

<https://doi.org/10.15407/knit2023.06.051>
УДК 536.21: 536.2.022: 533.599

В. А. РОГАЧОВ¹, доцент, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

E-mail: valeriy_rogachov@ukr.net

Д. В. КОЗАК¹, старш. наук. співроб., канд. техн. наук

E-mail: dk.kpi.hp@gmail.com

Р. С. МЕЛЬНИК¹, наук. співроб., аспірант

E-mail: romadarkwood3@gmail.com

Ю. А. ПОШТАРЕНКО¹, пров. інж.

E-mail: yuriypostarenko@gmail.com

Б. М. РАССАМАКІН¹, пров. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

E-mail: bmrass@gmail.com

В. І. ХОМІНІЧ¹, зав. лаб., канд. техн. наук, доцент

E-mail: hominichv@gmail.com

В. В. ЗАХАРОВ², нач. сектору

E-mail: vlad.zakharow71@gmail.com

Т. В. МОСКАЛЬОВА³, доцент, канд. техн. наук, доцент

E-mail: Moskalova@ua.fm

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Проспект Берестейський 37, Київ, Україна, 03056

² Державне підприємство «Конструкторське бюро „Південне“ ім. М. К. Янгеля»
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

³ Національний технічний університет «Дніпровська політехніка»
Проспект Д. Яворницького 19, Дніпро, Україна, 49005

ТЕПЛОВАКУУМНІ ВИПРОБУВАННЯ ЗРАЗКІВ ЕКРАННО-ВАКУУМНОЇ ТЕПЛОВОЇ ІЗОЛЯЦІЇ

Представлено результати тепловакуумних досліджень та випробувань зразків чохла екранно-вакуумної теплоізоляції (ЕВТІ), які відрізняються кількістю шарів композитних матеріалів. Дослідження виконано на експериментальному стенді ТВК-0,12. Описано методики тепловакуумних випробувань та обробки результатів експерименту для визначення питомого термічного опору зразків екранно-вакуумної теплоізоляції.

Чохли виготовлено з каптону та майлару, між якими розміщено розділювальні прокладки з дакрону. При цьому внутрішні шари ЕВТІ виготовлено з майлару, алюмінованого з двох сторін, його товщина не перевищує 6,0 мкм. Для зовнішньої обшивки зразків ЕВТІ використано каптон, алюмінований з внутрішньої сторони середньою товщиною, не більшою від 50 мкм. Середня товщина внутрішньої обшивки алюмінованого каптону з двох сторін не перевищує 25 мкм. Для ізоляційних прокладок ЕВТІ використано дакрон, товщина якого не перевищує 200 мкм. Для випробувань конструктивно виготовлялися збірки теплоізоляції у вигляді прямокутного мату з габаритними розмірами 200 × 300 мм. Усі зразки досліджуваних

Цитування: Рогачов В. А., Козак Д. В., Мельник Р. С., Поштаренко Ю. А., Рассамакін Б. М., Хомініч В. І., Захаров В. В., Москальова Т. В. Тепловакуумні випробування зразків екранно-вакуумної теплової ізоляції. *Космічна наука і технологія*. 2023. **29**, № 6 (145). С. 51–61. <https://doi.org/10.15407/knit2023.06.051>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ЕВТІ мали перфорацію екранів отворами діаметром 2 мм з кроком 50 мм для відведення повітря, що міститься між шарами теплоізоляції і яке відводиться у процесі відкачування газового середовища з вакуумної камери ТВК-0.12. Показано, що найбільш ефективною є двадцятишарова екранно-вакуумна теплоізоляція, яка має термічний опір в діапазоні температурних напорів 125...205 °С відповідно 6.5...4 м²К/Вт, що в 1.75 рази вище, ніж для десятишарової ізоляції. Визначено, що застосування зразків ЕВТІ з кількістю шарів понад 20 не призводить до суттєвого зростання її ефективності.

Найкращі зі зразків рекомендовано для використання у виробках космічної техніки.

Ключові слова: екранно-вакуумна тепла ізоляція, термовакуумні випробування, тепловий потік випромінювання, температурне поле, питомий термічний опір, температурний напір, космічний апарат, чохол.

ВСТУП

Теплове проектування виробів космічної техніки є невід'ємною та обов'язковою частиною загального процесу їхньої розробки та конструювання. Основною метою такого проектування є забезпечення температурних та теплових режимів бортової апаратури та космічного апарата (КА) в цілому, нормальне функціонування та допустимі вихідні параметри, а також максимальна надійність та експлуатаційний ресурс яких багато в чому визначаються температурними умовами. Великий обсяг та у багатьох випадках суперечливість температурних вимог, обов'язкових до реалізації у процесі створення нового обладнання КА, зумовлюють особливу значущість теплового проектування та взаємної ув'язки теплових аспектів з загальними завданнями розробки нових КА та їхніх компонентів [1—11, 18].

Екранно-вакуумна теплоізоляція (ЕВТІ) є одним з найбільш поширених та надійних засобів пасивного терморегулювання у системах забезпечення теплового режиму КА. ЕВТІ суттєво знижує інтенсивність теплообміну елементів конструкції та обладнання КА з довкіллям.

Загальний вигляд сучасних конструкцій ЕВТІ приведено на рис. 1. Принцип дії оснований на зменшенні теплообміну між тілами або середовищами у напрямку теплового потоку завдяки перешкоді, яка розміщується перпендикулярно до теплового потоку (далі — поперечний напрям). У багатошаровому анізотропному середовищі шари з композитних матеріалів перевипромінюють теплові потоки між собою, внаслідок чого середовище має високі теплоізоляційні властивості. ЕВТІ становить собою теплозахист на основі багатошарового екранування зовнішньої поверхні об'єкта і складається з декількох

шарів, у яких чергуються екрани та прокладки (рис. 1, а).

З ЕВТІ виконують чохла, які охоплюють увесь об'єкт, або його частини, які підлягають тепловому захисту або регулюванню, наприклад захисна шторка з ЕВТІ для блоку апаратури КА (рис. 1, б), яка випробувалася в роботі [4].

Чохли з ЕВТІ для різноманітного обладнання КА виготовлено з плівок каптону (поліімід), майлару (поліетилентерефталат), між якими розміщені роздільні прокладки з дакрону або лавсану (поліетилентерефталат). Як внутрішній шар ЕВТІ використовуються каптон або майлар, алюміновані з обох сторін. Зовнішня обшивка зразків ЕВТІ виконується з каптону, алюмінованого лише з одного внутрішнього боку.

Екран, що відбиває тепловий потік, виготовляється з синтетичного матеріалу товщиною не більше 6...12 мкм, зазвичай це плівка, покрита шаром низькоемісійних металів (алюміній, нікель, рідше мідь, золото, срібло) товщиною не більше 0.1 мкм. Прокладки товщиною 50...200 мкм, що розділяють екрани, виготовляються з волокнистих матеріалів з низькою теплопровідністю для мінімізації теплових потоків у зоні теплопровідності. Застосування описаної конструкції ЕВТІ забезпечує можливість суттєво знизити інтенсивність теплообміну елементів конструкції та обладнання космічного апарата з навколишнім середовищем, тобто зменшити по абсолютній величині теплові потоки, що надходять ззовні до елементів конструкції КА та його обладнання від Сонця, Землі та/або при випромінюванні зовнішньою поверхнею апарата в космічний простір.

Процес теплообміну через ЕВТІ є поєднанням передачі теплоти випромінюванням, кондуктивності по елементах конструкції ЕВТІ та молеку-

лярною теплопровідністю газу, що розміщується між шарами. Конструкція ЕВТІ завжди передбачає зведення до мінімуму зазначених форм теплоперенесення.

Наприклад, складова молекулярної теплопровідності газу, розміщеного між шарами ЕВТІ, суттєво зменшується при зменшенні тиску до значень $0.1 \dots 1$ мПа, тому нею можна знехтувати у розрахунках чи вакуумних випробуваннях при подальшому зменшенні тиску.

Передача теплоти випромінюванням мінімізується за рахунок великої кількості металізованих екранів з низьким коефіцієнтом випромінювання, розділених між собою теплоізоляційними синтетичними плівками/прокладками.

Крім того, передача теплоти за рахунок кондуктивності мінімізується за рахунок застосування прокладок з низькою щільністю укладання і незначною теплопровідністю розділювальних екранів.

У конструкції ЕВТІ завжди передбачається на її поверхнях певна кількість вентиляційних отворів, що дає змогу молекулам повітря безперешкодно залишати міжекранні проміжки, проте таке перфорування матеріалу одночасно призводить і до зменшення ефективності цих екранів.

Таким чином, залежність поперечної теплопровідності, що розглядається як сума контактної і променевої складової, від щільності укладання шарів ЕВТІ і зусилля, що їх стискає, пов'язана з характерним мінімумом, що спостерігається на сумарних експериментальних кривих [3]. Як відзначається у роботі [3], визначення цього мінімуму, що базується на роздільному вкладі зазначених видів теплопереносу, є основним завданням оптимізації нових типів теплоізоляції, що розробляються дослідниками.

З іншого боку, співвідношення вкладу окремих механізмів контактного та променевого теплопереносу у діапазоні температур $-196 \dots +150$ °С змінюється на порядок. Тому розрахунок характеристик багатокомпонентної ЕВТІ числовими методами, незважаючи на строгий фізичний підхід, залишається приблизним і часто розходиться з експериментом. В інженерній практиці у зв'язку зі складністю побудови розра-

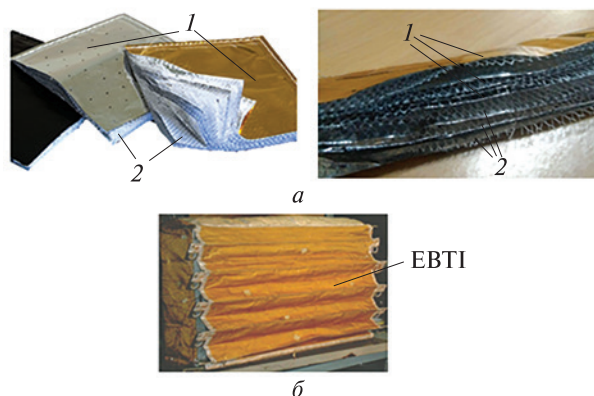


Рис. 1. Приклади багатокомпонентної ЕВТІ: *а* — загальний вигляд зразків ЕВТІ (1 — екран алюмінізований, 2 — прокладка синтетична); *б* — штorka з ЕВТІ для терморегулювання блока апаратури КА [4]

хункових моделей теплопередачі у багатошарових композитних матеріалах [2, 10, 11] найчастіше використовуються різні експериментальні методи підбору теплозахисту з ЕВТІ, результати якого зіставляються з розрахунковими даними, на основі чого приймається кінцеве рішення.

При виборі оптимальної ЕВТІ широко використовуються наземні експериментальні експрес-методи безпосереднього визначення термічних опорів ЕВТІ — повного $R_{\text{ЕВТІ}}$ або питомого $r_{\text{ЕВТІ}}$ [1, 9], які дають змогу досить просто розрахувати зазначені узагальнені параметри з точністю, достатньою для такого роду експериментів. Ці методи базуються на прямих вимірюваннях поперечного теплового потоку випромінювання і розподілу температурного поля, що встановлюється на поверхнях ЕВТІ в умовах, які наближено моделюють космічний простір.

Методи експериментального дослідження властивостей ЕВТІ [4, 12—14, 16—21] та обробки результатів, специфікації експериментального обладнання, а також характеристики експериментальної установки мають вирішальне значення для розуміння, порівняння та аналізу даних про теплові характеристики ЕВТІ, отриманих різними національними лабораторіями та установами. Так, технічний стандарт США ASTM 1774 [13] містить детально описані абсолютні і порівняльні методи/протоколи випробувань для вимірювання теплових характеристик

ізоляційних матеріалів і систем ЕВТІ у криогенних і вакуумних умовах. Ці методи можуть використовувати, як зріджені гази (азот, гелій), так і криоохолоджувачі (кріостати, КЕ та інша криогенна техніка) для спрямування теплового потоку від джерела генерації до стоку.

Тепловий потік за цим стандартом можна визначити таким чином:

- калориметричним методом, тобто визначенням кількості теплоти, яка необхідна для пароутворення певного об'єму рідкого газу (азоту, водню тощо) за визначений період часу;
- за показаннями електричної потужності, що подається на джерело генерації теплового потоку (зазвичай електричний нагрівач);
- за температурними характеристиками поверхонь системи нагрівач — холодильник (нагрівач — кріоекран).

Наприклад, для визначення теплового потоку і ефективної теплопровідності ЕВТІ в роботах [12, 14, 18] використовується саме калориметричний метод вимірювання швидкості википання (випаровування) рідкого азоту з посудини, ізольованої дослідною ЕВТІ у стаціонарних умовах.

З іншого боку, незважаючи на високу якість і точність представлених методів, експериментальні дослідження характеристик ЕВТІ за стандартом ASTM 1774 потребують значних матеріальних та технічних затрат на їхню підготовку та проведення.

Враховуючи зазначене вище, автори розробили метод дослідження та отримання надійних експериментальних значень питомого термічного опору $r_{\text{ЕВТІ}}$ для сучасних матеріалів ЕВТІ, які мають різні теплофізичні та механічні властивості. Метод дає змогу з точністю, достатньою для інженерного використання, розробляти найбільш ефективний тепловий захист виробів космічної техніки.

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ, ЗРАЗКИ ЕВТІ, ОБЛАДНАННЯ, АПАРАТУРА, ЗАСОБИ ВИМІРЮВАНЬ

Метою тепловакуумних випробувань є визначення питомих термічних опорів зразків чохла ЕВТІ, виготовлених з нових матеріалів — каптону та майлару, між якими розміщені розділю-

вальні прокладки з дакрону, при моделюванні умов їхнього функціонування на орбіті. Внутрішні шари ЕВТІ виготовлено з майлару, алюмінізованого з двох сторін, його товщина не перевищує 6 мкм. Для зовнішньої обшивки зразків ЕВТІ використано каптон, алюмініований з внутрішньої сторони (середня товщина не більше 50 мкм). Середня товщина внутрішньої обшивки алюмінізованого каптону з двох сторін не перевищує 25 мкм. Як ізоляційні прокладки ЕВТІ використано дакрон, товщина якого не перевищує 200 мкм.

Для випробувань конструктивно виготовлялися збірки теплоізоляції у вигляді прямокутної мати з габаритними розмірами 200 × 300 мм. Всі зразки досліджуваних ЕВТІ мали перфорацію екранів отворами діаметром 2 мм з кроком 50 мм для відведення повітря, що розміщується між шарами теплоізоляції, у процесі відкачування з вакуумної камери ТВК-0.12 (рис. 2).

Стенд ТВК-0.12 [8] призначено для експериментальних досліджень теплових режимів малогабаритних виробів космічної техніки, зокрема наносупутників формату 2U КА в умовах наземного комплексного моделювання космічного простору.

Стендом одночасно відтворюються основні фактори тепловакуумного впливу космічного простору на випробуваний об'єкт: глибокий вакуум, низька температура і високий ступінь поглинання навколишнього середовища та сонячне випромінювання об'єкта досліджень.

Корисний об'єм вакуумної камери становить 0.12 м³, мінімальний залишковий тиск у вакуумній камері у режимах відсутності натікання з досліджуваного об'єкта не перевищує 10⁻⁶ мм рт. ст., холодоносієм слугує рідкий азот, мінімальна температура КЕ досягає 80 К, ступінь чорноти поверхні КЕ — не менша за 0.92.

До складу стенду ТВК-0.12 входять: вакуумна установка, криогенна система, автоматизована багатоканальна система вимірювання температури (БСВТ), опорно-поворотна плита.

Складові стенда, засоби вимірювань та їхні похибки приведено в табл. 1.

Умови проведення наземних випробувань ЕВТІ відповідають таким значенням параметрів стенда:

Рис. 2. Загальний вигляд експериментального стенду ТВК-0.12: 1 — досліджуваний зразок ЕВТІ, 2 — теплоізоляційна оболонка, яка обтягує жорсткий каркас, 3 — основний електронагрівач, 4 — компенсаційний електронагрівач, 5 — елементи кріплення зразка ЕВТІ, точки — зовнішні давачі на поверхнях (непарні, ближні до КЕ), кружки — внутрішні давачі на поверхнях (парні, ближні до нагрівача).



Таблиця 1. Перелік обладнання, апаратури, засобів вимірювань, що застосовувалися у дослідженнях ЕВТІ

Обладнання, апаратура, засоби вимірювання	Позначення	Призначення
Вакуумна камера	ТВК-0.12	Моделювання зовнішніх космічних впливів (підтримка низького вакууму)
Азотний кріоекран	КЕ	Моделювання зовнішніх космічних умов та підтримання низької температури навколишнього середовища («холодний», «чорний» космос)
Електронагрівачі ніхромові закритого типу зачорнені (200 × 300 мм):		
основний	ЕНО	ЕНО — створення теплових потоків, що падають на зразки ЕВТІ
компенсаційний	ЕНК	ЕНК — забезпечення теплової рівноваги між випромінюючими поверхнями ЕНО та ЕНК
Інформаційно-вимірювальний комплекс НТУУ КПІ	RB-IIS	Забезпечення передачі, накопичення, обробки та відображення експериментальної інформації
Вакуумметр, клас точності 1.5	ВИТ-2	Вимірювання вакууму та контроль коректності функціонування вакуумного обладнання
Ватметри, класу точності 0.2	Д5020	Контроль потужності електронагрівачів (основного та компенсаційного)
Термопари мідь-константанові (діаметр дротів 0.2 мм), похибка вимірювань ±0.3 °С	ТП	Вимірювання та контроль за температурами на поверхнях ЕВТІ, КЕ та нагрівачів

мінімальний залишковий тиск у вакуумній камері $p = 5 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст.,

мінімальна температура КЕ $T_{\text{КЕ}} = -180$ °С,

ступінь чорноти поверхонь нагрівачів і КЕ $\varepsilon \geq 0.9$,

потужність теплового випромінювання основним нагрівачем $P \leq 23.0 \pm 0.5$ Вт.

Випробування кожного зразка продовжувались до досягнення встановленого (стаціонарного) режиму, тобто доти, доки зміна температури будь-якого давача на ЕВТІ та нагрівачах буде не більшою за 2 °С/год. У період випробувань контроль температур T_i здійснюється автома-

тично не рідше, ніж через 5 хв за допомогою інформаційно-вимірювальної системи RB-IIS і відображається на дисплеї комп'ютера. Регулярно здійснюється контроль потужностей електронагрівачів. При цьому максимальне відхилення від номінальної потужності не перевищувало 1 Вт.

Монтажну схему випробувань та схему розміщення зразків ЕВТІ та термопар Т1, Т2, ..., Т21, Т22 на поверхнях ЕВТІ та нагрівачах приведено на рис. 3.

Методика, запропонована авторами, дає змогу реалізувати одновимірну постановку задачі передачі теплоти крізь багат шарову пласку

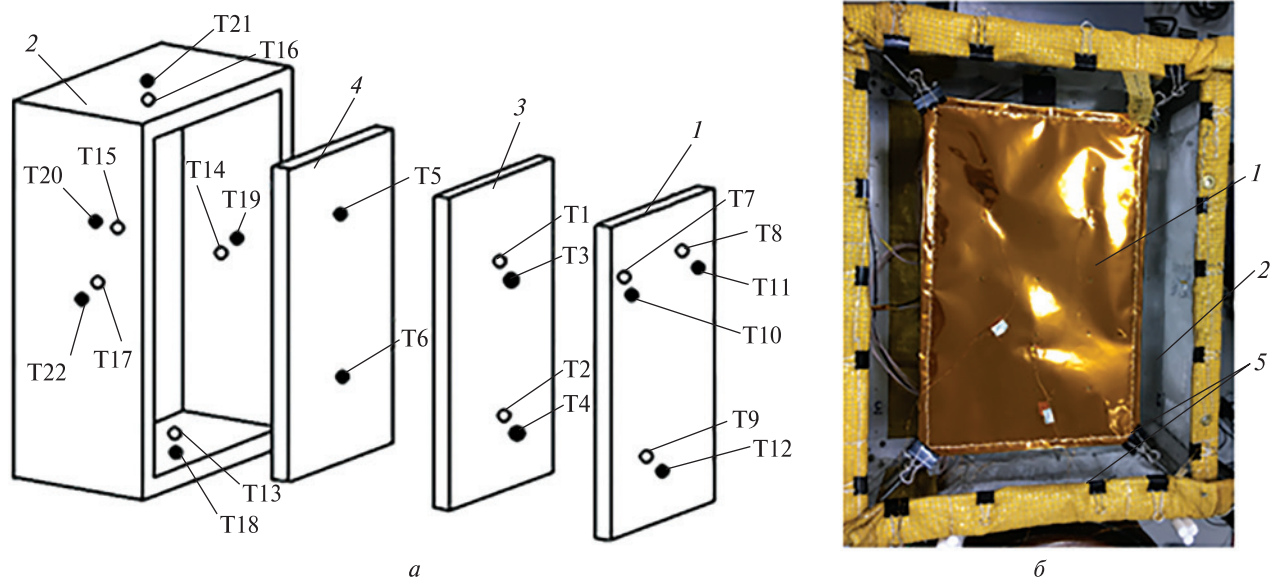


Рис. 3. Розташування датчиків температури на поверхнях теплоізолювальної оболонки, нагрівачів та зразків ЕВТІ: а — схема розташування датчиків температури, б — загальний вид розміщення зразка ЕВТІ у вихідному перерізі теплоізоляційної оболонки

стінку. Основний нагрівач 3 забезпечує у процесі експерименту випромінювання теплового потоку на зразок ЕВТІ 1 лише однією своєю поверхнею. Протилежний бік нагрівача перебуває в термодинамічній рівновазі з тепловим випромінюванням завдяки компенсаційному нагрівачу 4. Для уникнення теплових втрат у навколишнє середовище нагрівачі розміщено всередині жорсткої теплоізоляційної оболонки 2.

Рівність середніх температур поверхонь випромінювання основного та компенсаційного нагрівачів забезпечувалася за допомогою регуляторів електричних потужностей. Контроль середніх температур при цьому здійснювався відповідно термопарами Т1, Т2 та Т5, Т6.

На поверхнях основного (3) та компенсаційного (4) нагрівачів було закріплено датчики температури Т1...Т6. Кількість датчиків температури, які було встановлено на поверхнях одного зразка ЕВТІ, дорівнювала шести (по три на внутрішній стороні, ближче до основного нагрівача — Т7, Т8, Т9 і три на зовнішній стороні, ближче до КЕ — Т10, Т11, Т12). Випробуваний зразок ЕВТІ 1 розташовувався між основним нагрівачем та КЕ камери і закріплювався до оболонки 2 за допомогою елементів кріплення 5 (рис. 3, б).

Під типорозміром при цьому вважалось кількість внутрішніх шарів зразків ЕВТІ — 10, 15 та 20. Кількість типорозмірів досліджених зразків ЕВТІ становила по три з 10, 15 та 20 шарами відбивних екранів і теплоізолювальних прокладок, що загалом склало випробування дев'яти зразків ЕВТІ. Кожний зразок ЕВТІ закріплювався з вільно укладеними шарами, тобто при відсутності застосування механічної стискної до поверхонь ЕВТІ сили. Зразки встановлювалися вертикально і паралельно по відношенню до випромінювальної поверхні основного нагрівача (рис. 3). Таким чином, вплив щільності укладання на 1 см товщини зразка та сили стискання на питомий термічний опір в даних дослідженнях не контролювався.

МЕТОДИКА ОБРОБКИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДАНИХ

Тепловий потік випромінювання за стандартом [13] визначався на основі аналізу розподілу температурного поля поверхонь системи «основний нагрівач — ЕВТІ — КЕ» (рис. 4).

Методика розрахунку питомого термічного опору ЕВТІ базувалася на припущенні, що теплообмін випромінюванням відбувається у ста-

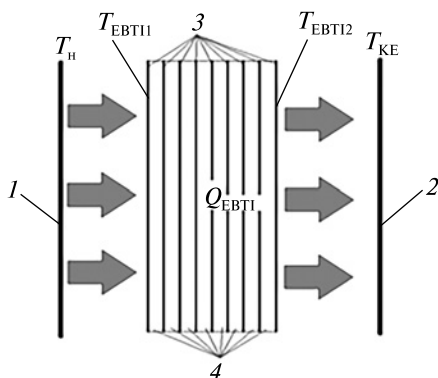


Рис. 4. Розрахункова тепла схема термовакуумних випробувань: 1 — основний нагрівач, 2 — KE камери, 3 — алюмінізовані екрани ЕВТІ, 4 — теплоізолювальні прокладки ЕВТІ

ціонарних умовах між твердими плоскопаралельними поверхнями, між якими розташовано багат шарову стінку з тонкостінних екранів. Розрахункову теплову схему випробувань представлено на рис. 4. У відповідності зі схемою було прийнято:

1) джерелом зовнішнього теплового потоку випромінювання є лицьова поверхня основного нагрівача 1 з середньою температурою поверхні T_H , яка визначалася за результатами прямих температурних вимірювань та мала відому величину ступеня чорноти ϵ_H ;

2) поглинальною поверхнею теплового потоку випромінювання був KE (2) з середньою температурою поверхні, яка дорівнювала температурі кипіння азоту T_{KE} та мала відомий ступінь чорноти ϵ_{KE} ;

3) ЕВТІ складалася з n шарів тонкостінних екранів 3 з теплоізоляційними прокладками 4 при допущенні, що екрани розташовуються перпендикулярно до напрямку потоку випромінювання, і відстань між ними набагато менша за їхні габарити.

Сумарний тепловий потік, що передається однією поверхнею основного нагрівача через ЕВТІ та поглинається KE, розраховувався за відомою формулою [22]

$$Q_{EBT1} = \frac{1}{N+1} \epsilon_{H-KE} c_0 \left[\left(\frac{T_H}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{KE}}{100} \right)^4 \right] F_{EBT1}, \quad (1)$$

де $c_0 = 5.67 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$ — коефіцієнт випромінювання абсолютно чорного тіла, $N = n + 1$ — кількість екранів в ЕВТІ, n — кількість шарів ЕВТІ, F_{EBT1} , м^2 — площа поверхні ЕВТІ.

Приведений ступінь чорноти ϵ_{H-KE} теплообмінної системи «основний нагрівач — ЕВТІ — KE» залежить від відомих ступенів чорноти взаємовипромінювальних поверхонь основного нагрівача і KE і розраховується за формулою [22]

$$\epsilon_{H-KE} = \frac{1}{1/\epsilon_H + 1/\epsilon_{KE} - 1},$$

де $\epsilon_H = 0.92$ — ступінь чорноти поверхні основного нагрівача, $\epsilon_{KE} = 0.92$ — ступінь чорноти поверхні KE.

Виходячи з виразу (1), питомий термічний опір ЕВТІ визначався за формулою

$$r_{EBT1} = \frac{T_{EBT1} - T_{EBT2}}{Q_{EBT1}} \cdot F_{EBT1}, \quad (2)$$

де T_{EBT1} — середня температура граничної поверхні внутрішньої обшивки ЕВТІ з боку основного нагрівача (1), яка дорівнює середньому арифметичному значенню показань давачів T_7 , T_9 , T_{10} ; T_{EBT2} — середня температура граничної поверхні зовнішньої обшивки ЕВТІ зі сторони KE (2), яка дорівнює середньому арифметичному значенню показань давачів T_{10} , T_{11} , T_{12} .

АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІДЖЕНЬ

Відповідно до представленої вище методики було здійснено обробку отриманих експериментальних даних та проведено подальший їхній аналіз. Отримані оцінки питомого термічного опору r_{EBT1} порівнювались для дев'яти дослідних зразків, виготовлених з однакового матеріалу з різною кількістю шарів. Вивчалися по три зразки з 10, 15 та 20 шарами.

Результати експериментальних досліджень багат шарових зразків ЕВТІ представлено у вигляді графічних залежностей на рис. 5. Зміну питомого термічного опору при встановленому тиску в камері $5 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. в залежності від різниці температур на граничних поверхнях ЕВТІ та кількості шарів показано на рис. 5.

Розшарування кривих 1, 2, 3 на рис. 5 при однакових потужностях випромінювання поверхні ЕВТІ (рис. 4) відбувається через збільшення те-

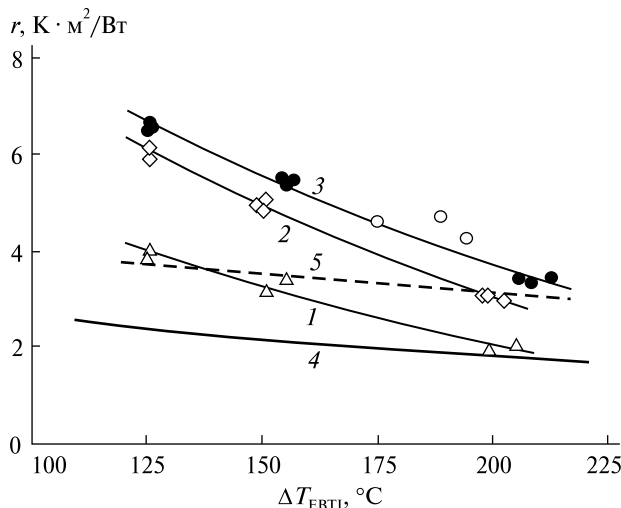


Рис. 5. Залежність питомого термічного опору ЕВТІ від температурного напору: 1 — десятишарова ЕВТІ, 2 — п'ятнадцятишарова ЕВТІ, 3 — двадцятишарова ЕВТІ, 4 — десятишарова ЕВТІ [10], 5 — чотиришарова ЕВТІ [15], кружки — двадцятишарова ЕВТІ [1, 9]

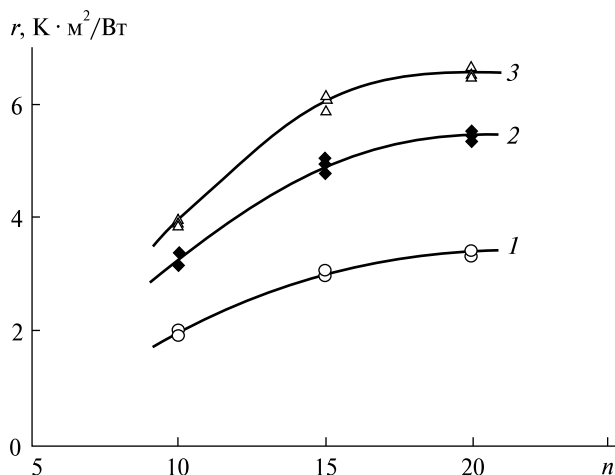


Рис. 6. Залежність питомого термічного опору від кількості шарів і середньої температури ЕВТІ: 1 — $T_{EBTE} = 293\text{ K (+20 °C)}$, 2 — $T_{EBTE} = 248\text{ K (-25 °C)}$, 3 — $T_{EBTE} = 232\text{ K (-41 °C)}$

плоізоляційних шарів ЕВТІ. У діапазоні температурних напорів $\Delta T_{EBTE} = 125 \dots 205\text{ °C}$ спостерігається поступове та повільне зменшення опору. Так, для десятишарової ЕВТІ у зазначеному діапазоні температурних напорів опір зменшується від 4 до 2 $\text{m}^2\text{K/Wt}$. Водночас для зазначеного діа-

пазону температурних напорів питомий термічний опір двадцятишарової ЕВТІ в середньому більший у 1.75 разів, ніж десятишарової.

Для порівняння результатів з іншими дослідженнями на рис. 5 нанесено експериментальні дані [10] (крива 4) та [15] (крива 5). У зазначених роботах застосовувався калориметричний метод досліджень, враховувалась кількість шарів та параметр щільності укладання екранів ЕВТІ. Матеріали ЕВТІ, застосовані в роботах [10] і [15], були різними, відрізнялися вони також від ЕВТІ, яку було використано в даному дослідженні. Як видно з рис. 5, в розглянутому діапазоні температурних напорів ΔT_{EBTE} практично всі дані по десятишаровій ЕВТІ (крива 1) лежать між даними кривих 4 та 5. При збільшенні теплового потоку випромінювання основного нагрівача в області $\Delta T_{EBTE} = 200\text{ °C}$ значення термічного опору збігаються з даними [10] і не перевищують 2 $\text{m}^2\text{K/Wt}$. При менших температурних напорах $\Delta T_{EBTE} = 125\text{ °C}$ значення термічного опору збільшуються і становлять 3.75...4.0 $\text{m}^2\text{K/Wt}$, що збігається з результатами [15]. На рис. 5 кружками нанесено експериментальні дані робіт [1, 9] для двадцятишарової ЕВТІ, де за прокладки використовувались гофрована плівка та скловуаль. У дослідях [1, 9] зразок ЕВТІ повністю огортав плоский електронагрівач, на його поверхні та поверхнях ЕВТІ закріплювалися термопари, і вся конструкція розташовувалася у тепловакуумній камері. Методика давала змогу визначати термічний опір за результатами безпосередніх вимірювань поля температур та теплового потоку випромінювання. Як бачимо з рис. 5, дані [1, 9] достатньо добре корелюють з даними для двадцятишарової ЕВТІ (крива 3).

На рис. 6 представлено експериментальні залежності питомого термічного опору від кількості шарів та середньої температури ЕВТІ (T_{EBTE}). Видно регулярне розшарування кривих 1, 2, 3 за середньою температурою ЕВТІ, яка визначалася за результатами прямих вимірювань температурних полів граничних поверхонь ЕВТІ. Як бачимо з рис. 6, збільшення термічного опору відбувається по мірі збільшення кількості шарів n та зменшення середньої температури ЕВТІ, пов'язане з випромінювальною дією основного

нагрівача, тобто, що більшою була потужність основного нагрівача, то вищою ставала температура ЕВТІ. При цьому подальше збільшення шарів не призводило до суттєвого збільшення опору, тому двадцятишарове ЕВТІ для даних теплових умов можна вважати найбільш ефективним.

ВИСНОВКИ

В лабораторії НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського» проведено тепловакуумні дослідження з метою визначення термічного опору серії зразків чохлаві ЕВТІ. Отримано нові значення питомих термічних опорів ЕВТІ і вплив на них теплових потоків випромінювання та кількості шарів.

Основні результати досліджень такі.

1. Запропоновано методики випробувань і обробки експериментальних даних, які дають стійкі результати, що не суперечать теплофізичним законам та даним інших досліджень.

2. Встановлено, що найбільший питомий термічний опір має двадцятишарове ЕВТІ. У діапазоні температурних напорів 125...205 °С він дорівнює 6.5...4 м²К/Вт відповідно.

3. Уперше представлено дані впливу кількості шарів на питомий термічний опір ЕВТІ.

4. Показано, що вплив кількості шарів на питомий термічний опір, починаючи з двадцяти, стає незначним, тому подальше збільшення кількості шарів ЕВТІ з точки зору її вартості для практичного застосування може бути недоцільним.

ЛІТЕРАТУРА

1. Басыгин В. В., Танасиенко Ф. В. Методика испытаний по определению термического сопротивления образцов экранно-вакуумной изоляции. *Решетневские чтения. Моделирование физико-механических тепловых процессов*. Красноярск, 2013. С. 65—67.
2. Малоземов В. В. *Тепловой режим космических аппаратов*. М.: Машиностроение. 1980. 232 с.
3. Мануйлов К. К. Исследование теплофизических и механических характеристик композитных материалов экранно-вакуумной теплоизоляции. Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша. 2015. № 53. 16 с.
4. Петров Ю. В., Рассемакин Б. М., Таранова Т. А., Хорошилов В. С. Оценка влияния на тепловой режим КА отклонений от номинальных значений теплофизических параметров. *Космична наука та технологія*. 2006. **12**, № 1. С. 18—22.
5. Поштаренко Ю. А., Рассемакин Б. М., Рогачов В. А., Хоминич В. І., Шевченко М. Д. Засоби вимірювання теплових потоків при термовакуумних дослідженнях та випробуваннях виробів космічної техніки. *Космична наука і технологія*. 2022. **28**, № 1 (133). С. 51—60.
6. Рассемакин Б. М., Рогачов В. А., Хайрнасов С. М., Петров Ю. В. Экспериментальное и численное исследование тепловых режимов микроспутника. *Энергетика: економіка, технології, екологія*. 2009. № 2 (25). С. 36—42.
7. Рассемакин Б. М., Рогачов В. А., Хайрнасов С. М., Мархай С. М. Моделирование тепловых режимов микроспутника. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2009. № 5. С. 45—53.
8. Рассемакин Б. М., Рогачов В. А., Хайрнасов С. М., Хоминич В. И., Гренюк Е. И. Термовакуумные испытания оптико-электронных приборов космического аппарата МС-2-8. *Технология и конструирование в электронной аппаратуре*. 2008. № 4 (76). С. 42—46.
9. Танасиенко Ф. В., Рудько А. А., Басынин В. В. Экспериментальное определение термического сопротивления образцов экранно-вакуумной изоляции. *Решетневские чтения. Крупногабаритные трансформируемые конструкции космических аппаратов*. Красноярск, 2013. С. 100—102.
10. Филимонов С. С., Хрусталев Б. А., Мазилин И. М. *Теплообмен в многослойных и пористых теплоизоляциях*. М.: Энергоатомиздат, 1990. 184 с.
11. Юртаев Е. В., Убиенных А. В., Колесников А. П. Упрощенная тепловая математическая модель многослойной экранно-вакуумной тепловой изоляции. *Решетневские чтения. Крупногабаритные трансформируемые конструкции космических аппаратов*. Красноярск, 2014. С. 117—119.
12. ASTM C740 — Standard Guide for Evacuated Reflective Cryogenic Insulation. ASTM Int., West Conshohocken, PA, USA. 2013. P. 1—18.
13. ASTM C1774 — Standard Guide for Thermal Performance Testing of Cryogenic Insulation Systems. ASTM Int., West Conshohocken, PA, USA. 2013. P. 1—23.
14. Daryabeigi K. Thermal Analysis and Design Optimization of Multilayer Insulation for Reentry Aerodynamic Heating. *J. Spacecraft and Rockets*. 2002. **39**, № 4. P. 509—514.

15. Daryabeigi K., Miller S. D., Cunnington G. R. Heat Transfer in High Temperature Multilayer Insulation. 5th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, Netherlands. 2007. P. 1—8.
16. Fesmire J. Standardization in cryogenic insulation systems testing and performance data. *Phys. Procedia*. 2015. **67**. P. 1089—1097.
17. Fesmire J. E., Johnson W. L. Thermal Performance Data for Multilayer Insulation Systems Tested between 293 K and 77 K. *Space Cryogenics Workshop*, Alyeska, AK. 2013. P. 1—23.
18. Fesmire J. E., Johnson W. L. Cylindrical Cryogenic Calorimeter Testing of Six Types of Multilayer Insulation Systems. *Cryogenics*. 2018. **89**. P. 58—75.
19. Fesmire J. E., Scholtens B. E., Augustynowicz S. D. Thermal performance testing of cryogenic insulation systems. Int. Thermal Conductivity Conf. 29, Birmingham, AL, USA. 2007. P. 1—13.
20. Johnson W. L., Demko J. A., Fesmire J. E. Analysis and testing of multilayer and aerogel insulation configurations. *Advances in Cryogenics Engineering. AIP Conf. Proc.* 2010. **1218**. P. 780—787.
21. Johnson W. L., Fesmire J. E. Cryogenic testing of different seam concepts for multilayer insulation systems. *Advances in Cryogenics Engineering. AIP Conf. Proc.* 2010. **1218**. P. 905—907.
22. Isachenko V., Osipova V., Sykomel A. *Heat Transfer* (Third Ed.). Translated from the Russian by S. Semyonov. Moscow: Mir Publishers, 1977. 493 p.

REFERENCES

1. Basygin V. V., Tanasienko F. V. (2013). Test procedure for determination of the thermal resistance of the screen-vacuum insulation samples. *Reshetnev Readings. Modeling of physical and mechanical thermal processes*. Krasnoyarsk, 65—67.
2. Malozemov V. V. (1980). *Thermal mode of spacecraft*. M.: Mashinostroenie, 232 p.
3. Manuilov K. K. (2015). Investigation of thermophysical and mechanical characteristics of composite materials of screen-vacuum thermal insulation. *Preprints of M. V. Keldysh IPM*, № 53, 16 p.
4. Petrov Yu. V., Rassamakin B. M., Taranova T. A., Khoroshilov V. S. (2006). Assessment of the influence on the spacecraft thermal mode of deviations from the nominal values of thermophysical parameters. *Space Science and Technology*, **12**, № 1, 18—22.
5. Poshtarenko Y. A., Rassamakin B. M., Rogachev V. A., Khominich V. I., Shevchenko M. D. (2022). Means of measuring heat fluxes during thermal vacuum research and testing of space technology products. *Space Science and Technology*, **28**, № 1 (133), 51—60.
6. Rassamakin B. M., Rogachev V. A., Khairnasov S. M., Petrov Yu. V. (2009). Experimental and numerical studies of thermal modes of microsatellite. *Energetika: ekonomika, tekhnologii, ekologiya*, № 2 (25), 36—42.
7. Rassamakin B. M., Rogachev V. A., Khairnasov S. M., Markhai S. M. (2009). Modeling of thermal modes of a microsatellite. *Scientific news of NTUU «KPI»*, № 5, 45—53.
8. Rassamakin B. M., Rogachev V. A., Khairnasov S. M., Khominich V. I., Grenyuk E. I. (2008). Thermovacuum tests of the optoelectronic devices of the MS-2-8 spacecraft. *Technology and Design in Electronic Equipment*, № 4 (76), 42—46.
9. Tanasienko F. V., Rudko A. A., Basygin V. V. (2013). Experimental determination of the thermal resistance of the screen-vacuum insulation samples. *Reshetnev Readings. Large-Size Transformable Constructions of Spacecrafts*. Krasnoyarsk, 100—102.
10. Filimonov S. S., Khrustalev B. A., Mazilin I. M. (1990). *Heat exchange in multilayer and porous thermal insulations*. M.: Energoatomizdat, 184 p.
11. Yurtaev E. V., Ubinenykh A. V., Kolesnikov A. P. (2014). Simplified thermal mathematical model of the multilayer screen-vacuum thermal insulation. *Reshetnev Readings. Large-Size Transformable Constructions of Spacecrafts*. Krasnoyarsk, 117—119.
12. ASTM C740 — Standard Guide for Evacuated Reflective Cryogenic Insulation. ASTM Int., West Conshohocken, PA, USA. 2013.
13. ASTM C1774 — Standard Guide for Thermal Performance Testing of Cryogenic Insulation Systems. ASTM Int., West Conshohocken, PA, USA. 2013.
14. Daryabeigi K. (2002). Thermal Analysis and Design Optimization of Multilayer Insulation for Reentry Aerodynamic Heating. *J. Spacecraft and Rockets*, **39**, № 4, 509—514.
15. Daryabeigi Kamran, Steve D. Miller, George R. Cunnington. (2007). Heat Transfer in High Temperature Multilayer Insulation. 5th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, Netherlands, 1—8.
16. Fesmire J. (2015). Standardization in cryogenic insulation systems testing and performance data. *Phys. Procedia*, **67**, 1089—1097.
17. Fesmire J. E., Johnson W. L. (2013). Thermal Performance Data for Multilayer Insulation Systems Tested between 293 K and 77 K. *Space Cryogenics Workshop*, Alyeska, AK, 1—23.
18. Fesmire J. E., Johnson W. L. (2018). Cylindrical. Cryogenic Calorimeter Testing of Six Types of Multilayer Insulation Systems. *Cryogenics*, **89**, 58—75.
19. Fesmire J. E., Scholtens B. E., Augustynowicz S. D. (2007). Thermal performance testing of cryogenic insulation systems. *Int. Thermal Conductivity Conf. 29*, Birmingham, AL, USA, 1—13.

20. Johnson W. L., Demko J. A., Feasmire J. E. (2010). Analysis and testing of multilayer and aerogel insulation configurations. *Adv in Cryogenics Engineering, AIP Conf. Proc.*, **1218**, 780–787.
21. Johnson W. L., Fesmire J. E. (2010). Cryogenic testing of different seam concepts for multilayer insulation systems. *Adv in Cryogenics Engineering, AIP Conf. Proc.*, **1218**, 905–907.
22. Isachenko V., Osipova V., Sykomel A. (1977). *Heat Transfer* (Third Ed.). Translated from the Russian by S. Semyonov. Moscow: Mir Publishers, 493 p.

Стаття надійшла до редакції 24.02.2023

Після доопрацювання 20.09.2023

Прийнято до друку 20.09.2023

Received 24.02.2023

Revised 20.09.2023

Accepted 20.09.2023

V. A. Rogachov¹, associate professor, candidate of technical sciences, senior researcher

E-mail: valeriy_rogachov@ukr.net

D. V. Kozak¹, senior researcher, candidate of technical sciences

E-mail: dk.kpi.hp@gmail.com

R. S. Melnyk¹, researcher, Ph.D. student

E-mail: romadarkwood3@gmail.com

Yu. A. Poshtarenko¹, lead engineer

E-mail: yuriyposhtarenko@gmail.com

B. M. Rassamakin¹, leading researcher, candidate of technical sciences, senior researcher

E-mail: bmrass@gmail.com

V. I. Khominich¹, head of laboratory, candidate of technical sciences, associate professor

E-mail: hominichv@gmail.com

V. V. Zakharov², head of sector

E-mail: vlad.zakharow71@gmail.com

T. V. Moskalova³, associate professor, candidate of technical sciences, associate professor

E-mail: Moskalova@ua.fm

¹National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute»

37, Beresteysky Avenue, Kyiv, 03056 Ukraine

²State design bureau «Southern», named after M. K. Yangel»

3, Kryvorizka Str., Dnipro Oblast, Dnipro, 49008 Ukraine

³National Technical University «Dnipro Polytechnic»

19 D, Yavornytskoho Ave., Dnipro, 49005 Ukraine

THERMAL VACUUM RESEARCH OF SAMPLES OF MULTI-LAYER INSULATION

The paper reports the results of thermal vacuum tests of samples of multi-layer insulation (MLI) covers that differ in the number of layers. The research was performed on the experimental stand TVC-0,12. Methods for conducting thermal-vacuum studies and processing experimental results to determine the specific thermal resistance of samples of MLI are presented.

The covers are produced from kapton and mylar with dacron spacers between them. At the same time, the inner layers of the MLI are made of mylar, aluminized on both sides, and its thickness does not exceed 6.0 microns. The outer covering of samples of MLI is made of kapton, aluminized on the inside with an average thickness of no more than 50 microns. The average thickness of the inner lining of the aluminized kapton on both sides does not exceed 25 microns. Dacron with a thickness of no more than 200 microns is used as insulating gaskets for the MLI.

For the tests, thermal insulation samples of the MLI were constructed in the form of a rectangular mat with dimensions of 200 × 300 mm. All samples of the studied MLI had perforations of the screens with holes with a diameter of 2 mm with a pitch of 50 mm to remove the air located between the layers of thermal insulation and which is removed during the pumping of the gas environment from the vacuum chamber TVC-0.12.

It is shown that the most effective is the twenty-layer multi-layer insulation, which has a thermal resistance in the range of temperature heads (125–205) °C, respectively (6.5–4) m²·K/W, which is 1.75 times higher than that of the ten-layer one. It has been determined that the use of samples of multi-layer insulation with more than 20 layers does not lead to a significant increase in its efficiency.

The best samples are recommended for use in space technology products.

Keywords: multi-layer insulation, thermal vacuum research, radiation heat flux, temperature range, thermal resistance, temperature head, spacecraft, cover.