

Вимірювання терморадіаційних характеристик спектрально-селективних матеріалів для космічних конструкцій

Measurement of Thermo-Radiation Characteristics of Spectral-Selective Materials for Space Structures Designs

Віталій Бабак¹, Леонід Воробйов¹, Леонід Декуша¹, Валентин Волков²,
Зінаїда Бузова³, Олег Декуша¹, Світлана Ковтун¹

Vitalij Babak¹, Leonid Vorobiov¹, Leonid Dekusha¹, Valentin Volkov²,
Zinaida Burova³, Oleg Dekusha¹, Svitlana Kovtun¹

¹ *Institute of Engineering Thermophysics of the National Academy of Sciences of Ukraine*
2a Zhelyabov, Kyiv, 03057, Ukraine

² *E. O. Paton Electric Welding Institute of the National Academy of Sciences of Ukraine*
11 Kazymyr Malevych Street, Kyiv, 03150, Ukraine

³ *National University of Life and Environmental Sciences of Ukraine*
15 Heroyiv Oborony Street, 15, Kyiv, 03041, Ukraine

DOI: 10.22178/pos.35-2

LCC Subject Category:
QC81-114

Received 11.05.2018
Accepted 10.06.2018
Published online 18.06.2018

Corresponding Author:
Leonid Vorobiov
teplomer@ukr.net

Анотація. Показана актуальність створення технологій нанесення спектрально-селективних покриттів матеріалів, призначених для конструкцій космічної техніки, які розкриваються, та розвитку методів контролю їх терморадіаційних характеристик. Зазначено, що при інших рівних умовах, температура поверхні конструкції у вакуумі космічного простору визначається відношенням коефіцієнта поглинання сонячної радіації до коефіцієнта випромінювання (емісії) поверхні.

Метою роботи є показ перспективності калориметричних вимірювань терморадіаційних характеристик без вакуумування об'єму вимірювальної камери, обґрунтування структури і характеристик обладнання для цих досліджень, проведення експериментальної перевірки методу і устаткування на реальних зразках матеріалів для космічної техніки.

Обґрунтована можливість застосування калориметричного методу для вимірювання коефіцієнту емісії без вакуумування об'єму вимірювальної камери при врахуванні теплопередавання від випромінювача до поверхні зразка крізь шар повітря. Рекомендована структура відповідної апаратури і визначене співвідношення геометричних розмірів робочої камери, за яких крайові спотворення внаслідок теплопередавання крізь повітря є несуттєвими, а поправка на кондуктивний теплообмін може бути легко розрахована.

Наведено методику вимірювань і опис випробувального стенду на базі термоелектричних перетворювачів теплового потоку і абсолютного приймача сонячного випромінювання, які призначені для визначення коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання.

Наведено стислий опис технології нанесення покриття шаруватої структури Al+TiO₂ та виміряні значення коефіцієнта емісії і коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання зразків з таким покриттям. Показано, що відношення коефіцієнта поглинання сонячної радіації до коефіцієнта емісії для двошарового покриття істотно нижче аналогічного значення, отриманого для його окремих компонентів. Встановлено, що зміною співвідношення товщини шарів Al і TiO₂ можна забезпечити зниження величини відношення коефіцієнтів до значення, яке забезпечує допустимий рівень температури поверхні космічного апарату.

Ключові слова: терморадіаційні характеристики; багат шарові терморегулюючі покриття; калориметричні методи вимірювання; коефіцієнт поглинання сонячного випромінювання; коефіцієнт емісії.

Abstract. The research demonstrates the relevance of creating the technologies of application of spectral-selective coatings of materials, intended for open space structures designs and the development of methods of control of their thermo-radiation characteristics. It is noted that under other equal conditions, the temperature of the surface of a structure in the vacuum of the outer space is determined by the ratio of the absorption coefficient of solar radiation to the emission factor of the surface.

The aim of the work is to demonstrate the perspective of calorimetric measurements of thermo-radiation characteristics without vacuuming the volume of the measuring chamber, substantiating the structure and characteristics of the equipment for these studies, carrying out an experimental verification of the method and equipment on the real samples of materials for space technology.

The possibility of using the calorimetric method for measuring the emission factor without vacuuming the volume of the measuring chamber, taking into account the heat transfer from the radiator to the surface of the sample through the air layer, is substantiated. The structure of the corresponding apparatus is recommended and the ratio of the geometric dimensions of the working chamber, in which the boundary distortion due to heat transfer through the air is insignificant, and the correction for conductive heat exchange can be easily calculated, is defined. The method of measurement and the description of the test stand on the basis of thermoelectric heat exchangers and absolute solar radiation receiver, which are intended to determine the absorption coefficient of solar radiation, are given.

A brief description of the technology of coating Al + TiO₂ layered structure and the measured values of emission factor and absorption coefficient of samples with such coating is given. It is shown that the ratio of the absorption coefficient of solar radiation to the emission factor for a two-layer coating is significantly lower than the similar value obtained for its individual components. It is established that by changing the ratio of thickness of layers of Al and TiO₂ it is possible to reduce the ratio of coefficients to the value that provides an acceptable level of temperature of the surface of the spacecraft.

Keywords: thermal radiation characteristics; multilayer thermoregulation coatings; calorimetric measurement methods; absorption coefficient of solar radiation; emission factor.

© 2018 The Authors. This article is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 License



ВСТУП

Одним зі способів забезпечення теплового режиму конструкцій є оптимізація радіаційного теплообміну поверхні з навколишнім середовищем. Дуже часто для виконання своїх функцій поверхні обладнання, будівельної конструкції або літального апарату повинні мати істотно різні значення терморадіаційних характеристик в різних діапазонах спектру випромінювання. Так, наприклад, енергозберігаюче віконне скло повинне, з одного боку, мати високий коефіцієнт пропускання у видимій частині спектру, а з іншого боку, мати мінімальне значення випромінювальної здатності (ступеня чорноти, коефіцієнта емісії) в інфрачервоній області спектра, характерній для теплообміну випромінюванням при температурі, близької до кімнатної. Для вирішення таких завдань в останні десятиліття

інтенсивно створюються нові матеріали і покриття з спектрально-селективними характеристиками, а також методи та засоби визначення їх терморадіаційних характеристик (ТРХ).

Активно розвиваються технології створення спектрально-селективних покриттів для аерокосмічної апаратури. Такі покриття використовуються для підтримки необхідного теплового режиму і відповідно називаються терморегулюючими покриттями. Як правило, для космічної техніки актуальною є можливість високої тепловіддачі з поверхні апарату теплоти, що виділяється при роботі вбудованого обладнання, тобто покриття повинне мати високе (близьке до 1,0) значення випромінювальної здатності ϵ , у той же час, як можна більш мале значення коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання A_s . У статті розглянуто випадок пасивного термо-

регулювання металевої оболонкової конструкції, для якої необхідно дотримуватися певного діапазону співвідношень терморадіаційних характеристик.

У більшості випадків, використання пасивного терморегулювання для забезпечення теплового режиму конструкцій космічної техніки зводиться до теплової ізоляції їх поверхонь (багатошарова ізоляція, піни) або до нанесення на них покриттів різних типів [1, 2]. У класі конструкцій, що розкриваються, теплоізолювальні матеріали можуть бути основою для побудови необхідної поверхні, зокрема, у рефлекторі для наддувної антени ІАЕ [3] був використаний алюмінізований майлар, в оболонці *Optical Calibration Sphere* [4] – алюмінізований каптон. Проте, в нових типах конструкцій на основі тонких металевих оболонок, які екстремально деформуються – конструкціях з перетворюваним об'ємом (КПО) [5], використання теплової ізоляції, як і використання більшості відомих контактних, пігментних і конверсійних терморегулювальних покриттів неприйнятно через значні геометричні спотворення поверхонь в процесі їх перетворення. В даному випадку покриття повинні мати достатню адгезію до поверхні конструкції, стійкість до деградації при тривалому впливі факторів космічного простору (ФКП) і здатність витримувати багаторазові неруйнівні згинання зі збереженням необхідних функціональних властивостей.

Температура T_s поверхні оболонки КПО з нержавіючої сталі, що має високий коефіцієнт теплового розширення, в основному визначає її напружено-деформований стан в умовах відсутності конвективної складової теплообміну. Стосовно до металевої КПО встановлений допустимий діапазон температур T_s поверхні конструкції $230 \text{ K} \leq T_s \leq 336 \text{ K}$, який регламентований як можливий для нетривалого контакту оператора в скафандрі з зовнішньою поверхнею міжнародної космічної станції (МКС) [6].

Значення T_s в стаціонарних умовах в вакуумі космічного простору може визначатися за відомою залежністю (1):

$$T_s = \sqrt[4]{\frac{A_s \times q_s \times \sin \theta}{\varepsilon \times \sigma}}, \quad (1)$$

де A_s – коефіцієнт поглинання сонячної радіації;

q_s – сумарна потужність потоку сонячного випромінювання, Вт/м²;

ε – коефіцієнт випромінювання (емісії) поверхні;

θ – кут падіння потоку сонячної радіації, [град];

σ – стала Стефана-Больцмана,
 $\sigma \approx 5,6704 \times 10^{-8} \text{ Вт} \times \text{м}^{-2} \times \text{К}^{-4}$ [7].

Величина T_s в стаціонарних умовах в вакуумі космічного простору при інших рівних умовах визначається тільки відношенням коефіцієнта поглинання сонячної радіації до коефіцієнта випромінювання (емісії) поверхні A_s/ε [7].

Рис. 1 ілюструє величини максимальної ($T_{S,SUN}$) і мінімальної ($T_{S,SHAD}$) температури поверхні деякої довільної металевої оболонки відповідно на освітленій і тіньовій стороні орбіти при одному з характерних варіантів її застосування – жорсткому закріпленні на зовнішній поверхні базової МКС.

З урахуванням зазначених вище вимог до забезпечення інтервалу зміни температури поверхні конструкції, співвідношення A_s/ε має перебувати в інтервалі значень від 0,7 до 1,5.

Прийнятний результат може бути отриманий при використанні багатошарових покриттів з металевих матеріалів з товщиною верхнього шару, достатньою для пропускання радіаційного потоку енергії. Як матеріали для шарів покриття можна використовувати, наприклад, алюміній, широко використовуваний в системах забезпечення теплового режиму аерокосмічної техніки завдяки низьким значенням коефіцієнта емісії, і діоксид титану (IV) TiO_2 , що поєднує прийнятні терморадіаційні характеристики з високою стійкістю до деградації під дією ФКП. Ефективність використання TiO_2 в якості компонента терморегулювальних покриттів описана, зокрема, в [8]. Алюмінієвий прошарок виконує також функцію демпфера, запобігаючи відшарування зовнішнього покриття при згинанні оболонки.

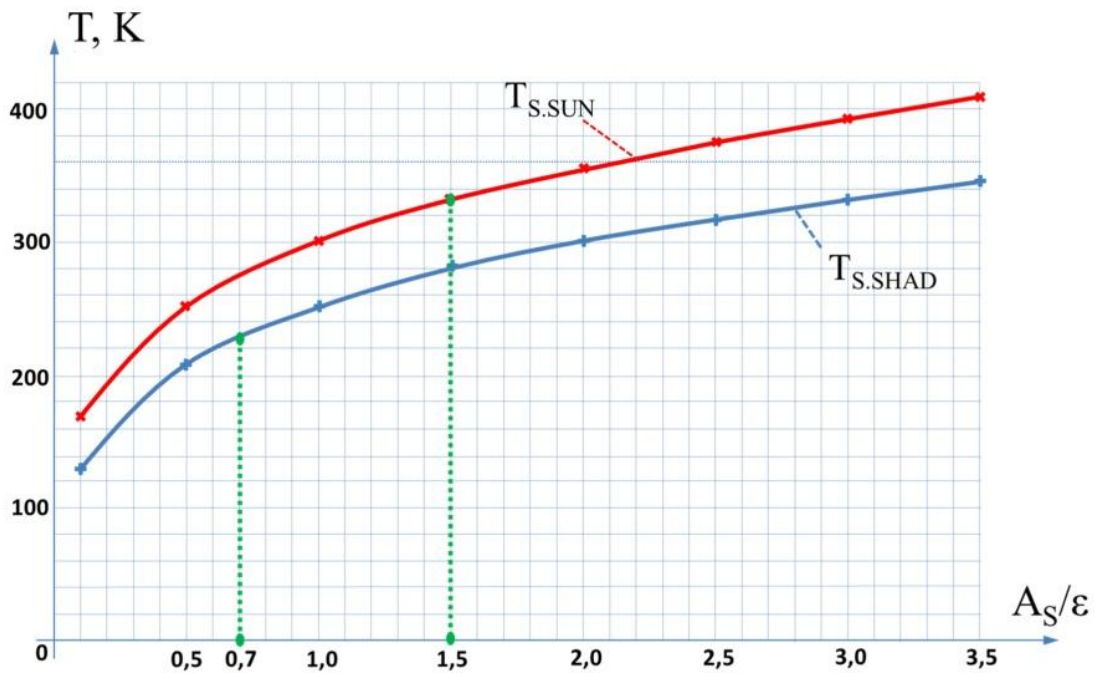


Рисунок 1 – Залежності максимальної і мінімальної температури поверхні металевої оболонки від співвідношення A_s/ϵ

При розробці і виробництві нових енергоєфективних конструкцій і технологій нанесення покриттів необхідний постійний або вибірково контроль терморадіаційних характеристик. Широке поширення отримали як спектрометричні [9, 10, 11], так і теплові (калориметричні) методи контролю ТРХ. Спектрометричні методи контролю вимагають застосування складних і дорогих спектрофотометрів, що працюють в широкому спектральному діапазоні – від далекого інфрачервоного до ультрафіолетового випромінювання. Згідно [11] вимірювання проводять в 30 точках спектрального діапазону при нормальному впливі випромінювання, а інтегральний напівсферичний коефіцієнт емісії визначають розрахунковим способом із застосуванням розрахунково-емпіричних вагових коефіцієнтів, що враховують спектральний розподіл інтенсивності випромінювання і взаємозв'язок між нормальною і напівсферичною характеристикою.

Калориметричні (теплові, теплотеметричні) методи дослідження дозволяють визначати ТРХ при використанні відносно простих і недорогих засобів вимірювання [12, 13]. Калориметричні методи, як правило, передбачають створення певних умов радіаційного теплообміну зразка з досліджуваним покрит-

тям і навколишніми об'єктами; вимірювання теплового потоку крізь зразок і температури його поверхні; розрахунок терморадіаційних характеристик на підставі отриманих даних і відомих законів теплообміну. У більшості випадків робочий об'єм вимірювальної камери необхідно вакуумувати для виключення впливу кондуктивно-конвективного теплообміну крізь повітря, що призводить до ускладнення калориметричних засобів вимірювання.

Метою роботи є показ перспективності калориметричних вимірювань терморадіаційних характеристик без вакуумування об'єму вимірювальної камери, обґрунтування структури і характеристик обладнання для цих досліджень, проведення експериментальної перевірки методу і устаткування на реальних зразках матеріалів для космічної техніки.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

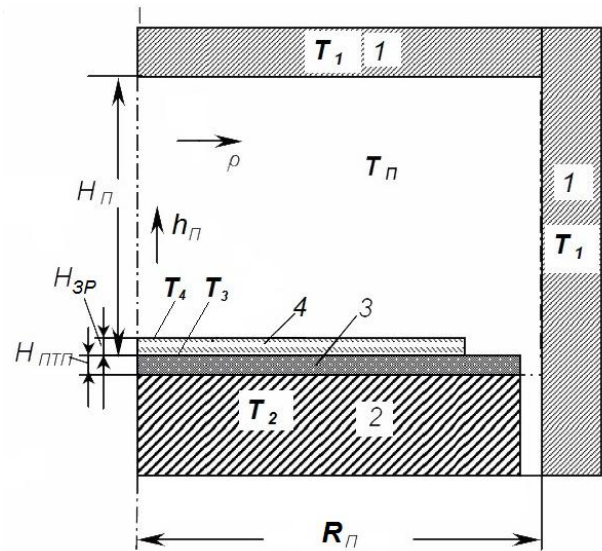
Вимірювальна система для вимірювання ТРХ в інфрачервоному спектрі

Розроблено вимірювальну систему, призначену для визначення інтегральних напівсферичних ТРХ (коефіцієнтів випромінювання, поглинання і відбиття) в довгохвильовій об-

ласті спектра інфрачервоного випромінювання різних матеріалів і покриттів. У системі реалізований калориметричний метод вимірювання, який передбачає отримання первинної вимірювальної інформації з застосуванням термоелектричних перетворювачів теплового потоку (ПТП) [14]. Точність вимірювання в приладах такого типу залежить як від ступеня полусферичності падаючого випромінювання, так і від однорідності вимірюваної густини теплового потоку. Для мінімізації методичної складової похибки вимірювання необхідно щоб чутливий елемент ПТП знаходився в зоні одномірності теплового потоку, внаслідок чого виміряна густина теплового потоку буде дорівнювати густині теплового потоку, що входить у зразок.

На рис. 2 наведена спрощена структура теплового блоку системи, який складається з випромінювача 1, термостатованої основи 2, пластини перетворювачів теплового потоку 3 і досліджуваного зразка 4. Випромінювач і основа утворюють порожнину, яка має форму кругового циліндра, на зовнішніх поверхнях її верхнього торця і бічний циліндричної поверхні підтримується постійна температура T_1 , а на поверхні нижнього торця (на снові) підтримується температура T_2 . Внутрішня поверхня випромінювача, що має форму перевернутого стакану служить джерелом теплового випромінювання (ДТВ). На внутрішній стороні нижнього торця порожнини поміщений досліджуваний зразок матеріалу з нанесеним на нього покриттям. Заданий за допомогою ДТВ потік теплового випромінювання, в загальному випадку, частково відбивається від поверхні зразка в бік джерела, а частково, пронизуючи досліджуваний зразок, реєструється перетворювачем теплового потоку. Співвідношення складових теплового потоку, що поглинається і відбивається характеризує якість енергоефективного покриття.

У тепловому блоці наведеної конструкції існує кілька факторів, що впливають на значення виміряного теплового потоку. До них відносяться ступінь чорноти нанесеного покриття, геометричні розміри досліджуваного зразка, порожнини і ДТВ, термічний опір ПТП. Теплопередача від ДТВ до досліджуваного зразка, в загальному випадку, має конвективну, кондуктивну і радіаційну складові.



Примітки: T_1, T_2, T_3, T_4 – температури випромінювача, основи, поверхні пластини перетворювачів, поверхні зразка, відповідно;

$H_{зр}, H_{п}$ – висота досліджуваного зразка і порожнини, м.

Рисунок 2 – Структура теплового блоку системи для визначення інтегральних напівсферичних ТРХ в інфрачервоній області спектра

Причому, саме радіаційна складова теплообміну є інформативним параметром, що визначає коефіцієнт поглинання. Радіаційна складова залежить також від значень температури ДТВ і поверхні досліджуваного зразка, а також куткових коефіцієнтів випромінювання порожнинного випромінювача і впливу на них геометричних розмірів ДТВ, тобто висоти і радіусу циліндричного «стакану». Розрахункова оцінка умов виникнення конвективної складової і експериментальна перевірка показали, що конвективною теплопередачею через повітря в порожнині практично можна знехтувати, оскільки ДТВ розташований над досліджуваним зразком і має в робочому режимі температуру вищу, ніж у поверхні зразка. Однак, кондуктивна теплопередача через повітря порожнини призводить до крайових спотворень теплового поля на поверхні зразка.

Докладний теоретичний аналіз факторів, що впливають на просторовий розподіл радіаційної і кондуктивної складових теплообміну розглянуті в [15].

З отриманих результатів випливає, що при відносній висоті повітряної порожнини $h_{\Pi} = \frac{H_{\Pi}}{R_{\Pi}} \leq 0,2$ в зоні, обмеженій відносним радіусом $\rho = \frac{R}{R_{\Pi}} \leq 0,7$, тепловий потік за рахунок кондуктивного теплопередавання через повітря можна розглядати як теплопередавання крізь нескінченну пластину з теплопровідністю повітря (2):

$$q_{\text{конд}} = (T_1 - T_4) \times \frac{\lambda_{\text{пов}}}{H_{\Pi} - H_{3P}}, \quad (2)$$

де $\lambda_{\text{пов}}$ – коефіцієнт теплопровідності повітря.

Визначення значення радіаційної складової теплообміну базується на відомих [16] закономірностях радіаційного теплообміну. В [15] показано, що локальний сумарний кутовий коефіцієнт радіаційного теплообміну поверхні зразка з торцевою і бічною поверхнями ДТВ не залежить від місця розташування на основі та дорівнює одиниці. При цьому радіаційна складова теплообміну на поверхні зразка в замкнутому просторі, утвореному двома поверхнями з різною температурою, які дифузно відбивають світло, згідно [16], може бути визначена за формулою (3):

$$q_{\text{рад}} = \frac{\sigma(T_1^4 - T_4^4)}{\frac{1}{\varepsilon_{3P}} + \frac{F_1}{F_2} \left(\frac{1}{\varepsilon_{\text{ДТВ}}} - 1 \right)}. \quad (3)$$

При цьому виміряна густина теплового потоку через зразок і ПТП дорівнює сумі складових теплообміну (4):

$$q_{\text{ПТП}} = q_{\text{рад}} + q_{\text{конд}} \quad (4)$$

У розробленому тепловому блоці випромінювач ДТВ 1 і основа 2 виконані з високотеплопровідного металу (дюралюмінію Д16Т) і утворюють замкнутий простір. Внутрішня поверхня випромінювача (циліндр і дно), звернена до основи, вкрита дрібними V-подібними канавками і має чорне покриття, що забезпечує коефіцієнт емісії (ступінь чор-

ноти) $\varepsilon_{\text{ДТВ}}$ не менше 0,95. Основа і випромінювач мають вбудовані елементи, що дозволяють підтримувати задані значення температури цих вузлів – нагрівачі, канали для теплоносія, перетворювачі температури і т.п. (на рис. 2 ці елементи не показані). На поверхні основи 2, зверненої до випромінювача 1, розташована пластина термоперетворювачів 3, в центральній зоні якої розташовані декілька ПТП і перетворювачів температури поверхні, так, щоб можна було над ними розташувати одночасно кілька досліджуваних зразків. У випромінювачі ДТВ розташований термоелектричний перетворювач температури поверхні випромінювача.

Режими виміру терморадіаційних характеристик поверхонь досліджуваних зразків реалізуються при малих значеннях різниці температур ДТВ і досліджуваного зразка: $(T_1 - T_4) \leq 15K$. У цьому випадку коефіцієнт випромінювання поверхні досліджуваного зразка можна вважати рівним коефіцієнту поглинання [16]. Оскільки металеві підкладки напилені зразків терморегулювальних покриттів в довгохвильовій області спектра є непрозорими для інфрачервоного випромінювання, коефіцієнт відбиття поверхні визначається зі співвідношення: $r = 1 - \varepsilon$.

Температуру безпосередньо на поверхні досліджуваного зразка незручно вимірювати контактним способом, так як це може призвести до спотворення радіаційної складової теплообміну. Тому вимірюють температуру за допомогою спаю термопари, розташованого на поверхні ПТП, а температуру поверхні досліджуваного зразка розраховують з урахуванням теплопровідності зразка λ_4 за формулою (5):

$$T_4 = T_3 + q_{\text{ПТП}} \times \left(\Delta R_T + \frac{H_{3P}}{\lambda_4} \right), \quad (5)$$

де ΔR_T – додатковий тепловий опір між спаєм термопари і зразком.

При вимірюваннях попередньо визначають теплопровідність і товщину зразка досліджуваного матеріалу 4, а потім встановлюють зразки на поверхню пластини термоперетворювачів 3 за допомогою тонкого шару теплопровідного мастила. Встановлюють теплові режими ДТВ та основи і після їх стабілізації

вимірюють середні значення температури і теплового потоку. Значення температури поверхні зразка визначають за формулою (5), значення радіаційної складової теплового потоку знаходять на підставі (1) і (4):

$$q_{РАД} = q_{ПТП} - (T_1 - T_4) \times \frac{\lambda_{ПОВ}}{H_{II} - H_{ЗР}}. \quad (6)$$

Значення коефіцієнта емісії поверхні зразка розраховують за формулою, отриманою з (3):

$$\varepsilon_{ЗР} = \frac{q_{РАД}}{\sigma(T_1^4 - T_4^4) - q_{РАД} \times \frac{F_1}{F_2} \left(\frac{1}{\varepsilon_{ДТВ}} - 1 \right)}, \quad (7)$$

де $\frac{F_1}{F_2}$ – відношення площ поверхні випромінювача і приймальної поверхні основи.

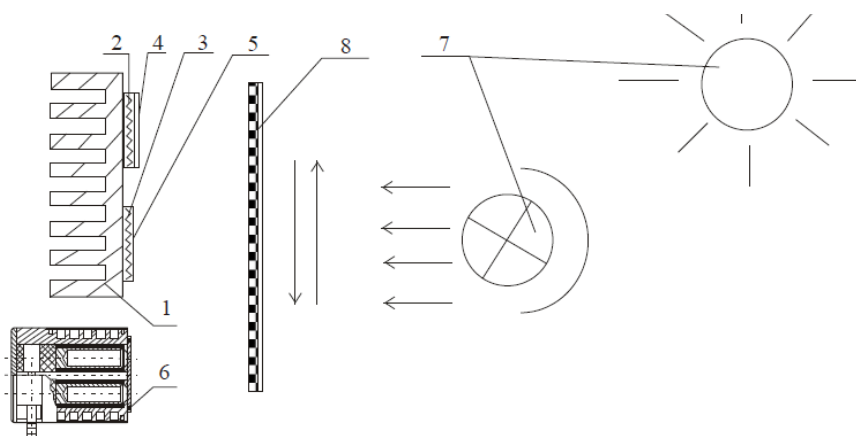
Середні значення $q_{ПТП}$, T_1 і T_3 визначають безпосередньо за результатами вимірювань під час експерименту. Значення F_1 / F_2 , $\varepsilon_{ДТВ}$ і ΔR_T , визначають при проектуванні і калібрування приладу. Відстань між поверхнями випромінювача 2 і пластиною термоперетворювачів 3 задано конструкцією приладу.

Оскільки прилад дозволяє одночасно встановлювати кілька зразків, то проводять визначення густини теплового потоку і температури

при поверхні для кожного зразка, а розрахунок коефіцієнтів емісії проводять окремо для кожного зразка за формулами аналогічним (6). Одночасне дослідження декількох зразків дозволяє швидко порівнювати між собою зразки при відпрацюванні технології нанесення покриттів. У разі наявності еталонних зразків з відомими терморадіаційними характеристиками можливо звірення з ними досліджуваних зразків. Застосування методики вимірювань з використанням двох еталонних зразків з контрастними значеннями їх коефіцієнтів випромінювання (перший зразок – з покриттям з полірованого металу $\varepsilon_{e1} \approx 0,1$, а другий – з діелектрика з матовою поверхнею $\varepsilon_{e2} \approx 0,9$) дозволяє компенсувати кондуктивну і конвективну складові теплообміну через повітряний зазор, в зв'язку з чим відпадає необхідність врахування кондуктивного теплопередавання через повітря.

Система і калориметрична методика визначення коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання A_s .

Розроблено методику і випробувальний стенд на базі термоелектричних біметалевих перетворювачів теплового потоку (ПТП) виду допоміжної стінки [14] і абсолютного порожнинного приймача сонячного випромінювання, наприклад, радіометра РАП-12СР [17]. Схема розміщення приладів представлена на рис. 3.



Примітки: 1 – термостатована основа; 2, 3 – перетворювачі теплового потоку (ПТП); 4 – зразок з досліджуваним покриттям; 5 – зразок із покриттям з відомим коефіцієнтом поглинання сонячного випромінювання; 6 – абсолютний порожнинний приймач випромінювання; 7 – джерело випромінювання, яке за спектром відповідає випромінюванню Сонця; 8 – рухливий екран з відбиваючим покриттям.

Рисунок 3 – Схема розміщення приладів при вимірюванні коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання A_s

На плоску підкладку з листового матеріалу (металу або діелектрика) наносять шар досліджуваного покриття з невідомим коефіцієнтом поглинання A_{SX} .

При вимірах методом компарування з еталонним зразком, встановлюють досліджуваний зразок з покриттям на поверхні плоского ПТП на шар високотеплопровідного мастила. На другий ідентичний ПТП встановлюють еталонний зразок, який має покриття з відомим коефіцієнтом поглинання сонячного випромінювання A_{So} і коефіцієнтом емісії ϵ_0 , наприклад, чорну плівку «Oracal». Оскільки теплофізичні характеристики ПТП і підкладок зразків відомі, нескладно вирахувати сумарний тепловий опір досліджуваного зразка з ПТП R і еталонного зразка з ПТП R_0 . Також необхідно заздалегідь визначити коефіцієнт емісії досліджуваного покриття ϵ . Досліджуваний і еталонний зразки разом з ПТП розміщують на масивному термостатованій основі, яка виготовлена з високотеплопровідного матеріалу (рис. 3).

У разі відсутності покриття з відомими параметрами додатково може бути застосований радіометр РАП-12СР з відомим коефіцієнтом поглинання A_p , що дозволяє провести прямі вимірювання густини потоку випромінювання. Радіометр встановлюють таким чином, щоб його вхідна діафрагма розташовувалася в тій же площині, що й досліджуваний покриття. Джерелом випромінювання в даному дослідженні може бути або безпосередньо Сонце, або імітатор сонячного випромінювання, наприклад, на базі ксенонових ламп з температурою близько 6000 К. Використання для експозиції Сонця можливо тільки при ясній безхмарній погоді з обов'язковою корекцією положення приймачів випромінювання – ПТП і радіометра по відношенню до руху Сонця по небосхилу. Вимірювання проводять методом почергової зміни сонячного опромінення і затінення за допомогою рухомого екрану, реєструють в кожному випадку вихідні сигнали ПТП і радіометра і розраховують значення густини теплового потоку сонячного випромінювання при експозиції q_{EKC} , q_{EKO} , q_{P-EKC} і затіненні q_T , q_{To} , q_{P-T} . Розрахунок коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання досліджуваного зразка A_{SX} здійснюють за такими залежностями:

- у разі вимірювання методом компарування і використання еталонного покриття (8):

$$A_{SX} = A_{So} \frac{(q_{EKC} - q_T) \cdot [1 + R \cdot (\alpha_K + 4\epsilon\sigma T_T^3)]}{(q_{EKO} - q_{To}) \cdot [1 + R_0 \cdot (\alpha_K + 4\epsilon_0\sigma T_{To}^3)]}, \quad (8)$$

- в разі використання радіометра для вимірювання сонячного випромінювання (9):

$$A_{SX} = A_p \frac{(q_{EKC} - q_T) \cdot [1 + R \cdot (\alpha_K + 4\epsilon\sigma T_T^3)]}{(q_{P-EKC} - q_{P-T})}, \quad (9)$$

де $\alpha_K \approx 3 \text{ Вт}/(\text{К}\cdot\text{м}^2)$ – коефіцієнт тепловіддачі при конвективному теплообміні [4];

$T_T = T_{CT} + R \cdot q_T$, $T_{To} = T_{CT} + R_0 \cdot q_{To}$ – температура поверхні досліджуваного і еталонного покриття при затіненні;

T_{CT} – температура термостатованої основи.

Слід зазначити, що використання радіометра, в якому виключена конвективна складова теплообміну, значно полегшує проведення експерименту і наступні розрахунки. Крім того, в такому випадку можливе проведення одночасного дослідження двох зразків покриття.

Технологія нанесення багат шарових покриттів на досліджені зразки

Багат шарові покриття для КПО були отримані методом електронно-променевого випаровування в вакуумі мішеней на основі алюмінію Al і двоокису титану TiO_2 . В якості підкладок були використані пластини нержавіючої сталі марки AISI 321 товщиною 175 мкм і розміром 100×40 мм, поверхню яких перед вакуумним осадженням знежирували. Для забезпечення високої адгезії покриття і сталевій підкладці її поверхню попереднього травили пучком іонів аргону з енергією 2...2,5 кеВ. Для підвищення ефективності іонної очистки поверхні до сталевій підкладці було докладено негативне зміщення 700 В. Шарувату структуру покриттів, що складаються з шарів Al і TiO_2 , отримували послідовним випаровуванням мішеней різно-

го хімічного складу за один технологічний цикл, шляхом переміщення електронного пучка з однієї мішені на іншу. Товщину прошарків варіювали шляхом зміни режимів випаровування та його тривалості.

Перед осадженням покриття підкладку нагрівали за допомогою електронно-променевої гармати; температуру підкладки при її розігріві і в процесі осадження покриття контролювали хромель-алюмелевою термопарою. Покриття формувалося при температурі підкладки $T_p=400...450$ °С.

Структуру і хімічний склад покриттів досліджували з використанням растрового мікроскопа CamScan4, оснащеного системою локального хімічного аналізу ENERGY 200. Зразки для дослідження готувалися за стандартною методикою шліфування й полірування з використанням обладнання фірми Struers. Рен-

тгендифракційне вимірювання проводили в геометрії ковзного пучка $\theta-2\theta$ на дифрактометрі ДРОН-4 у випромінюванні $\text{CuK}\alpha$.

Результати вимірювань терморадіаційних характеристик

Дослідження проведені на зразках зі сталі без покриття, сталі з алюмінієвим покриттям (Al), сталі з покриттям з двоокису титану (TiO_2) і сталі з двошаровим покриттям – на сталі шар Al, а на ньому шар TiO_2 . У табл. 1 представлені структурні характеристики покриттів (h_{TiO_2} , h_{Al} , h_s – товщини шарів покриттів TiO_2 , Al і зразка, нм), а також значення їх терморадіаційних характеристик.

Таблиця 1 – Експериментально-розрахункові значення ϵ і A_s досліджуваних покриттів

Матеріал	Сталь AISI 321 (hs)	AISI 321+Al (hAl)	AISI 321+ TiO_2 (h TiO_2)	AISI 321+Al+ TiO_2 (hAl+ h TiO_2)	
Товщина	175 μm	1300 nm	800 nm	900+700 nm	300+500 nm
ϵ	0,18	0,110	0,281	0,332	0,337
A_s	0,65	0,331	0,6905	0,5827	0,4804
A_s/ϵ	3,6	3,01	2,46	1,76	1,42

З результатів видно, що співвідношення A_s/ϵ нержавіючої сталі і одношарових покриттів з Al і TiO_2 знаходяться в інтервалі значень від 2,46 (для TiO_2) до 3,6 (сталь AISI 321), що не задовольняє необхідним умовам.

У разі двошарових покриттів (AISI 321 + Al + TiO_2) коефіцієнт поглинання A_s нижче, ніж у покриття TiO_2 . Змінюючи співвідношення товщини шарів Al і TiO_2 , можна забезпечити зниження значення A_s/ϵ для двошарового покриття AISI 321 + Al + TiO_2 до верхнього рівня діапазону допустимих значень 0,7 ... 1,5; значення ϵ , при цьому, зберігається практично незмінним, при одночасному зниженні величини A_s .

Розширена невизначеність вимірювань коефіцієнта емісії знаходиться в діапазоні 0,041 ... 0,045, а розширена невизначеність вимірювань коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання – в діапазоні 0,030 ... 0,049.

ВИСНОВКИ

Встановлено, що величиною, яка характеризує ефективність терморегулюючого покриття, є відношення коефіцієнта поглинання сонячного випромінювання до коефіцієнта емісії A_s/ϵ .

Запропоновано калориметричні методи і зроблені досить прості і недорогі засоби вимірювання терморадіаційних характеристик покриттів.

Розглянуто технологію нанесення терморегулюючого покриття шаруватої структури Al + TiO_2 на поверхню металевих конструкцій космічного призначення, які розкриваються; покриття наноситься послідовним осадженням Al і TiO_2 на підкладку з нержавіючої сталі шляхом випаровування компонентів у вакуумі електронно-променевим методом.

Проведено вимірювання терморадіаційних характеристик покриттів Al+ TiO_2 на нержавіючій сталі і показано, що значення відношен-

ня A_s/ε для двошарового покриття істотно нижче аналогічного відношення, отриманого для його окремих компонентів. Показано, що зміною співвідношення товщини шарів Al і

TiO_2 двошарового покриття можна забезпечити зниження значення A_s/ε при незмінності коефіцієнта емісії ε .

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ / REFERENCES

1. Finckenor, M. M., & Dooling, D. (1999). *Multilayer Insulation Material Guidelines*. Alabama: Marshall Space Flight Center.
2. Gilmore, D. (2002). *Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies*. doi: 10.2514/4.989117
3. Freeland, R. E., Bilyeu, G. D., & Veal, G. R. (1996). Development of flight hardware for a large, inflatable-deployable antenna experiment. *Acta Astronautica*, 38(4-8), 251–260. doi: 10.1016/0094-5765(96)00030-6
4. Lichodziejewski, D., Veal, G., & Derbes, B. (2002). Spiral Wrapped Aluminum Laminate Rigidization Technology : 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. doi: 10.2514/6.2002-1701
5. Paton, B. E., Lobanov, L. M., & Volkov, V. S. (2015). Metal transformable-volume structures for space engineering. *Acta Astronautica*, 110, 50–57. doi: 10.1016/j.actaastro.2015.01.005
6. Raketno-kosmicheskaja korporacija "Jenergija" im. S. P. Koroleva. (2016). *Rossijskij segment MKS. Spravochnik pol'zovatelja* [The Russian segment of the ISS. User's manual]. Korolev: RKK "Jenergija" im. S. P. Koroljova (in Russian)
[Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева. (2016). *Российский сегмент МКС. Справочник пользователя*. Королев: РКК «Энергия» им. С. П. Королёва].
7. Favorskij, O., & Kadaner, Ja. (1967). *Voprosy teploobmena v kosmose* [Questions of heat transfer in space]. Moskva: Vysshaja shkola (in Russian)
[Фаворский, О., & Каданер, Я. (1967). *Вопросы теплообмена в космосе*. Москва: Высшая школа].
8. Zhang, L., & Chen, R. (2004). TiO₂-Siloxane Thermal Control Coatings for Protection of Spacecraft Polymers. *Chinese Journal of Aeronautics*, 17(1), 53–59. doi: doi:10.1016/S1000-9361(11)60203-3
9. Halimanovich, V. I., Harlamov, V. A., Ermolaev, R. A., Miheev, A. E., & Girn, A. V. (2009). *Ispytanija laboratornyh obrazcov termoregulirujushhih pokrytij ugleplastikovyh jelementov kosmicheskikh apparatov* [Testing laboratory patterns with thermoregulation coating on carbon details of space vehicles]. *Vestnik SibGAU*, 3, 110–113 (in Russian)
[Халиманович, В. И., Харламов, В. А., Ермолаев, Р. А., Михеев, А. Е., & Гирн, А. В. (2009). Испытания лабораторных образцов терморегулирующих покрытий углепластиковых элементов космических аппаратов. *Вестник СибГАУ*, 3, 110–113].
10. Miheev, A. E., Girn, A. V., Ivasev, S. S., & Evkin, I. V. (2013). *Issledovanie svojstv zashhitnyh pokrytij dlja kosmicheskikh apparatov* [Investigation of the space vehicles coatings feature]. *Vestnik SibGAU*, 3(49), 217–224 (in Russian)
[Михеев, А. Е., Гирн, А. В., Ивасев, С. С., & Евкин, И. В. (2013). Исследование свойств защитных покрытий для космических аппаратов. *Вестник СибГАУ*, 3(49), 217–224].
11. International Organization for Standardization. (2003). Glass in building. Determination of light transmittance, solar direct transmittance, total solar energy transmittance, ultraviolet transmittance and related glazing factors (ISO 9050:2003). Retrieved May 1, 2018, from <https://www.iso.org/obp/ui/#iso:std:iso:9050:ed-2:v1:en>
12. Paderin, L. Ja., Prusov, B. V., & Tokarev, O. D. (2011). *Ustanovka dlja issledovanij integral'noj polusfericheskoj izluchatel'noj sposobnosti teplozashhitnyh materialov i termoregulirujushhih*

- pokrytij** [Installation for studies of the integral hemispherical emissivity of heat-shielding materials and thermoregulatory coatings]. *Uchenye zapiski CAGI*, 1, 53–61 (in Russian)
[Падерин, Л. Я., Прусов, Б. В., & Токарев, О. Д. (2011). Установка для исследований интегральной полусферической излучательной способности теплозащитных материалов и терморегулирующих покрытий. *Ученые записки ЦАГИ*, 1, 53–61].
13. Cherepanov, V. (2005). **Razrabotka metodov i sredstv metrologicheskogo obespechenija izmerenij koeficientov teplovogo izlucheniya materialov** [Development of methods and tools for metrological support of measurements of thermal radiation coefficients of materials]. *Interjekspo Geo-Sibir'*, 6 (in Russian)
[Черепанов, В. (2005). Разработка методов и средств метрологического обеспечения измерений коэффициентов теплового излучения материалов. *Интерэкспо Гео-Сибирь*, 6].
14. Králík, T., Musilová, V., Hanzelka, P., & Frolec, J. (2016). Method for measurement of emissivity and absorptivity of highly reflective surfaces from 20 K to room temperatures. *Metrologia*, 53(2), 743–753. doi: 10.1088/0026-1394/53/2/743
15. Grishhenko, T. G., Dekusha, L. V., Vorob'ev, L. I., Burova, Z. A., Dekusha, O. L., & Kovtun, S. I. (2017). **Teplometrija: teorija, metrologija, praktika. Metody izmereniya teplovogo potoka** [Thermometry: theory, metrology, practice. Methods for measuring heat flow]. Kyiv: Institut tehnichej teplofiziki NAN Ukrainy (in Russian)
[Грищенко, Т. Г., Декуша, Л. В., Воробьев, Л. И., Бурова, З. А., Декуша, О. Л., & Ковтун, С. И. (2017). *Теплометрия: теория, метрология, практика. Методы измерения теплового потока*. Киев: Институт технической теплофизики НАН Украины].
16. Kovtun, S., Dekusha, L., & Vorobiov, L. (2018). **Analizuvannia vplyvu parametriv vyprominiuvacha na peredavannia odynytsi vymiriuvannia teplovoho potoku** [Analysis of influence of the radiant source parameters on transfer of heat flux density unit]. *Slovak international scientific journal*, 16(1), 51–54 (in Ukrainian)
[Ковтун, С., Декуша, Л., & Воробйов, Л. (2018). Аналізування впливу параметрів випромінювача на передавання одиниці вимірювання теплового потоку. *Slovak international scientific journal*, 16(1), 51–54].
17. Uong, X. (1979). **Osnovnye formuly i dannye po teploobmenu dlja inzhenerov** [Basic formulas and data on heat transfer for engineers]. Moscow: Atomizdat (in Russian)
[Уонг, Х. (1979). *Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров*. Москва: Атомиздат].
18. Basok, B., Dekusha, L., Honcharuk, S., & Chorna, N. (2013). **Prylad dlia vymiriuvannia insoliatsii budivel ta sporud** [The instrument for measuring the insolation of buildings and structures]. *Budivelni konstruktsii. Enerhozberezhennia u budivnytstvi. Suchasni konstruktyvni systemy, efektyvni materialy ta inzhenerne obladnannia*, 77, 55 – 59 (in Ukrainian)
[Басок, Б., Декуша, Л., Гончарук, С., & Чорна, Н. (2013). Прилад для вимірювання інсоляції будівель та споруд. *Будівельні конструкції. Енергозбереження у будівництві. Сучасні конструктивні системи, ефективні матеріали та інженерне обладнання*, 77, 55 – 59].