверхні елемента троса.

Аеродинамічний нагрів – нагрівання поверхні космічного апарата під час його руху в щільних шарах атмосфери з великою швидкістю. Він нерозривно пов'язаний з аеродинамічним опором, який відчують тіла при польоті в атмосфері. Енергія, що витрачається на подолання опору, частково передається тілу у вигляді аеродинамічного нагріву. Розгляд фізичних процесів, що обумовлюють аеродинамічний нагрів, зручно провести з точки зору спостерігача, що знаходиться на рухомому тілі. Молекули повітря налітають на КА та гальмуються поблизу його корпусу. При гальмуванні потоку газу його кінетична енергія зменшується, що відповідно до закону збереження енергії призводить до збільшення внутрішньої енергії газу і його температури.

Для низьких навколосеземних орбіт та малих діаметрів тросової системи відношення довжини вільного пробігу нейтральних молекул до радіуса троса ЕДКТС $\lambda_0/r_t \ll 10$, що відповідає режиму вільномолекулярного обтікання поверхні. Це означає, що молекули повітря, які впливають на трос, не заважають іншим впливаючим молекулам повітря. Виходячи з цього, тепло, передане від атмосферного впливу, становить [8]:

$$Q_{\text{atm_drag}} = \frac{1}{2} \alpha_{\text{atm}} \rho_{\text{atm}} |\vec{V}_t - \vec{v}_{\text{atm}}|^3 A_{\text{atm}} \cos \beta, \quad (19)$$

де β – кут між нормаллю до поверхні елемента троса і вектором швидкості потоку, що набігає; α_{atm} – коефіцієнт акомодатії, який залежить від властивостей набігаючого газу і матеріалу поверхні і, як правило, близький до одиниці, тому будемо вважати $\alpha_{\text{atm}} = 1$; ρ_{atm} – щільність атмосфери на

висоті орбіти ЕДКТС; $\vec{V}_t$ – швидкість елемента троса ЕДКТС, яку будемо вважати рівною швидкості центра мас ЕДКТС в інерційній системі координат, пов'язаній з Землею ($\vec{V}_t = \vec{V}_\infty$); $\vec{v}_{atm}$ – швидкість атмосфери на висоті орбіти ЕДКТС, яку будемо вважати рівною $\vec{v}_{atm} = \vec{\omega}_{Earth} \times \vec{R}_t$; $\vec{\omega}_{Earth}$ – кутова швидкість обертання Землі; $\vec{R}_t$ – радіус-вектор центра мас ЕДКТС.

Визначимо густину теплового потоку внаслідок аеродинамічного нагріву q_{atm} для різних висот:

$$q_{atm} = \frac{Q_{atm_drag}}{A_{atm}} = \frac{1}{2} \rho_{atm} |\vec{V}_\infty - \vec{\omega}_{Earth} \times \vec{R}_t|^3, \quad (20)$$

де $q_{atm} = 5,1130$ Вт/м² ($h_1 = 300$ км); $q_{atm} = 0,0184$ Вт/м² ($h_2 = 650$ км); $q_{atm} = 0,0013$ Вт/м² ($h_3 = 900$ км).

Як можна побачити, тепловий потік внаслідок аеродинамічного нагріву на 2 і більше порядків менший за попередні розглянуті теплові потоки, тобто він не є вирішальним для встановлення теплового балансу поверхні елементів ЕДКТС.

Омічний нагрів та нагрів за рахунок електронних та іонних ударів.

При функціонуванні ЕДКТС буде генеруватися тепло внаслідок проходження індукованого електричного струму в електродинамічному тросі, а також за рахунок ударів о трос електронів та іонів.

Спочатку розглянемо омічні втрати. Закон Джоуля–Ленца, що дає кількісну оцінку теплової дії електричного струму в інтегральній формі, має вигляд [6]

$$Q_{Ohm_loss} = \int_0^{L_e} I^2(x) R_{et} dx, \quad (21)$$

$$R_{et} = \frac{L_e(1 + \alpha_T \Delta T)}{\sigma_t A_t}, \quad \sigma_t = \frac{10^8}{(C_0 + C_1 T + C_2 T^2 + C_3 T^3)}, \quad (22)$$

де $C_0 = -0,237$; $C_1 = 8,15 \cdot 10^{-3}$; $C_2 = 5,48 \cdot 10^{-6}$; $C_3 = -1,97 \cdot 10^{-9}$ – деякі коефіцієнти; $I(x)$ – струм в певній точці троса; σ_t – провідність троса.

Тобто електрична провідність залежить від температури. Аналізуючи залежність (22) для електропровідності, можна побачити, що при зміні температури від 120 К до 420 К електропровідність змінюється більш ніж в 4 рази. На графіку (рис. 2) зображено залежність опору троса радіусом 1 мм та початковою довжиною 1 км.

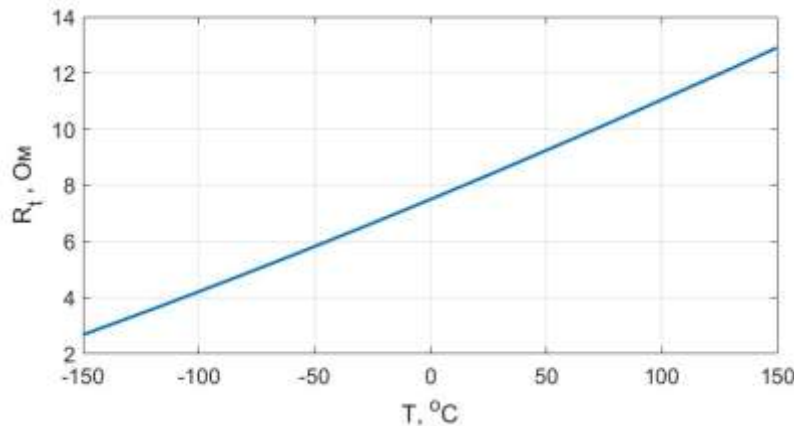


Рис. 2 – Залежність електричного опору троса ЕДКТС від температури

Для порівняння з попередніми тепловими потоками оцінимо $Q_{\text{Ohm_loss}}$, враховуючи, що усереднений струм по довжині дорівнює $2/3$ максимального струму в точці нульового потенціала $I_{Av} = 2/3 I_{max}$. [5]. На рис. 3 та рис. 4 зображено залежність $Q_{\text{Ohm_loss}}$ від температури для нічної та денної частини орбіти для різних висот.

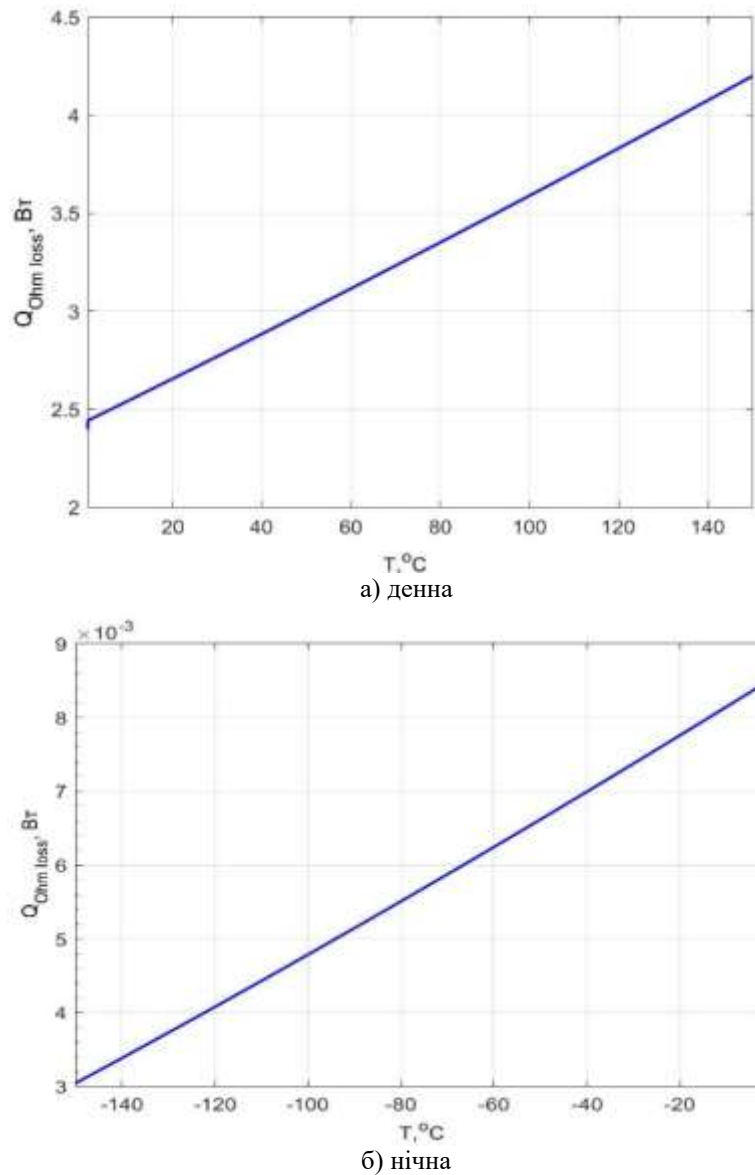
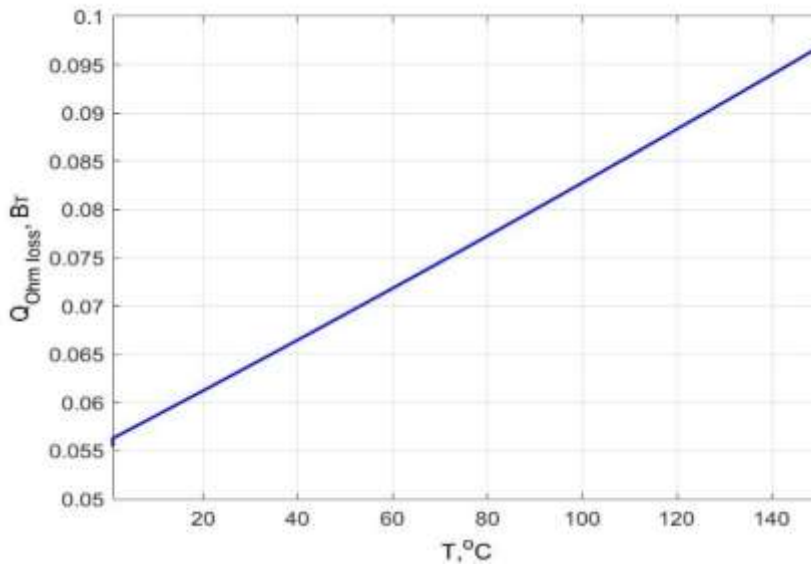
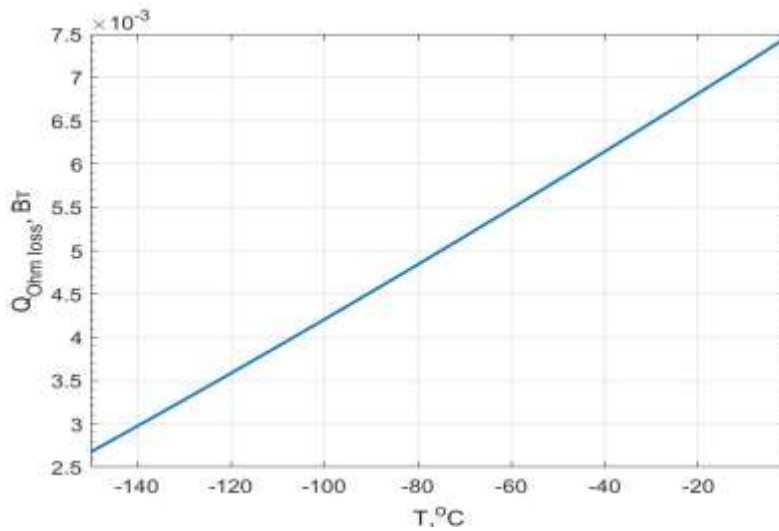


Рис. 3 – Залежність омичного нагріву троса системи $Q_{\text{Ohm_loss}}$ від температури для денної та нічної частин орбіти висотою 300 км



а) денна



б) нічна

Рис. 4 – Залежність омичного нагріву троса системи $Q_{\text{Ohm_loss}}$ від температури для денної та нічної частин орбіти висотою 650 км

На висоті 300 км омичний тепловий нагрів менший за аеродинамічний, на висоті 650 км він перевищує аеродинамічний на денній стороні орбіти. У порівнянні з потоком сонячного випромінювання та власним тепловим випромінюванням Землі обидва нагріви (аеродинамічний та омичний) нехтовно малі.

Оцінімо кількість теплоти, яка одержується тросом за рахунок ударів о трос електронів та іонів. Згідно [6] вона дорівнює

$$Q_{\text{el_imp}} = \int_0^{L_e} I_{e,i} U_t dx, \quad (23)$$

де $I_{e,i}$ – потік електронів або іонів на елемент троса відповідно; U_t – потенціал елемента троса відносно оточуючої плазми.

Усереднена по боковій поверхні удільна кількість теплоти $q_{el_imp} = Q_{el_imp} / (2\pi r_t L)$ для різних висот буде приймати такі значення: $q_{el_imp} = 23,809$ Вт/м² ($h_1 = 300$ км); $q_{el_imp} = 3,3$ Вт/м² ($h_2 = 650$ км); $q_{el_imp} = 0,6168$ Вт/м² ($h_3 = 900$ км).

Удільна кількість теплоти за рахунок ударів о трос електронів та іонів значно перевищує омичні втрати та аеродинамічний нагрів, але набагато менша за тепло від потоків сонячного випромінювання та власного теплового випромінювання Землі.

Власний тепловий потік елементів ЕДКТС. Елементи ЕДКТС, як і будь-яке тіло, поверхня якого має ненульову абсолютну температуру T_t , самі випромінюють в навколишній простір потік тепла, який, відповідно до закону Стефана–Больцмана, дорівнює

$$Q_{rad} = \varepsilon_t \sigma_{SB} T_t^4 A_{side_surf}, \quad (24)$$

де ε_t – ступінь чорноти поверхні елемента троса або його коефіцієнт поглинання; $A_{side_surf} = 2\pi r_t L$ – площа бокової поверхні елемента троса; T_t – температура елемента троса.

Власний тепловий потік елементів ЕДКТС залежить від ступеня чорноти їхньої поверхні, для алюмінію $\varepsilon_t = 0,2 \div 0,5$.

На рис. 5 зображено графіки залежності густини власного теплового потоку троса від температури для різних ступенів чорноти поверхні. Як можна бачити з графіків на рис. 5 густина власного теплового потоку троса приймає значення, порівняні з потоком сонячного випромінювання та власним тепловим випромінюванням Землі. Тобто власний тепловий потік троса буде грати одну з ключових ролей у тепловому балансі і встановленні квазістаціонарної температури.

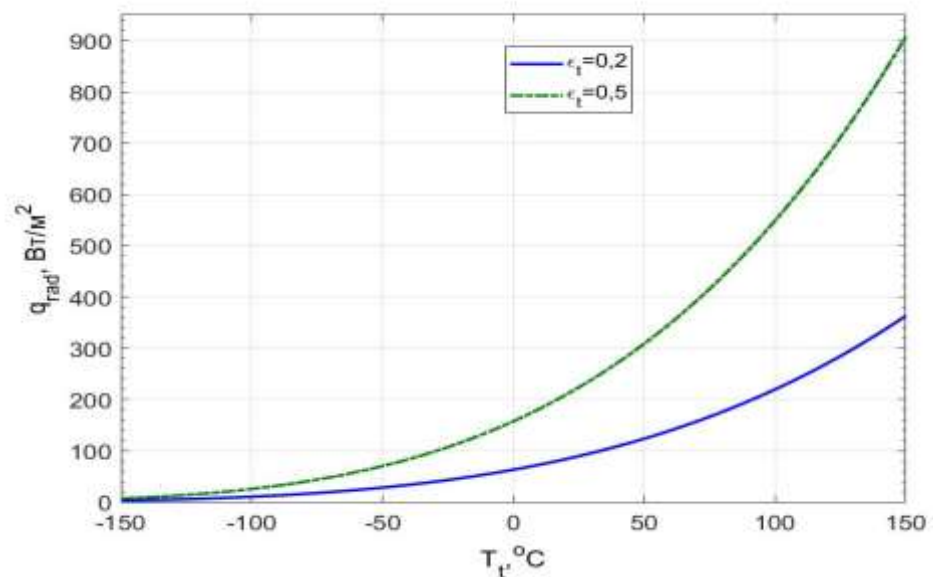


Рис. 5 – Залежності густини власного теплового потоку троса від температури для різних ступенів чорноти поверхні

Тепловий потік за рахунок теплопровідності троса. Припустимо, що теплообмін між елементами троса ЕДКТС здійснюється тільки за допомогою теплопередачі між тими елементами, що знаходяться в безпосередньому контакті. Будемо вважати також, що трос є теплоізованим від кінцевих тіл. Тепло, обумовлене провідністю, дорівнює [6]

$$Q_{cond} = \begin{cases} (A_s/L_{e1}) C_{t1}(T_2 - T_1), & j = 1 \\ (A_s/L_{ej}) C_{tj}(T_{j+1} + T_{j-1} - 2T_1), & j = 2:(n-1), \\ (A_s/L_{en}) C_{tn}(T_{n-1} - T_n), & j = n \end{cases} \quad (25)$$

де C_{tj} , L_{ej} – теплопровідність та довжина j -го елемента троса; $A_s = \pi r_t^2$ – площа поперечного перерізу троса.

Зробимо оцінку $q_{cond} = (A_s/L_{ej}) C_{tj}$ для елемента алюмінієвого троса довжиною $L_{ej}=1$ м і з радіусом $r_t=0,5$ мм: $q_{cond} \approx 1,65 \cdot 10^{-4}$ Вт/К. Як показують подальші розрахунки, ΔT навіть між кінцями троса не перевищує 0,05 К. Тобто $Q_{cond} \leq 8,25 \cdot 10^{-6}$ Вт. Тобто, порівняно з іншими тепловими потоками тепловий потік за рахунок теплопровідності троса знехтувано малий.

Розрахунок теплового балансу системи. Перед знаходженням квазістаціонарної температури всієї системи визначимо наскільки істотно змінюється температура вздовж довжини ЕДКТС.

Нехай центр мас системи знаходиться на висоті $h = 700$ км. Розглянемо випадок, коли ЕДКТС орієнтована відносно місцевої вертикалі під кутом 20 град у площині орбіти. Максимальна різниця температур повинна спостерігатися на кінцях ЕДКТС.

Розрахунки показують, що при однаковій освітленості різниця температур кінцевих елементів троса становить не більше 0,0046 К. Таким чином, температуру повністю освітленої (або повністю затіненої) КТС з достатнім ступенем точності можна вважати постійною. Тепер розглянемо перехід системи з освітленої частини орбіти в тіньову. Нехай у тінь першою потрапила верхня частина троса. При швидкості руху ЕДКТС приблизно 7 км/с нижня частина потрапить у тінь приблизно через 0,049 с. Різниця в швидкостях охолодження (нагрівання) для освітленого і затемненого кінця троса за розрахунками становить приблизно 0,5 К/с. Тобто різниця температур безпосередньо перед заходженням у тінь другого кінця троса системи складе 0,0245 К. При виході з тіні на освітлену частину різниця в швидкостях нагрівання для освітленого і затемненого кінців троса становить близько 1 К/с, звідси різниця температур складе 0,049 К. Будемо нехтувати градієнтом температур вздовж троса системи для розрахунку квазістаціонарної температури.

При розрахунку квазістаціонарної температури системи будемо враховувати припущення. Омічний нагрів та кількість теплоти, яка одержується тросом за рахунок ударів о трос електронів та іонів, будемо знаходити з урахуванням стрибкоподібної зміни концентрації заряджених часток при переході з денної на тіньову частину орбіти. Данні денної і тіньової (нічної) концентрації отримуються на основі IRI. Аеродинамічний нагрів знаходиться з припущення сталості густини атмосфери на даній висоті. Середня щільність атмосфери розраховується на основі CIRA з ECSS-E-ST-10-04C.

Для алюмінієвого троса з термоелектронним покриттям відношення коефіцієнтів α_s/ε_t може приймати значення від 1 до 10 [2]. Максимальні температури, розраховані за формулою (1), мають такі значення:

$$T_{\max} \approx 300\text{K}, (\text{для } \alpha_s/\varepsilon_t=1),$$

$$T_{\max} \approx 500\text{K}, (\text{для } \alpha_s/\varepsilon_t=8).$$

$$T_{\max} \approx 530\text{K}, (\text{для } \alpha_s/\varepsilon_t=10).$$

Дані розрахунки показують, що використання термоелектронного покриття для троса дає можливість збільшити температуру системи більше, ніж у 1,5 разів. Оскільки густина емісійного термоелектронного струму Річардсона–Дешмана та густина фотоструму є функціями температури (див. (2) – (3)), така зміна температури призведе до значного збільшення сили струму у ЕДКТС порівняно з системами без використання термоелектронного покриття.

Оцінка зміни значень параметрів системи внаслідок різних температурних режимів функціонування. Трос ЕДКТС можна розглядати як одновимірний об'єкт – стрижень. При нагріванні довжина стрижня збільшується (або зменшується) за законом [5]:

$$L(T) = L_0(1 + \alpha_T \Delta T), \quad (26)$$

де L_0 – довжина троса в ненагрітій стані; ΔT – зміна температури тіла в порівнянні з ненагрітим станом.

У розрахунках будемо враховувати, що коефіцієнт лінійного розширення α_T залежить від температури (для алюмінію α_{Al} , рис. 6).

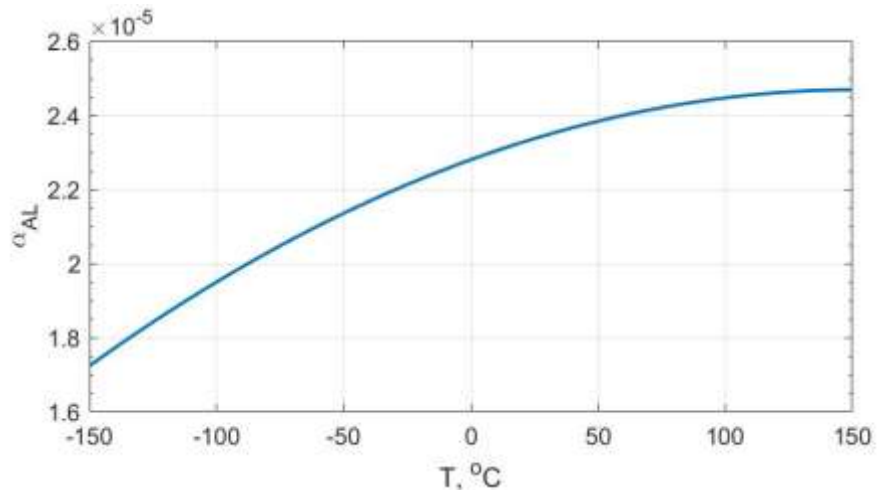


Рис. 6 – Залежність коефіцієнту лінійного розширення α_T алюмінію від температури

Графік зміни довжини троса з часом, отриманий з (26) та попередніх розрахунків температури, представлений на рис. 7. З нього видно, що на тіньовій ділянці орбіти, де ЕДКТС остигає, її довжина скорочується, а на освітленій ділянці – збільшується. Сумарна величина цієї зміни складає біля 0,3 % номінальної довжини ЕДКТС.

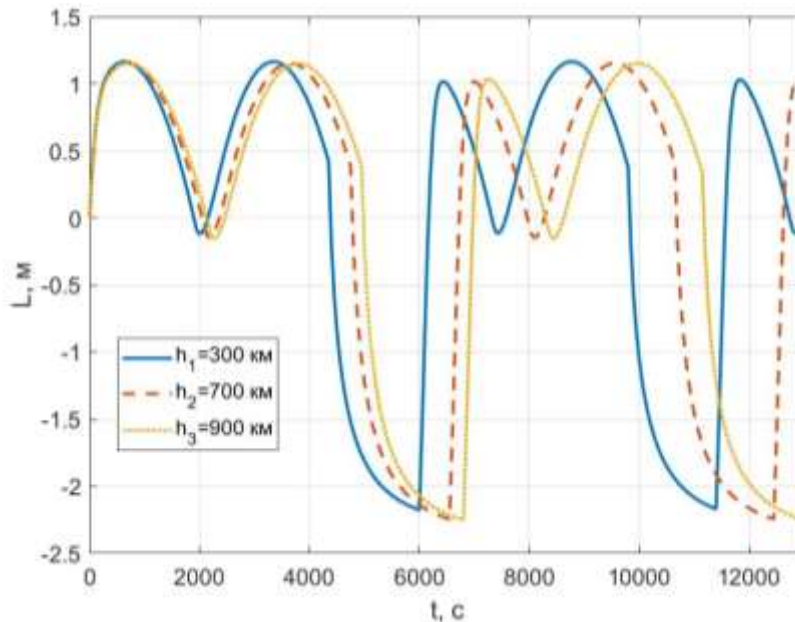


Рис. 7 – Зміна довжини троса ЕДКТС від часу при орбітальному русі

Якщо нагрівається стрижень, закріплений в жорсткому корпусі, що не піддається нагріванню, то його довжина залишиться без змін, але в ньому виникнуть стискаючі (або розширюючі) напруги. Якщо ж припустити, що трос досить «м'який» (нитка) і при нагріванні лише збільшує (зменшує) свою довжину, не передаючи зусиль, то $\vec{F}_T = 0$. При розрахунку інших сил треба лише враховувати зміну довжини троса під час орбітального руху ЕДКТС.

Важливим параметром для функціонування ЕДКТС є опір троса. Провідність є функцією температури. Визначимо на основі отриманих вище даних про зміну температури та довжини троса з використанням (22), як буде змінюватись опір під час руху ЕДКТС (рис. 8).

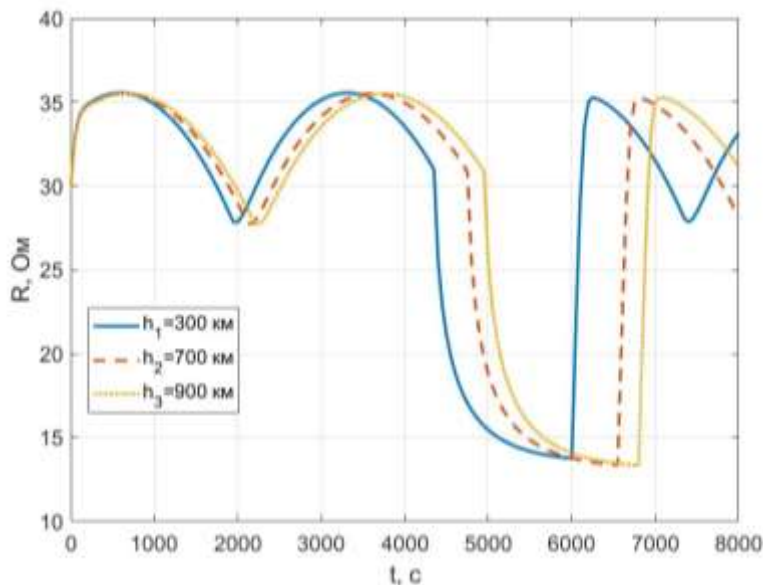


Рис. 8 – Зміна електричного опору троса ЕДКТС від часу при орбітальному русі

Аналіз графіків на рис. 8 показав, що опір троса ЕДКТС на освітленій частині орбіти збільшується на (15 – 22) % в порівнянні з опором, а на тінювій частині орбіти зменшується на (44,5 – 54) %. Тобто при орбітальному русі з урахуванням нагріву опір троса змінюється в 2,5 рази.

Оцінка струмів в ЕДКТС з термоелектронним покриттям для пасивного режиму. Проведемо оцінку струмів анодної і катодної частин троса використовуючи рівняння (1). Визначимо густини відповідних струмів. Для типових умов плазми на низьких навколоземних орбітах концентрація іонів та електронів приблизно становить $n_0 \approx 10^{11} \text{ м}^{-3}$, напруженість електричного поля $E_m = 150 \text{ В/м}$ [1 – 4].

Роботи виходу електронів W з сучасних матеріалів, які пропонуються для термоелектронного покриття троса ЕДКТС [3], знаходяться в діапазоні (1,2 – 3,9) еВ. Підставляючи мінімальне значення для роботи виходу електронів в (3), для температури троса 500 К і різних умов плазми отримаємо:

$$\begin{aligned} n_{emp} &= 2,10n_0; n_\phi = 1,4n_0 \text{ (для } W = 1,4\text{ еВ, } n_0 = 10^{11} \text{ м}^{-3}), \\ n_{emp} &= 0,21n_0; n_\phi = 0,14n_0 \text{ (для } W = 1,4\text{ еВ, } n_0 = 10^{12} \text{ м}^{-3}), \\ n_{emp} &= 21,6n_0; n_\phi = 0,19n_0 \text{ (для } W = 1,2\text{ еВ, } n_0 = 10^{12} \text{ м}^{-3}). \end{aligned}$$

Для суми густин емісійного термоелектронного струму та фотоструму, використовуючи (2), отримаємо значення такого ж порядку, як і густина струму електронів для анодного сегмента троса 10^{-2} А/м^2 . Порівнюючи ці значення з порядком величини іонного струму на катодну частину троса, можна побачити, що $j_{OML_i}/j_{OML_e} = \sqrt{m_e/m_i}$, для висот (300 – 800) км відношення $\sqrt{m_e/m_i}$ знаходиться в діапазоні (0,01 – 0,001), тобто j_{OML_i} на 2 – 3 порядки менше, ніж j_{OML_e} . Такі оцінки доказують, що ЕДКТС з термоелектронним покриттям значно ефективніше збирає струм, ніж пасивна ЕДКТС без додаткових контакторів [5].

Висновки Доопрацьовано модель визначення зміни температури тросу ЕДКТС при орбітальному русі. Показано, що найбільший внесок в зміну температури системи вносять тепловий потік прямого сонячного випромінювання, потік відбитого Землею сонячного випромінювання, тепловий потік власного випромінювання Землі, тепловий потік, що випромінюється поверхнею троса. Показано, що на висотах, більших 350 км на освітленій частині орбіти нагрівання за рахунок проходження електричного струму в електродинамічному тросі перевищує нагрівання внаслідок аеродинамічного опору. У порівнянні з потоком сонячного випромінювання та власним тепловим випромінюванням частин системи обидва вищезгадані теплові потоки в сумі складають їх декілька відсотків.

Показано, що ключовими параметрами при розрахунку зміни температури системи є коефіцієнти поглинання сонячного світла (α_s) та випромінювання світла у інфрачервоному діапазоні (ϵ_t) для матеріалів елементів системи. Максимальна та мінімальна температури елементів системи при орбітальному русі в основному визначається відношенням цих коефіцієнтів (α_s/ϵ_t). Показано, що використання термоелектронних матеріалів з відношенням даних коефіцієнтів більше 8 дозволяє збільшити

температуру системи до 500 К, що майже на порядок збільшує електричний струм та ефективність функціонування системи.

1. *Sánchez-Arriaga G., Naghdi S., Wätzig K., Schilm J., Lorenzini E. C., Tajmar M., Urgoiti E., Tarabini Castellani L., Plaza J. F., Post J. F.* The E.T.PACK project: Towards a fully passive and consumable-less deorbit kit based on low-work-function tether technology. *Acta Astronautica*. 2020. V. 177. P. 821–827. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.03.036>
2. *Sánchez-Arriaga G., Sanmartin J. R.* Electrical model and optimal design scheme for low work-function tethers in thrust mode. *Aerospace science and technology*. 2020. V. 96, Paper 105519. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105519>
3. *Sanchez-Arriaga G., Chen X.* Modeling and performance of electrodynamic low-work-function tethers with photoemission effects. *Propulsion and Power*. 2018. V. 34, №1. P. 213–220. <https://doi.org/10.2514/1.B36561>
4. *Jensen K. L., Feldman W. D., Moody N. A., O'Shea P. G.* A Photoemission model for low work function coated metal surfaces and its experimental validation. *Applied Physics*. 2016. V. 99, №12. Paper 124905. <https://doi.org/10.1063/1.2203720>
5. *Миценко О. В.* Методичне забезпечення проектування електродинамічних космічних тросових систем: дис. ... кан. тех. наук: утв. 26.04.21. Дніпро. 2021. 226 с.
6. *Williams P., Yeo Sh., Blanksby Ch.* Heating and Modeling Effects in Tethered Aerocapture Missions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2003. V. 49, №4. P. 643–654. <https://doi.org/10.2514/2.5093>
7. *Davies J. H., Davies D. R.* Earth's surface heat flux. *Solid Earth*. 2010. V. 1, №1. P. 5–24. <https://doi.org/10.5194/se-1-5-2010>
8. *Williams J. D., Sanmartin J. R., Rand L. P.* Low Work-Function Coating for an Entirely Propellantless Bare Electrodynamic Tether. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2012. V. 40, №5. P. 1441–1445. <https://doi.org/10.1109/TPS.2012.2189589>

Отримано 18.03..2025,
в остаточному варіанті 03.10.2025