

УДК 535.347-523.035:629.7  
PACS number(s): 42.25, 42.68, 07.87

## ДОСЛІДЖЕННЯ ІНТЕГРАЛЬНОГО КОЕФІЦІЄНТА ПОГЛИНАННЯ СОНЯЧНОЇ РАДІАЦІЇ ТЕПЛОЗАХИСНОЇ ІЗОЛЯЦІЇ ОРБІТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ „БУРАН”

Д. Бородай, І. Коломієць, М. Бородай

*Хмельницький державний університет  
вул. Інститутська, 11, 29016 м. Хмельницький, Україна  
e-mail: centr@mailhub.tup.km.ua*

Досліджено інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації  $\alpha_s$  в інтервалі температур  $20^{\circ}$ – $1000^{\circ}$ С теплозахисних елементів орбітального корабля “Буран”. Для плиток з чорним покриттям ЕВЧ–4М1У–3 значення  $\alpha_s \approx 0,9$ – $0,91$ , а з білим покриттям ЕВС–6  $\alpha_s = 0,110$ – $0,170$ . Визначено, що на  $\alpha_s$  в інтервалі температур  $20^{\circ}$ – $600^{\circ}$ С впливають кліматичні чинники, забруднення землею, лакові покриття плиток. Визначено температурну залежність  $\alpha_s$  для гнучкої теплозахисної ізоляції (ГТЗІ–Н).

*Ключові слова:* теплозахисна ізоляція, орбітальний корабель, коефіцієнт поглинання, корабель “Буран”, оптичні характеристики.

Однією з проблем програми “Буран” було завдання створення теплозахисного покриття орбітального корабля багаторазового використання [1]. У космічному просторі джерелом нагріву корабля є сонячна радіація. Теплоізоляція орбітального корабля перебуває в особливих умовах космічного середовища з температурою – $269^{\circ}$ С в тіні. Сонячний променевий потік досягає максимального значення  $q=1,4$  кВт/м<sup>2</sup> через відсутність поглинання атмосферою. Внаслідок цього температура поверхні космічного корабля на орбіті досягає, відповідно, – $150$  і  $+150^{\circ}$ С [2]. Тому дослідження дії сонячної радіації на теплозахисні матеріали орбітальних кораблів має велике значення. Однією із характеристик, які визначають стійкість матеріалів до випромінювання Сонця, є інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації  $\alpha_s$ . Ця характеристика важлива для визначення потоків теплового випромінювання та умов теплової рівноваги тіл і має особливо велике значення під час вивчення умов теплообміну космічних апаратів в космосі [3].

Інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації  $\alpha_s$  визначають за формулою:

$$\alpha_s = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} A_{\lambda, c\phi} \cdot H_{\lambda} \cdot d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} H_{\lambda} \cdot d\lambda}, \quad (1)$$

де  $H_{\lambda}$  – спектральна густина напівсферичного потоку сонячного випромінювання,  $\lambda_1, \lambda_2$  – межі сонячного спектра,  $A_{\lambda, c\phi}$  – спектральний напівсферично-напівсферичний коефіцієнт поглинання.

Інтеграли в формулі (1) обчислюють за методом, наведеним у [4]. Інтервал інтегрування в формулі (1) розбивається на велике число  $n$  частин. У кожному із цих вузьких інтервалів  $A_{\lambda, c\phi}$  можна рахувати постійним і рівним  $A_{c\phi}(\lambda_i)$ . Тоді інтеграли в формулі (1) замінюються сумами  $n$  доданків, тому

$$\alpha_s = \frac{\sum_{i=1}^n A_{c\phi}(\lambda_i) \cdot \Delta H_i}{\sum_{i=1}^n \Delta H_i}. \quad (2)$$

Ці інтервали спектра сонячного випромінювання вибирають такими, щоб всі  $\Delta H_i$  були однаковими. Тоді із (2) одержуємо розрахункову формулу

$$\alpha_s = \frac{\sum_{i=1}^n A_{c\phi}(\lambda_i)}{n}, \quad (3)$$

де  $n=50$  – число інтервалів з рівними значеннями потужності сонячного випромінювання, на які розбивається спектр сонячного випромінювання,  $\lambda_i$  – середини цих інтервалів. У [4] поміщена таблиця 50 значень  $\lambda_i$ , які відповідають серединам 50 інтервалів, кожний із яких містить 1/50 загальної потужності сонячного випромінювання за межами атмосфери.

Відомо [5], що більше 99% повної енергетичної освітленості, створюваної Сонцем на земній орбіті міститься в інтервалі (0,2–10) мкм. Тому межі інтегрування в формулі (1) можна замінити цими значеннями. Величини  $\lambda_i$  були взяті із таблиці, вміщеної в [4]. Відповідно до [6] енергію випромінювання Сонця за межами врахованих 50 інтервалів можна нехувати. Тому для знаходження  $\alpha_s$  за формулою (3) необхідно знайти значення  $A_{c\phi}(\lambda_i)$  в інтервалі довжин хвиль 0,295 до 3,917 мкм.

За методикою, описаною в статті [7], проведено вимірювання спрямовано-напівсферичних спектральних коефіцієнтів відбивання, пропускання та поглинання випромінювання різних зразків теплозахисних матеріалів, які були застосовані на кораблі “Буран”. Зазначені величини вимірювались в діапазоні хвиль від 0,3 до 1,5 мкм при температурах 20°–1 000°С. При всіх температурах в інтервалі довжин хвиль від 1 до 1,5 мкм для всіх зразків досліджувані фотометричні коефіцієнти не змінювались і по абсолютній величині були меншими, ніж в інших інтервалах. Це дає підставу інтерполювати значення

коефіцієнтів в діапазоні 1–1,5 мкм на решту інтервала 1,5–4 мкм. На цей діапазон хвиль припадає всього 5 інтервалів із 50. Тому похибка пов'язана з цим, менша 10%. За значеннями спектральних коефіцієнтів був розрахований  $A_{сф}(\lambda_i)$  і за формулою (3) визначений  $\alpha_s$ .

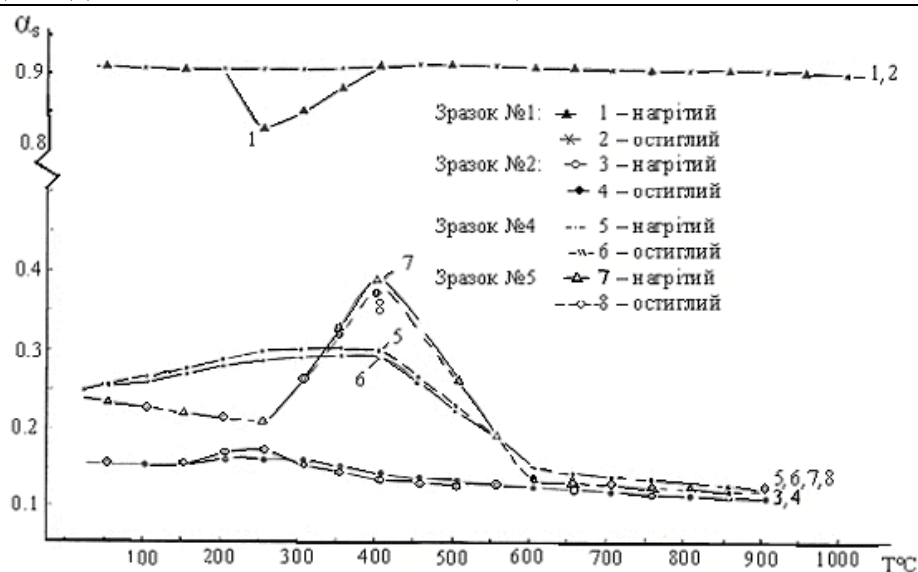
У статті досліджено інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації теплозахисних елементів орбітального корабля “Буран”. Конструктивно теплозахисні елементи являють собою легку керамічну плитку, виготовлену із високотемпературного матеріалу ТЗМК–10, гнучке теплозахисне покриття із термостійких неорганічних волокон і жаростійку конструкцію із композиційного матеріалу “вуглець-вуглець” (Гравимол) [1, 2].

Зазначені типи теплоізоляції встановлювались на поверхні орбітального корабля залежно від його температурних зон. Так теплозахисні плитки з чорним покриттям типу ЕВЧ–4М1У–3 і серцевиною з матеріалу ТЗМК–10 на основі супертонкого, чистого, кварцового волокна (зразок № 1) головню застосовувались для теплового захисту нижньої частини “Бурану” при спуску із орбіти, оскільки там температура досягає значень 700°–1250°С. Плитки з білим покриттям типу ЕВС–6 з такою ж серцевиною (зразок № 2) перешкоджають перегріву сонячним випромінюванням верхньої частини корабля в орбітальному польоті.

Залежність інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації від температури для плиток з чорним і білим покриттям (зразок № 1, 2) показано на рис. 1: відповідно криві 1, 2 і 3, 4, з них для нагрітих зразків криві 1, 3 та охололих – криві 2, 4. Як видно із рис. 1 (криві 1, 2), для зразка № 1 значення  $\alpha_s$  розміщені в інтервалі 0,9–0,91 і не залежать від температури та майже однакові для нагрітих і охололих зразків. За температури нагрівання 250°С на кривій 1 спостерігається зменшення  $\alpha_s$ , яке зникає при 400°С.

Для зразка № 2 з білим покриттям ЕВС–6 (криві 3, 4) з підвищенням температури нагріву від 20 до 250°С значення  $\alpha_s$  збільшується від 0,154 до 0,170. При подальшому збільшенні температури до 1 000°С він незначно зменшується до 0,110. При цьому значення  $\alpha_s$  для нагрітих та охололих зразків практично збігаються.

Як видно із рис. 1 (криві 1–4), інтегральні коефіцієнти сонячної радіації для зразків № 1 та № 2 істотно відмінні. Плитки з покриттям ЕВС–6 (зразок № 2) мають невелике значення  $\alpha_s = 0,110–0,170$ . Це обмежує температуру нагрівання від сонячного випромінювання верхньої частини космічного корабля, яка повернута до Сонця, при орбітальному польоті в космосі.

Рис. 1. Залежність  $\alpha_s$  від температури нагріву для теплозахисних плиток

У завданні на проектування теплового захисту космічного корабля багаторазового використання "Буран" задано, що значення  $\alpha_s \approx 0,8-0,92$  для зразка № 1 і  $\alpha_s \leq 0,32$  для зразка № 2 [2]. Як видно із рис. 1, такі вимоги для цих теплозахисних плиток цілком задовольняються. Підкреслимо, що ці висновки отримані із детальних оптичних характеристик, а саме спектральних коефіцієнтів поглинання і відбивання.

Оскільки теплоізоляція орбітального корабля працює в зоні дії високотемпературного повітряного потоку, при його запуску в космос і спуску з орбіти, то вона повинна бути ерозійно стійка проти піску, дощу, граду, вологи. Тому теплозахисна плитка зовні покривалась ерозійним покриттям (лакова вологоізоляція). Все це змінює оптичні властивості теплозахисних покриттів.

Ми дослідили  $\alpha_s$  для теплозахисної плитки з білим покриттям ЕВС-6 (зразок № 2), на зовнішню поверхню якої нанесено по три шари лакового покриття ТФП і ФП-5182. Крім цього, цей зразок піддавався кліматичній дії (сонячне опромінення, волога (дощ), вітер, пил) протягом місяця, а після відпалювання при температурі  $200^\circ\text{C}$  протягом 8 годин (зразок № 3). Як свідчать експерименти, значення  $\alpha_s$  для зразка № 3 перевищують  $\alpha_s$  порівняно із зразком № 2 при тих же температурах. Наприклад, при  $20^\circ\text{C}$  для зразка № 3 значення  $\alpha_s = 0,27$ , що в 1,75 раза більше, ніж для зразка № 2, а при  $T=200^\circ\text{C}$  – в 1,6 раза.

Зразок № 4, який має таке ж покриття, як і зразок № 3, піддавався таким же кліматичним випробуванням, але не відпалювався. Значення  $\alpha_s$  залежно від температури для цього зразка наведені на рис. 1 (крива 5 – нагрітий, 6 – охолодий). В інтервалі температур  $20^\circ-400^\circ\text{C}$  інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації цього зразка зростає, і  $\alpha_s$  набуває значення в межах  $0,246-0,300$ . Згодом різко зменшується до  $\alpha_s = 0,15$  при температурі  $600^\circ\text{C}$ , а далі повільно

зменшується з температурою до значення  $\alpha_s = 0,13$  при  $T = 1\,000^\circ\text{C}$ . Числові значення  $\alpha_s$  для зразків № 3 і № 4 збігаються з точністю до похибки вимірювань. Це свідчить про те, що відпалювання зразка № 3 при  $T = 200^\circ\text{C}$  не впливає на його оптичні характеристики.

У процесі досліджень встановлено зменшення значення  $\alpha_s$  покриття за температури більшої від  $400^\circ\text{C}$ . Це пов'язано з тим, що лакове покриття (гідрофобизація) плавиться і починає вигорати. При температурі  $600^\circ\text{C}$  воно повністю вигорає і поверхня зразка набуває білого кольору. Таке явище спостерігається при першому спуску космічного корабля з орбіти в зонах, де температура перевищує  $450^\circ\text{C}$  [1].

Значення  $\alpha_s$  для нагрітих і охололих зразків № 4 (рис. 1, криві 5, 6) при одних і тих же температурах майже збігаються. Порівняння кривих 3, 4 (зразок № 2) і 5, 6 (зразок № 4) на рис. 1 свідчить, що значення  $\alpha_s$  в інтервалі температур  $20^\circ - 600^\circ\text{C}$  значно відрізняються між собою, а при  $T = 600 - 1\,000^\circ\text{C}$  збігаються.

Зразок № 5 має такі ж характеристики, що і зразок № 4, але забруднений землею. Значення  $\alpha_s$  і їх залежність від температури показано на рис. 1 (крива 7 – нагрітий, 8 – охололий). Як видно із рисунка, з підвищенням температури нагріву від  $20^\circ$  до  $250^\circ\text{C}$  інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації повільно зменшується від 0,237 до 0,206. Потім різко збільшується до максимального значення 0,378 при  $T = 400^\circ\text{C}$ . При подальшому збільшенні температури до  $600^\circ\text{C}$  він зменшується до 0,131. В інтервалі температур  $600^\circ - 1\,000^\circ\text{C}$  значення  $\alpha_s$  зразка № 5 наближається до  $\alpha_s$  зразка № 2 (рис. 1, криві 3, 4 і 7, 8). Значення  $\alpha_s$  для нагрітих та охололих зразків № 5 відрізняються незначно (криві 7, 8). Порівняння кривих 7, 8 та 5, 6 рис. 1 свідчить, що забруднення зразка землею приводить до зміни  $\alpha_s$  при температурах  $20^\circ - 600^\circ\text{C}$ . Але за вищих температур вплив забруднення зникає.

Зразок № 6 має такі ж характеристики, що і зразок № 2, але на його поверхню нанесено три шари лаку ХВ-784 і три шари лаку ТПФ, і він піддавався дії сонячного випромінювання за ГОСТом в 20.57.306.76 у вакуумі, тобто в умовах, наближених до космічного середовища. Для цього зразка з підвищенням температури від  $20^\circ$  до  $400^\circ\text{C}$   $\alpha_s$  збільшується від 0,181 до максимального значення 0,672, потім різко зменшується і при  $T = 600^\circ\text{C}$   $\alpha_s = 0,142$ . Зі збільшенням температури від  $600^\circ$  до  $1\,000^\circ\text{C}$   $\alpha_s$  не змінюється, приймаючи значення 0,142, наближаючись до  $\alpha_s$  зразка № 2.

Зразок № 7 має такі ж характеристики як зразок № 6, але з його поверхні змито лакове покриття ХВ-784 і ТФП, і не піддавався дії сонячного випромінювання в вакуумі. Для цього зразка при  $T = 20^\circ\text{C}$   $\alpha_s = 0,172$ , при  $T = 400^\circ\text{C}$   $\alpha_s = 0,151$  і  $T = 1\,000^\circ\text{C}$   $\alpha_s = 0,112$ . Значення  $\alpha_s$  в інтервалі температур  $450^\circ - 1\,000^\circ\text{C}$  зразків № 7 і № 2 збігаються з точністю до похибки вимірювань. Це свідчить про те, що залишки лакового покриття, яке залишилось частково незмитим, повністю вигорають, і зразок № 7 набуває властивостей зразка № 2.

Отже, як видно із досліджень зразків № 2, 3, 4, 5, 6, 7 на інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації теплозахисної ізоляції орбітального

корабля в інтервалі температур  $20^{\circ}\text{C}$ – $600^{\circ}\text{C}$  впливають кліматичні чинники, забруднення землею, лакове покриття. Суттєво, що за високих температур нагріву ( $600^{\circ}\text{C}$ – $1\,000^{\circ}\text{C}$ ) значення  $\alpha_s$  майже не залежить від цих чинників.

У зонах орбітального корабля, де температура менша від  $700^{\circ}\text{C}$ , використовувалась гнучка теплозахисна ізоляція (ГТЗІ-Н). Конструктивно ця теплоізоляція є плиткою, внутрішня частина (серцевина) якої становить товстий шар з матеріалу АТМ-20, а зовні покрита облицювальною тканиною ЕЗ/1-100-УП-76. Теплозахисний матеріал АТМ-20 виготовлений із супертонких кварцових волокон, а облицювання із склотканини. Теплозахисна плитка просочувалась гідрофобизатором на основі Т-7А і зовні покривалась лаком ФП-5182.

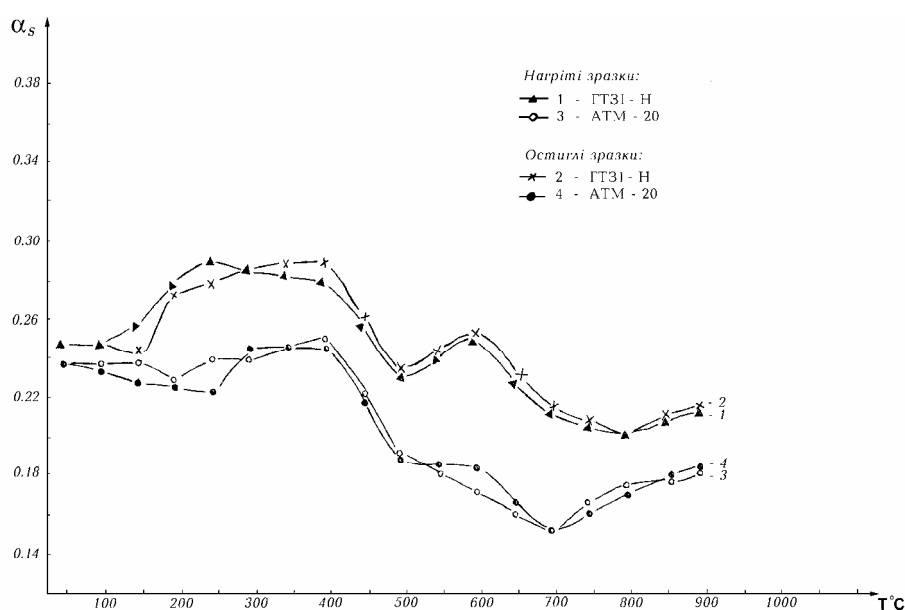


Рис. 2. Залежність  $\alpha_s$  від температури нагріву для ГТЗІ-Н

Значення інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації наведені на рис. 2, що дає змогу проаналізувати його температурну залежність для нагрітих (крива 1) та охололих (крива 2) зразків ГТЗІ-Н. Як видно із рис. 2, з ростом температури нагріву від  $20^{\circ}\text{C}$  до  $250^{\circ}\text{C}$  значення  $\alpha_s$  збільшується від 0,249 до 0,292. При подальшому збільшенні температури до  $800^{\circ}\text{C}$  він зменшується до 0,200. В інтервалі температур  $850^{\circ}\text{C}$ – $1\,000^{\circ}\text{C}$   $\alpha_s = 0,207$ . При цьому значення  $\alpha_s$  для нагрітих та охололих зразків відрізняються незначно, а при високих температурах ( $T > 500^{\circ}\text{C}$ ) збігаються (рис. 2, криві 1, 2). На рис. 2 криві 3, 4, відповідно, відтворюють залежність  $\alpha_s$  від температури для нагрітої та охололої серцевини зразків ГТЗІ-Н із матеріалу АТМ-20. Якісний хід цієї залежності подібний до тої, яка спостерігається для зразків ГТЗІ-Н загалом. Однак, чисельні значення  $\alpha_s$  для серцевини приймають при всіх температурах меншу величину.

Проведено дослідження інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації для зразків ГТЗІ-Н, які пройшли тепловакуумні випробування при  $T=650^{\circ}\text{C}$  і тиску  $P=10^{-2}$  мм. рт. ст. Для цього зразка значення  $\alpha_s=0,230$  при  $T=20^{\circ}\text{C}$  незначно змінюється в порівнянні із  $\alpha_s=0,218$  для охололених зразків ( $T=20^{\circ}\text{C}$ ) рис. 2, крива 2, які були нагріті до  $T=650^{\circ}\text{C}$ . Для теплозахисного матеріалу АТМ-20 (серцевини) при  $T=1250^{\circ}\text{C}$  і  $P=760$  мм. рт. ст.  $\alpha_s=0,165$ .

Отже, отримані експериментальні дані підтверджують актуальність дослідження детальних оптичних характеристик світлорозсіювальних матеріалів, з яких виготовлене теплозахисне покриття космічного корабля багаторазового використання "Буран", для встановлення інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації, що використовується для розрахунку теплових потоків і умов теплової рівноваги.

1. Лозино-Лозинський Г.Е., Воинов Л.П., Скорodelов В.А. Летные эксперименты по программе "Космос", проведенные в обеспечение создания ОК "Буран". Доклад (ИИЕТ РАН 30 марта 1992 г).
2. Лозино-Лозинский Г.Е., Братухин А.Г. Авиационно-космические системы МАИ, Москва, 1997. 416 с.
3. Баум В.А., Гарф Б.А., Рекант Н.Б., Шеклеин А.В. Исследование интегрального коэффициента поглощения солнечной радиации техническими материалами. В кн.: Тепловые установки для использования солнечной радиации. М.: Наука, 1996. С. 3–11.
4. Гуревич М.М. Введение в фотометрию. Энергия. Ленинград, 1968. 278 с.
5. Гуревич М.М. Модель солнечного излучения ГОИ, Ленинград, 1979. 192 с.
6. Лазарев Д.Н. Характеристики солнечной радиации // Светотехника. 1976. № 8. С. 8–11.
7. Коломієць І.Д., Бородай В.В. Про точність досліджень оптичних характеристик теплозахисних покриттів // Вісн. технологічного ун-ту Поділля. 1997. № 1. С. 68–73.

**THE INVESTIGATION ON THE INTEGRAL COEFFICIENT OF THE  
ABSORPTION OF THE SOLAR RADIATION FOR THE HEAT ISOLATION  
OF THE BURAN ORBITAL SPACESHIP**

**D. Boroday, I. Kolomiets, M. Boroday**

*Hmeltsky National University,  
Institutska str., 11 UA-29016 Khmeltsky, Ukraine  
e-mail: [centr@mailhub.tup.km.ua](mailto:centr@mailhub.tup.km.ua)*

The investigation of the integral coefficients of the absorption of the Solar radiation  $\alpha_s$  are made in the interval of temperatures 20–1 000C for heat protection elements of the Buran Orbital Spaceship. The values of  $\alpha_s = 0,9–0,91$  for the heat-resistant tiles EVCh–4M1Y–3 with external coating of black color and values of  $\alpha_s = 0,11–0,17$  for the tiles EVS–6 with white color external coatings. The influence on values of  $\alpha_s$  in interval of temperatures from 20 to 600 C of climatic factors, soil dirt, lacquer coatings were received. The temperature dependence of  $\alpha_s$  for flexible heat protection GTSI–N were defined.

*Key words:* Heat Protection Isolation, Orbital Spaceship, Adsorption coefficient, spaceship Buran, Optical characteristics.

Стаття надійшла до редколегії 19.05.2004  
Прийнята до друку 21.11.2005