

УДК 620.22-419:536.2

doi: 10.32620/akt.2024.4sup1.13

Д. В. БОРОВИК, Ю. І. ЄВДОКИМЕНКО, Г. О. ФРОЛОВ

Інститут проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича, Київ, Україна

ВИЗНАЧЕННЯ ТЕПЛОФІЗИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ПРИ ВИСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

У статті розглянуто методику визначення теплофізичних характеристик композиційних матеріалів при високих температурах. Основна увага приділяється удосконаленню методів визначення теплопровідності для матеріалів, що використовуються у авіаційній та космічній галузях. Запропонована методика дозволяє враховувати втрати матеріалу з поверхні під час її нагріву, що підвищує точність розрахунків теплопровідності. Визначення теплопровідності проводилося шляхом розв'язку оберненої задачі теплопровідності за допомогою комп'ютерної моделі теплопередачі у плоскому зразку в одновимірному формулюванні. Модель була побудована у програмному комплексі COMSOL Multiphysics®, який призначений для розрахунків методом скінчених елементів широкого кола мультифізичних задач. Модель складається з наступних компонентів: 1) початкові умови (навколишня температура); 2) граничні умови; 3) властивості матеріалу (густина, температурні залежності питомої теплоємності та теплопровідності). Граничними умовами приймаються експериментальні залежності від часу температури поверхні, що нагрівається та теплового потоку з тильної (холодної) поверхні за рахунок радіаційного охолодження. Обернена задача теплопровідності у моделі вирішується шляхом ітераційного розрахунку температури тильної поверхні зразка з одночасним корегуванням шуканої температурної залежності коефіцієнту теплопровідності. Умовою зупинки ітераційної процедури розв'язку виступає співпадіння розрахункової температури тильної поверхні із експериментальною. В модель з метою врахування впливу лінійного зносу включений вузол Prescribed Normal Velocity, який задає залежність швидкості лінійного зносу від часу експерименту. Джерелом одностороннього нагріву зразка виступає промисловий зварювальний пропан-кисневий палик, що дозволяє досліджувати матеріали при температурах понад 2000 °C. Вимірювання температур на протилежних поверхнях зразка виконується пірометрами із реєстрацією на ПК. Особливістю запропонованої методики є одночасне визначення за результатами експериментів: температурних полів у зразку, термоерозійного зносу та коефіцієнту випромінювання при вибраних значеннях температур. При цьому для кожної наступної температури з цієї вибірки розраховуються значення перелічених параметрів моделі за рахунок попередньо визначених. Розроблена методика була використана для визначення теплофізичних характеристик вуглець-вуглецевого композиційного матеріалу ВВКМ-88, який являє собою шаруватий композит з шарів вуглецевої тканини саржевого плетіння із густиною 1,57 г/см³ й пористістю 20 %. Коефіцієнт теплопровідності ВВКМ-88 у діапазоні температур до 2000 °C змінюється від 3 до 8,2 Вт/м/К, швидкість лінійного зносу при 2000 °C досягає 55 мкм/с. Отримані значення дозволяють описати експериментальну криву температури тильної поверхні із похибкою біля 2,2 %, абсолютне відхилення у момент припинення випробування при температурі гарячої поверхні 2000 °C склало 35°.

Ключові слова: теплозахисний матеріал; теплоємність; теплопровідність; моделювання; лінійний знос; газовий палик; пірометр; ВВКМ.

Вступ

Композиційні матеріали достатньо давно відомі і з кожним днем їх сфера застосування тільки зростає. Не виключенням з цього є постійне збільшення відсотку композиційних матеріалів, що використовуються для потреб авіації та космічної галузі. Останні роки спостерігається зростання зацікавленості у застосуванні вуглець/вуглець композиційні матеріали (ВВКМ) для потреб космічних та атмосферних літальних апаратів. Їх використовують для теплового захисту корпусів ракетних двигунів [1, 2], оболонок літальних апаратів [3] та ін. [4] З кожним

роком номенклатура подібних композитів помітно збільшується [5].

Постійне вдосконалення та створення нових матеріалів вимагає від конструкторів та інженерів володіти актуальними даними щодо їх властивостей. Ускладнює це завдання широкий діапазон зміни фізичних властивостей (структура, густина/пористість, коефіцієнт випромінювання), що спостерігається у розроблених ВВКМ.

Різноманіття отриманих значень теплофізичних характеристик виправдовує потреби подальшого вдосконалення методів для їх визначення.

Автори багато років працюють із теплозахисними матеріалами ракетно-космічного призначення [1]. Робота розвиває попередні дослідження авторів та пропонує один з можливих способів удосконалення раніше використаного методу визначення теплопровідності для матеріалів з низькою теплопровідністю, таких як ВВКМ.

На думку авторів, можливо суттєво покращити якість визначення теплопровідності ВВКМ, якщо доповнити комп'ютерну модель механізмом втрати матеріалу з гарячої поверхні під час її нагріву струменем згорання газового палива. У попередніх їх роботах такої можливості не було реалізовано.

1. Методи визначення теплопровідності при високих температурах та виникаючі проблеми

Усі відомі експериментальні методи визначення теплопровідності можна розділити на дві групи: стаціонарні та нестаціонарні. Методи першої групи знайшли широке застосування для невисоких температур і до моменту розвитку обчислювальної техніки.

До переваг стаціонарних методів можна віднести точність визначення характеристик теплопровідності завдяки постійності теплового потоку крізь зразок. До їх слабких сторін відносять складність реалізації стаціонарного режиму нагріву протягом усього часу експерименту, яке може складати години. Це викликано необхідністю підтримання постійними температур нагрівача і теплоприймача за час усього експерименту. Додатково їх складність швидко зростає з підвищенням температури нагріву.

Для боротьби з описаними недоліками були зроблені методи другої групи. До них відносять будь-які варіанти, де немає постійності в часі теплового потоку крізь зразок. Найбільш відомі: метод захищеної гарячої плити, метод захищеного тепломіра, метод лазерного спалаху, метод перехідного плоского джерела, метод аналізу температурної хвилі, метод гарячого дроту, метод перехідного лінійного джерела, 3ω метод. Багато з перелічених методів узагальнені у роботі [6].

До переваг нестаціонарних методів можна віднести можливість досліджувати динамічні зміни теплових властивостей матеріалів у часі. Позитивними якостями цих методів можна вважати широкі можливості вибору розмірів і форми зразків. Їх суттєвим мінусом стає ускладнення математичних моделей і аналізу порівняно зі стаціонарними методами, підвищення вимог до точності вимірюваних температур, теплових потоків тощо.

Однак, з розвитком обчислювальних технологій описані мінуси можна вважати цілком перебор-

ними, що демонструється розповсюдженням нестаціонарних методів на практиці у різних галузях. Великою перевагою методів другої групи є їх застосовність для підвищених і високих температур.

Такі нестаціонарні методи, як метод лазерного спалаху (LMS) дуже поширені у світі, однак він вимагає використання дорогого обладнання і не завжди доступний в наших умовах. Ідея методу полягає в реєстрації коливань температури на одній зі сторін зразка, викликаних збудженням лазерним променем теплових імпульсів на протилежній його стороні. В результаті такого теплового впливу вдається визначати температуропровідність, а потім розраховувати за нею теплопровідність зразка. Легко бачити, що точність цього методу сильно залежить від можливостей системи реєстрації чітко фіксувати спалахи вторинних температурних відгуків, викликаних впливом лазерного променя на поверхню зразка, що піддається опроміненню. До його переваг можна віднести малий час експерименту, порядку кількох хвилин, і відсутність пошкоджень матеріалу через малу потужність діючих на нього імпульсів лазерного випромінювання.

У даній роботі пропонується для визначення теплопровідності матеріалу зразка використовувати один із нестаціонарних методів. Для таких методів є можливість їх використання у широкому діапазоні температур. У нашому випадку до 2000 °C. Для нестаціонарних методів визначення теплопровідності матеріалу в умовах термоерозійного зносу зразка є доступним, що не вбачається можливим для багатьох інших методів, наприклад стаціонарних.

2. Методика визначення коефіцієнту теплопровідності

2.1. Мета роботи

У багатьох своїх застосуваннях теплозахисні композиційні матеріали зазнають впливу високотемпературного газового середовища, зокрема у вигляді високошвидкісного повітряного потоку, що спричиняє термоерозійне руйнування їхньої поверхні. Воно відбувається внаслідок окислення поверхні матеріалу та відведення з неї продуктів розкладу під дією аеродинамічних сил. Його можна характеризувати втратою маси матеріалу (масовий знос) і зменшенням товщини зразка (лінійний знос). У вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів (ВВКМ) термоерозійний знос починає помітно проявлятися після 1100 °C. При цьому його швидкість значно зростає разом зі збільшенням температури.

Визначення коефіцієнту теплопровідності (КТ) матеріалів, подібних до ВВКМ, при високих температурах доцільно робити із залученням нестаціонарних методів. При цьому, на практиці, легше всього

створювати односторонній нагрів поверхні плоского зразка джерелом високотемпературного газу, наприклад зварювальним пальником. В таких випадках бажано також враховувати зменшення товщини зразка в процесі термоерозії, яка виникає під час експерименту. Зважання на це дає можливість покращити точність розрахунків, але може значно ускладнити розрахункову модель.

Метою роботи є розробка методики визначення температурної залежності коефіцієнту теплопровідності (ТЗКТ) високотемпературних матеріалів при температурах їх термоерозійного руйнування.

Основне завдання роботи полягало у знаходженні ТЗКТ матеріалу ВВКМ-88 за розробленою авторами методикою. Його складовими можна вважати: пошук температурних функцій швидкості лінійного зносу та коефіцієнту випромінювання матеріалу.

Зазвичай розробка нового композиційного матеріалу починається із вибору його складу, компонентів, структури та відпрацювання технологічних прийомів виготовлення. Як правило, її проводять на лабораторному обладнанні (преси, печі). Зразки дослідних партій являють собою квадратні пластини розміром приблизно 10 см і товщиною до 1 см, зазвичай їх виготовляють не більше п'яти штук. На них проводять комплекс різноманітних досліджень і випробувань, для яких вони виділяються в дуже обмеженій кількості.

Тому додатковим завданням роботи було визначення мінімальної кількості зразків, достатньої для отримання статистично достовірного результату.

2.2. Матеріал, властивості, зразки

Для апробування та відпрацювання методики визначення ТЗКТ було обрано матеріал (умовна назва ВВКМ-88), який є проміжним варіантом при відпрацюванні технології виробництва ВВКМ на одному з українських підприємств у 80-х роках минулого століття. Від проведених у той час в ПІМ порівняльних теплових випробувань різних варіантів розроблюваного матеріалу зберігся зразок у формі пластини розміром $95 \times 95 \times 5$ мм, на якому було проведено дане дослідження. Підставою для вибору цього матеріалу була відсутність обмежень на поширення відомостей про нього з міркувань конфіденційності. ВВКМ-88 являє собою шаруватий композит з шарів вуглецевої тканини саржевого плетіння, його густина – $1,57 \text{ г/см}^3$, що відповідає пористості 20 %. З пластини корончатими свердлами були вирізані чотири зразки діаметром 39 мм для основних випробувань і п'ять діаметром 15 мм – для визначення коефіцієнта теплопровідності на приладі ІТ-λ-400.

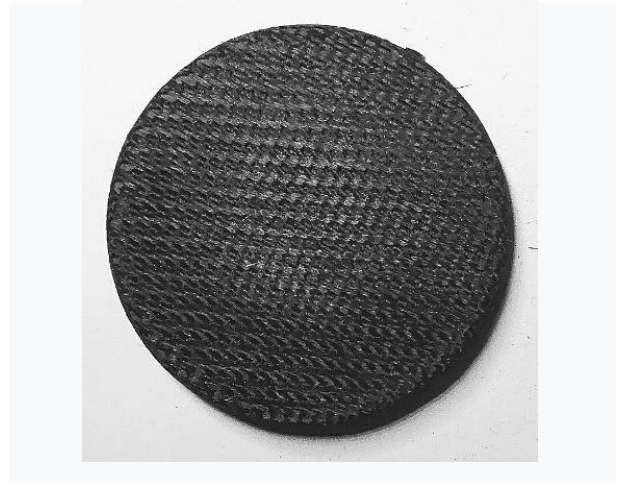


Рис. 1. Зовнішній вигляд зразка № 3 після випробування № 4 при температурі поверхні 1400°C

2.3. Обладнання

Експериментальну частину дослідження проводили на універсальному термоструменевому стенді УТС ПІМ НАН України, призначеному для вивчення взаємодії матеріалів із високотемпературними газовими потоками.

Для нагрівання зразків використовували промисловий зварювальний пропан-кисневий пальник «Донмет-247» з мундштуком № 5, що забезпечує можливість нагрівання зразків до температур понад 2000°C у плямі діаметром близько 15 мм. Для забезпечення стабільності витрат пропану бак із ним обладнаний пристроєм автоматичного підтримання температури на рівні 30°C . У системах подачі пропану і кисню встановлено зразкові манометри для точнішої регуляції режимів роботи пальника.

Пальник встановлювали вертикально по осі зразка на штативі з можливістю вертикального переміщення (для регулювання потужності теплового впливу) та повороту у вертикальній площині для запуску та швидкого введення у робоче положення та виведення з нього.

Стенд оснащений системою притоково-витяжної вентиляції, у розтрубі її витяжної лінії на ґратчастій основі встановлювали експериментальну комірку.

Він також обладнаний координатними пристроями для точного позиціонування зон вимірювання пірометрів.

Схема експериментальної комірки для термoeрозійних випробувань матеріалів у факел зварювального кисневого пальника показана на рис. 2, а. Для випробувань зразок поміщали в корпус з шамотної цегли, поверхню якого захищали накладкою з вуглець-карбидокремнієвого матеріалу, що має форму диска з центральним отвором (рис. 2, б).

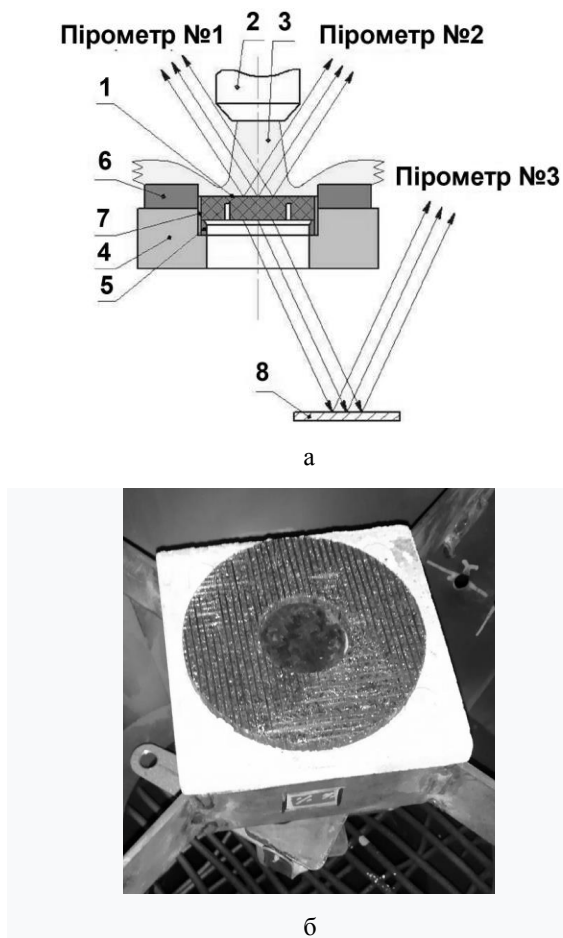


Рис. 2. Схема експериментальної комірки для термоерозійних випробувань (а) та зовнішній вигляд нагрівальної комірки зі зразком (б): 1 – зразок; 2 – пальник; 3 – факел пальника; 4 – корпус; 5 – регулююча втулка; 6 – захисна накладка; 7 – ущільнення (азбестова нитка); 8 – нікелеве дзеркало

Пірометри № 1 і № 2 розміщували на відстані 1,2 м під кутом 30° від осі зразка, при апертурі пірометрів 1:100 цієї дистанції відповідає діаметр плями вимірювання 12 мм. Вимір температури холодної поверхні зразка пірометром № 3 проводили через нікелеве дзеркало, встановлене під зразком, діаметр плями вимірювання при цьому - 15 мм. Запис показів пірометрів на ПК проводився їх штатними програмами.

2.4. Засоби вимірювання

Для визначення температури в зоні нагріву в центрі зразка використовували:

пірометр № 1 – IMPAC ISQ 5-LO MB-30 (LumaSense Technologies, США) з діапазоном вимірюваних температур 1000...3000 °С. Двоколірний пірометр з довжинами хвиль $\lambda=0,9 \mu\text{м}$ (канал № 1)

та $\lambda=1,05 \mu\text{м}$ (каналу № 2). Коефіцієнт корекції $K = \epsilon_1/\epsilon_2 = 0,8...1,25$ (у двоколірному режимі), можливий коефіцієнт випромінювання $\epsilon = 0,05...1,0$ (у монохромному режимі). Помилка вимірювань не перевищує $0,005 T(^{\circ}\text{C}) + 2^{\circ}\text{C}$ при температурах до 1500 °С та $0,01 T(^{\circ}\text{C})$ при температурах понад 1500 °С, частота вимірювань – до 100 с^{-1} ;

пірометр № 2 – IMPAC IGA 12/39 (IMPAC Electronic GmbH, ФРН): діапазон вимірюваних температур 500...3500 °С. Довжина хвилі $\lambda=1,39 \mu\text{м}$. Помилка вимірювань не перевищує $0,008 T(^{\circ}\text{C}) + 2^{\circ}\text{C}$ при температурах до 1500 °С та $0,015 T(^{\circ}\text{C})$ при температурах понад 1500 °С, частота вимірювань – до 100 с^{-1} .

Для вимірювання температури в центрі тильної сторони зразка використовували **пірометр № 3** – INFRATHERM Converter IGA 100 (IMPAC Electronic GmbH, ФРН): діапазон вимірюваних температур 350...1800 °С. Довжина хвилі $\lambda=1,45...1,8 \mu\text{м}$. Можливий коефіцієнт випромінювання $\epsilon = 0,2...1,0$. Помилка вимірювань при температурі до 1500 °С не перевищує 0,3 %.

Визначення ТЗКТ у діапазоні до 400 °С проводили на приладі-вимірювачі теплопровідності IT- λ -400. Прилад призначений для визначення значень КТ не більше ніж $\lambda = 5 \text{ Вт м}^{-1} \text{ К}^{-1}$, має точність $\pm 8 \%$, вимірювання проводять із кроком 20° за темпу нагріву зразка приблизно 10 град/хв. Слід проводити щонайменше п'ять вимірювань на різних зразках. В отриманих ТЗКТ відбраковують значення, що явно випадають із загального масиву, за шукану ТЗКТ приймають залежність із їхніх середніх значень. Зразки – у формі дисків діаметром 15 мм з висотою до 4 мм.

Лінійне винесення вимірювали цифровим штангенциркулем ШЦЦ-І 150 з точністю $\pm 0,005 \text{ мм}$.

2.5. Методика експерименту

2.5.1. Методика проведення експерименту

Вогневі випробування проводили на максимальному режимі пальника в умовах окислювального полум'я. Запуск і виведення пальника на режим здійснювали за горизонтального положення його осі, потім його швидко переводили в робоче вертикальне положення із заздалегідь виставленою відстанню до зразка. Під час експерименту положення і режим пальника не змінювали. Тривалість випробування контролювали за секундоміром. Після його завершення пальник повертали в горизонтальне положення і вимикали. Тривалість випробування обирали такою, щоб щонайменше половину часу температура поверхні, що нагрівається, залишалася

постійною. Випробування проводили при: 1200 °С, 1400 °С, 1600 °С, 1800 °С и 2000 °С. Перед кожним випробуванням на настроювальному зразку визначали відстань між зразком та мундштуком пальника, необхідну для досить точного досягнення заданих температур.

Під час цих експериментів реєструються:

1) залежність від часу температури нагрітої поверхні зразка $T_{\text{hot exp}}(\tau)$, представлена записом істинної температури пірометром № 1 у діапазоні вище 1000 °С та записом яскравісної температури пірометром № 2 вище 500 °С;

2) залежність від часу температури зворотної («холодної») поверхні зразка $T_{\text{cold exp}}(\tau)$, представлена записом яскравісної температури пірометром № 3 (вище 350 °С);

3) початкова висота зразка та величина його лінійного зносу під час випробування.

2.5.2. Методика визначення швидкості лінійного зносу

Коректний облік лінійного зносу зразків вимагає знання його динаміки залежно від температури поверхні та тривалості перебування при ній. Для розрахунку в моделі температурного поля в зразку з висотою, що постійно змінюється, необхідно знати її поточне значення на кожному часовому кроці розрахунку. Це значення найзручніше визначати через залежність швидкості лінійного зносу від температури, яку вважаємо єдиним визначальним її чинником.

В умовах обмеженої кількості зразків та випробувань була прийнята найпростіша нелінійна залежність швидкості лінійного зносу від температури поверхні:

$$\Delta h = f(T_{\text{hot}}), \quad (1)$$

$$\Delta h' = \frac{dh}{d\tau} = A \cdot T_{\text{te}}^n, \quad (2)$$

$$T_{\text{te}} = T_{\text{hot}} - T_{\text{te0}}, \quad (3)$$

де T_{hot} – температура поверхні;

T_{te} – відносна температура термоерозії;

$T_{\text{te0}} = 1000$ °С – температура початку термоерозії;
 n – показник ступеню, за малого діапазону зміни аргументу T_{te} (20 %) приймаємо $n = 2$;

$\Delta h'$ – швидкість лінійного зносу в залежності від відносної температури термоерозії T_{te} ;

A – невідома константа, що потребує визначення.

За температуру початку термоерозії було вибрано значення $T_{\text{te0}} = 1000$ °С, оскільки з досвіду відомо, що лінійний знос у вуглець-вуглецевих ма-

теріалів у трихвилинному випробуванні за цієї температури не фіксується.

Підстановкою (1) до (2), в якому прийнято $T_{\text{hot}} = T_{\text{hot exp}}(\tau)$ отримаємо вираз:

$$\Delta h'(\tau) = A [T_{\text{hot exp}}(\tau) - T_{\text{te0}}]^n, \quad (4)$$

Інтегруючи вираз (4) за часом у інтервалі $\tau [T_{1000} \text{ °С}, \tau_{\text{end}}]$, отримаємо вираз (5) для отриманого у експерименті значення лінійного зносу Δh_{exp}

$$\Delta h = A \int_{T_{1000} \text{ °С}}^{\tau_{\text{end}}} [T_{\text{hot exp}}(\tau) - T_{\text{te0}}]^n d\tau, \quad (5)$$

Очевидно, що у виразі (5) невідомою величиною є тільки шукана константа A , яка легко визначається з нього.

Визначення функції (2) у діапазоні температур $T_{\text{hot}} [1000 \text{ °С}; 2000 \text{ °С}]$ проводиться поетапно в такий спосіб: на підставі результатів випробувань за температури поверхні 1200 °С, визначається описаним способом температурна залежність швидкості лінійного зносу в інтервалі температур $T_{\text{hot}} [1000 \text{ °С}; 1200 \text{ °С}]$. Для цього експериментально знайдена функція $T_{\text{hot}}(\tau)$ з моменту досягнення температури $T_{\text{hot}} = 1000$ °С перетворюється на функцію $T_{\text{te}}(\tau)$, яка потім чисельно інтегрується за часом. Діленням значення лінійного зносу у випробуванні на значення отриманого інтеграла знаходимо константу $A_{1200 \text{ °С}}$ і, відповідно, функцію (2) для цього інтервалу.

Тоді під час аналізу результатів випробування за температури поверхні 1400 °С можна за отриманою функцією визначити значення зносу до досягнення температури 1200 °С. Віднімаючи його від значення лінійного зносу в цьому випробуванні, отримуємо значення зносу в інтервалі $T_{\text{hot}} [1200 \text{ °С}; 1400 \text{ °С}]$ та розраховуємо константу $A_{1400 \text{ °С}}$ у ньому. Підсумком повторення цієї процедури розрахунку на кожному наступному рівні температур випробувань буде кускова функція температурної залежності швидкості лінійного зносу в інтервалі температур 1000 °С...2000 °С, що складається з п'яти парабол на відрізках у 200° кожна. Апроксимація її значень поліномом дає шукану монотонно зростаючу залежність $\Delta h'(T_{\text{hot}})$.

2.5.3 Методика визначення коефіцієнту випромінювання

Для розрахунку коефіцієнту випромінювання матеріалу зразка ВВКМ використовували відоме співвідношення Планка між істинною та яскравісною температурами:

$$1/T_1 - 1/T_2 = \lambda / C_2 \ln \varepsilon(\lambda, T), \quad (6)$$

де T_1 – справжня температура, К;

T_2 – яскравісна температура, К;

λ – довжина хвилі пірометра;

C_2 – пірометрична константа ($C_2 = 1,438 \times 10^{-2}$ м К);

$\varepsilon(\lambda, T)$ – коефіцієнт випромінювання, розрахований за даними температури та довжини хвилі. У формулах (1) – (6) можна виокремити константу пірометра C_{pyr} , яка відповідає конкретній довжині хвилі λ :

$$C_{\text{pyr}} = C_2 / \lambda \quad (7)$$

Тоді, вираз для обчислення коефіцієнту випромінювання прийме вигляд:

$$\varepsilon(\lambda, T) = \exp(C_{\text{pyr}} \cdot (1/T_1 - 1/T_2)) \quad (8)$$

Використовуючи співвідношення (7) вираховувати наступні значення пірометричних констант пірометрів: для пірометра № 2 при довжині хвилі $\lambda = 1,39$ мкм C_2 (pyr2) = 10351 К, для пірометра № 3 при середній довжині хвилі $\lambda = 1,63$ мкм, C_2 (pyr3) = 8827 К.

Оскільки пірометри № 2 та № 3 працюють на дуже близьких довжинах хвиль, то отримані за даними пірометра № 2 значення коефіцієнта випромінювання, можна використовувати для визначення істинної температури тильної поверхні зразка за температурою яскравості, що вимірюється пірометром № 3.

Визначення справжньої температури за відомими значеннями яскравісної температури та коефіцієнту випромінювання проводили за формулою, отриманою перетворенням формули (6):

$$T_1 = (\ln \varepsilon(\lambda, T) / C_2 + 1/T_2)^{-1} \quad (9)$$

2.6 Комп'ютерна модель для розв'язку зворотної задачі теплопровідності з врахуванням термоерозійного зносу

Визначення ТЗКТ ВВКМ проводили за допомогою комп'ютерної моделі теплопередачі в зразку змінної висоти при односторонньому нагріванні. Модель створена у програмі COMSOL Multiphysics®, яка дозволяє моделювати фізичні процеси, включаючи теплопередачу, у будь-яких середовищах і об'єктах.

Модель визначає залежність температури зворотної («холодної») поверхні зразка $T_{\text{cold}}(\tau)$ від часу на основі температури нагрітої поверхні $T_{\text{hot}}(\tau)$, питомого теплового потоку з зворотної поверхні $q'_{\text{out}}(\tau)$, товщини зразка та його теплофізичним влас-

твостям (щільності та температурним залежностям питомої теплоємності та коефіцієнту теплопровідності). Для цього у моделі використовується метод скінчених елементів, яким розв'язується одномірне диференціальне рівняння теплопровідності.

Щоб врахувати лінійний знос матеріалу зразка з нагрітої поверхні, у модель доданий інтерфейс Deformed Geometry з вузлом Prescribed Normal Velocity, що регулює зміну швидкості та напрямку руху гарячої поверхні. На кожній ітерації Comsol розв'язує пряму задачу теплопровідності і, якщо потрібно, автоматично перебудовує сітку скінчених елементів для збереження її якості.

Головний алгоритм базується на ітераційному процесі розв'язання прямої задачі теплопровідності, що полягає у визначенні температури холодного кінця зразка за відомими властивостями матеріалу та температурою нагрітого кінця або теплового потоку в нього. Оператор коригує функцію коефіцієнта теплопровідності і проводить черговий розрахунок прямої задачі.

Процес починається з задання довільної величини, наприклад, константи, після чого розрахована температура $T_{\text{cold calc}}(\tau)$ порівнюється з експериментальною $T_{\text{cold exp}}(\tau)$ і проводиться корекція параметра до їх збігу. Ітерації тривають, поки температури не збігаються з точністю до 1%, що відповідає точності вимірювань $T_{\text{hot exp}}(\tau)$ і $T_{\text{cold exp}}(\tau)$.

3. Результати

Визначення температурної залежності коефіцієнта теплопровідності ВВКМ-88 в діапазоні до 400 °С приладом ІТ-λ-400 було проведено на п'яти зразках, на зразку № 1 було проведено три вимірювання. Отримані в окремих вимірюваннях сім кривих були зведені в один масив даних, апроксимований поліномом п'ятого порядку. Результати визначення ТЗКТ наведені на рис. 3.

Максимальне абсолютне відхилення експериментальних значень масиву даних від значень апроксимації 0,47 Вт м⁻¹ К⁻¹, середнє квадратичне відхилення 0,16 Вт м⁻¹ К⁻¹, максимальне відносне відхилення 16 %. В той же час ці статистичні характеристики для масиву з трьох вимірювань зразка № 1 відносно його апроксимації поліномом п'ятого порядку становлять 0,1 Вт м⁻¹ К⁻¹; 0,04 Вт м⁻¹ К⁻¹ і 3 %. Це вказує на те, що великий розкид експериментальних даних викликаний різницею теплопровідності самих зразків – не менше ±13 % відносно її середнього значення.

Визначення температурних залежностей швидкості термоерозійного зносу та коефіцієнта теплопровідності в діапазоні температур до 2000 °С було проведено на трьох зразках у дев'яти вогневих ви-

пробуваннях (по три на кожному зразку). На рис. 4 показано зовнішній вигляд експериментальної комірки зі зразком у момент завершення випробування № 4 при температурі поверхні 1400 °С (в нижній частині – відображення в дзеркалі тильної поверхні зразка).

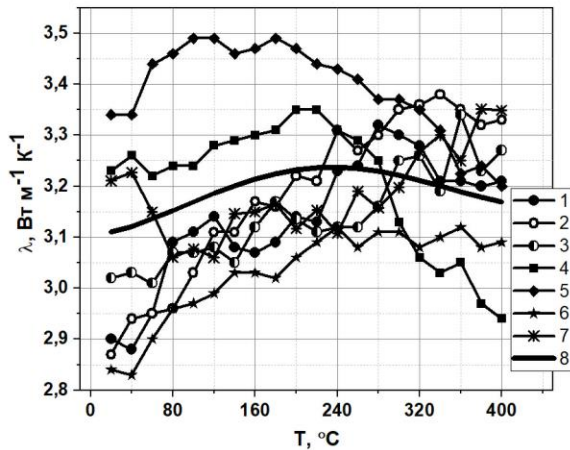


Рис. 3. Температурна залежність коефіцієнта теплопровідності ВВКМ-88 в діапазоні до 400 °С:

- 1 – зразок № 1, вимірювання № 1 (№ 1-1);
2 – №1-2; 3 – № 1-3; 4 – зразок № 2;
5 – № 3; 6 – № 4; 7 – № 5; 8 – апроксимація



Рис. 4. Зовнішній вигляд експериментальної комірки зі зразком на момент завершення випробування № 4

Результатом кожного випробування було значення лінійного зносу в центрі зони нагріву та запис температурного поля в зразку – температур його нагрітої $T_{hot}(\tau)$ і тильної $T_{cold}(\tau)$ сторін.

Результати випробувань наведені в таблиці 1, отримані в них температурні поля, підготовлені для подальшого розрахунку – на рисунку 5. На них також показані розрахункові значення температури

тильної сторони зразків, розраховані за отриманою в роботі ТЗ КТ ВВКМ-88.

Криві температур на рис. 5 лежать дуже близько одна до одної, для збільшення масштабу поля показані з температури нагрітої поверхні $T_{hot} = 700$ °С. В цьому випадку розрахунок температури $T_{cold}(\tau)$ на комп'ютерній моделі проводився за середньою в трьох випробуваннях температурою нагрітої поверхні та середнім значенням зносу.

Таблиця 1
Умови та результати термоерозійних випробувань ВВКМ-88

№ випробування	№ зразка	Початкова висота зразка, мм	Тривалість, с	Температура °С	Лінійний знос, мм
1	1	5	180	1190	0,22
2	2	5	180	1221	0,30
3	3	5	180	1207	0,26
4	3	4,7	120	1407	0,70
5	2	4,7	90	1609	1,21
6	1	4,75	60	1810	1,54
7	1	3	20	2011	0,85
8	2	3,3	30	1989	1,26
9	3	3,8	45	2020	2,01

У табл. 2 наведена узагальнена температурна залежність коефіцієнта випромінювання ВВКМ-88 на довжинах хвиль пірометрів № 2 ($\lambda = 1,39$ мкм) і № 3 ($\lambda = 1,45 - 1,8$ мкм), отримана в діапазоні до 900 °С шляхом нагріву у печі, при температурах понад 1000 °С – розрахунком по яскравішій температурі (пірометри № 2 і № 3) та істинній температурі (пірометр № 1).

Таблиця 2

Залежність коефіцієнта випромінювання ВВКМ-88 від температури

$T, ^\circ\text{C}$	ϵ	$T, ^\circ\text{C}$	ϵ	$T, ^\circ\text{C}$	ϵ
20	0,95	900	0,91	1600	0,89
350	0,95	1050	0,9	1800	0,9
500	0,94	1200	0,89	2000	0,92
750	0,92	1400	0,88	–	–

На основі отриманих температурних полів і температурних залежностей швидкості лінійного зносу та коефіцієнта випромінювання ВВКМ-88 на комп'ютерній моделі методом розв'язання ОЗТ було проведено визначення температурної залежності коефіцієнта теплопровідності для кожного поля.

Як видно з рис. 5, температури нагрітої поверхні в випробуваннях № 8 - № 9 близькі між собою, і, відповідно, відмінність зносу в них визначається головним чином різною тривалістю випробувань при інших рівних умовах. Це дозволяє визначити

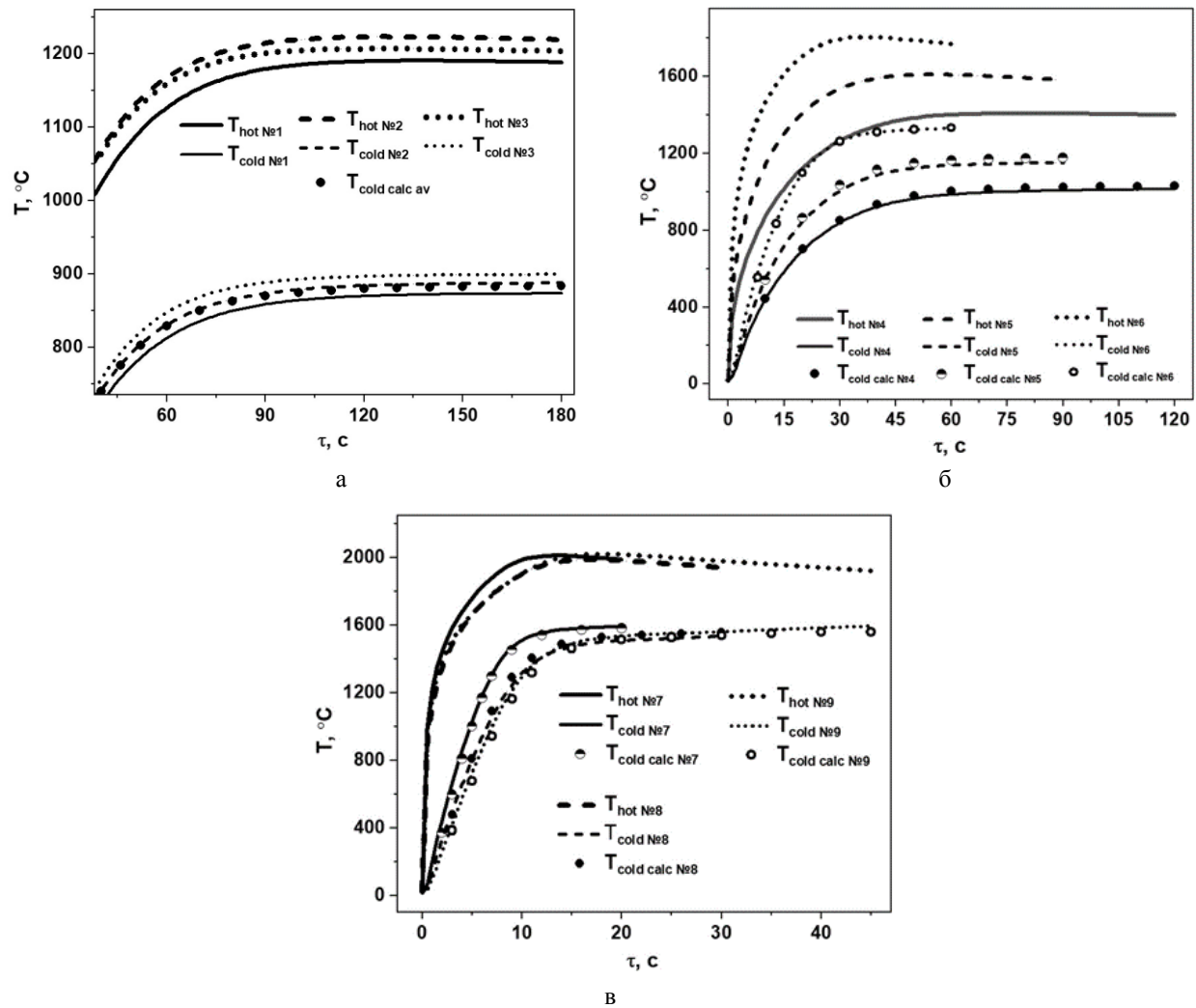


Рис. 5. Експериментальні і розрахункові температурні поля, отримані в термоерозійних випробуваннях при температурі поверхні: а – 1200 $^{\circ}\text{C}$; б – 1400 $^{\circ}\text{C}$ – 1800 $^{\circ}\text{C}$; в – 2000 $^{\circ}\text{C}$

три значення швидкості зносу. Відповідно, швидкість зносу при порівнянні величин зносу в випробуваннях №8 і №9, віднесена до середньої температури поверхні за останні 15 секунд випробування №9 становить $\Delta H'(1951\text{ }^{\circ}\text{C}) = 50,2\text{ мкм/с}$, у випробуваннях №7 і №9 – $\Delta H'(1971\text{ }^{\circ}\text{C}) = 46,7\text{ мкм/с}$ (різниця тривалості випробувань – 25 с), у випробуваннях №7 і №9 (10 с) – $\Delta H'(1962\text{ }^{\circ}\text{C}) = 41,4\text{ мкм/с}$, а їх середнє значення – $\Delta H'(1961\text{ }^{\circ}\text{C}) = 46,1\text{ мкм/с}$.

На рис. 6 показано температурну залежність швидкості лінійного зносу ВВКМ-88, розраховану за викладеною вище методикою на підставі отриманих експериментальних даних, там же показано отримане прямими вимірами середнє значення зносу при температурі 2000 $^{\circ}\text{C}$.

Розрахунок починали з полів при температурі поверхні 1200 $^{\circ}\text{C}$ на основі наявної ТЗ КТ в діапазоні до 400 $^{\circ}\text{C}$, його результатом було відповідне розширення діапазону ТЗ КТ. Потім розрахунок проводили по полю цього ж зразка при наступному рівні

температури, при цьому не тільки отримували нові значення КТ, але й коригували вихідну ТЗ КТ до збігу розрахункової температури тильної поверхні зразка з експериментальною з точністю не менш ніж 5 $^{\circ}$ (у даному дослідженні розбіжність розрахункової та експериментальної температур, як правило, не перевищувала 2 $^{\circ}$). Для прикладу на рис. 7 показано три ТЗ КТ, отримані для зразка №2 при температурах 1200 $^{\circ}\text{C}$, 1600 $^{\circ}\text{C}$ і 2000 $^{\circ}\text{C}$. На рис. 8 показано розраховану ТЗ КТ ВВКМ-88, отриману осередненням ТЗ КТ зразків при температурі поверхні 2000 $^{\circ}\text{C}$.

За нею і температурною залежністю швидкості лінійного зносу були розраховані температури тильної поверхні зразків у всіх випробуваннях, результати показано на рис. 5. У табл. 3 наведено статистичні характеристики відхилення експериментальних і розрахункових значень температури тильної сторони зразків у момент завершення випробувань.

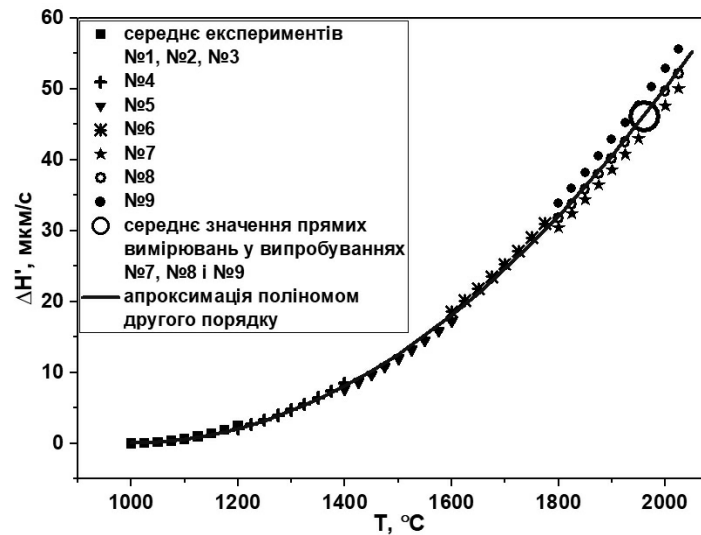


Рис. 6. Температурна залежність швидкості лінійного зносу ВВКМ-88

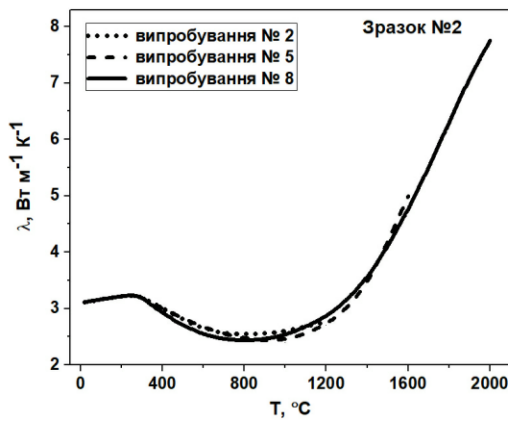


Рис. 7. Температурні залежності коефіцієнта теплопровідності ВВКМ-88, отримані на зразку № 2 за температурними полями випробувань № 2, № 5 і № 8

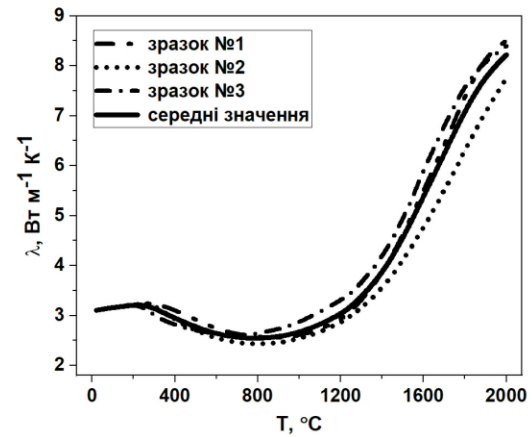


Рис. 8. Температурні залежності коефіцієнта теплопровідності ВВКМ-88, отримані на трьох зразках за температурними полями випробувань при температурі поверхні 2000 °С, та їх середнє значення

Таблиця 3

Відхилення експериментальних і розрахункових значень температури тильної сторони зразків у момент завершення випробувань

№ поля	№ зразка	Температура $T_{\text{cold}} (T_{\text{end}})$, °C		Відхилення	
		експеримент	розрахунок	абсолютне, °C	відносне, %
1	1	873	883	10	1,1
2	2	889	883	6	0,7
3	3	900	883	17	1,9
4	3	1013	1029	16	1,6
5	2	1152	1177	25	2,2
6	1	1331	1332	1	0,1
7	1	1594	1580	14	0,9
8	2	1535	1558	23	1,5
9	3	1595	1560	35	2,2

Висновки

1. Розроблено методику визначення температурної залежності коефіцієнта теплопровідності теплозахисних матеріалів на основі результатів їх термоерозійних випробувань при температурах поверхні до 2000 °C.

2. Визначення ТЗ КТ проводиться методом розв'язання оберненої задачі теплопровідності на комп'ютерній моделі теплообміну зразка з оточуючим середовищем в процесі його високотемпературного струменевого нагріву. Особливістю моделі є врахування термоерозійного руйнування нагрітої поверхні матеріалу за рахунок лінійного зносу з поверхні зразка.

3. На основі результатів проведених термоерозійних випробувань матеріалу ВВКМ-88 визначено температурні залежності його коефіцієнта випромінювання, швидкості лінійного зносу та коефіцієнта теплопровідності.

4. Відносне відхилення температури тильної сторони зразка в момент припинення випробування, розрахованої за отриманими теплофізичними характеристиками ВВКМ-88, від експериментальної у дев'яти випробуваннях не перевищує 2,2 %, максимальне абсолютне відхилення при температурі поверхні 2000 °C становило 35°.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Г.О. Фролов; огляд та аналіз інформаційних джерел – Д.В. Боровик; розробка дослідницького стенда – Ю.І. Євдокименко; розробка комп'ютерної моделі та проведення розрахунків ТЗКТ – Д.В. Боровик; проведення експериментальних робіт та визначення швидкості зносу – Ю.І. Євдокименко; аналіз результатів – Г.О. Фролов.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодились з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Теплофизические характеристики теплозащитного материала корпуса ракетного двигателя при температурах до 1000 °C [Текст] / Г.А. Фролов, Ю.И. Евдокименко, В.М. Кисель, & И.А. Гусарова // *Авиационно-космична техніка і технологія*. – 2021. – №. 4sup1 (173). – P. 11-18. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.02.
2. Application of composite materials in aerospace & automotive industry [Text] / L. Gebrehiwet, E. Abate, Y. Negussie [et al] // *Int. J. Adv. Eng. Manag. IJAEM*. – 2023. – Vol. 5. – P. 697-723.
3. Yanko, T. Possibilities of using low-density c-c composites for thermal protection of small unmanned aerial vehicles [Text] / T. Yanko, R. Datsenko, & H. Karpenko // *Trans. Aerosp. Res.* - 2023. – Vol. 2023, iss. 2. - P. 45–57. DOI: 10.2478/tar-2023-0011.
4. Overview of emerging hybrid and composite materials for space applications [Text] / J. Ince, M. Peerzada, L. Mathews [et al.] // *Adv. Compos. Hybrid Mater.* – 2023. – Vol. 6, no. 130. – P. 1-37. DOI: 10.1007/s42114-023-00678-5.
5. Review of ceramic composites in aeronautics and aerospace: A multifunctional approach for TPS, TBC and DBD applications [Text] / K. O. Shvydyuk, J. Nunes-Pereira, F. F. Rodrigues, & A. P. Silva // *Ceramics*. – 2023. – Vol. 6. – P. 195-230. DOI: 10.3390/ceramics6010012.
6. Zhong, X. Chapter 2 – Measurement methods for thermal conductivity coefficient [Text] / X. Zhong, X. Yang, & J. Gu // *Therm. Conduct. Polym. Compos.* – 2023. – P. 23-56. DOI: 10.1016/B978-0-323-95231-6.00006-4.

References

1. Frolov, G. A., Evdokimenko, Y. I., Kisel, V. M., & Gusarova, I. A. Teplofizicheskiye kharakteristiki teplozashchitnogo materiala korpusa raketnogo dvigatelya pri temperaturakh do 1000 °C [Thermal characteristics of the thermal protection material of the rocket motor case at temperatures up to 1000 °C]. *Aviatsijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 4 sup1(173), pp. 11-18. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.02.
2. Gebrehiwet, L., Abate, E., Negussie, Y., & Teklehaymanot, T. Application of composite materials in aerospace & automotive industry. *International Journal of Advanced Engineering and Management (IJAEM)*, 2023, vol. 5, pp. 697-723.
3. Yanko, T., Datsenko, R., & Karpenko, H. Possibilities of using low-density c-c composites for thermal protection of small unmanned aerial vehicles. *Transactions on Aerospace Research*, 2023, vol. 2023, iss. 2, pp. 45–57. DOI: 10.2478/tar-2023-0011.
4. Ince, J., Peerzada, M., Mathews, L., Pai, A., Al-Qatatsheh, A., Abbasi, S., Yin, Y., Hameed, N.,

Duffy, A., Lau, A., et al. Overview of emerging hybrid and composite materials for space applications. *Advanced Composites and Hybrid Materials*, 2023, vol. 6, no. 130, pp. 1-37. DOI: 10.1007/s42114-023-00678-5.

5. Shvydyuk, K. O., Nunes-Pereira, J., Rodrigues, F. F., & Silva, A. P. Review of ceramic composites in aeronautics and aerospace: A multifunctional approach for TPS, TBC and DBD applications. *Ceram-*

ics, 2023, vol. 6, pp. 195-230. DOI: 10.3390/ceramics6010012.

6. Zhong, X., Yang, X., & Gu, J. Chapter 2 – Measurement methods for thermal conductivity coefficient. *Thermal Conductivity of Polymer Composites*, 2023, pp. 23-56. DOI: 10.1016/B978-0-323-95231-6.00006-4.

Надійшла до редакції 05.06.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

DETERMINATION OF THE THERMOPHYSICAL CHARACTERISTICS OF COMPOSITE MATERIALS AT HIGH TEMPERATURES

**Dmitry Borovyk, Yuriy Yevdokymenko,
Gennady Frolov**

This article discusses a methodology for determining the thermophysical characteristics of composite materials at high temperatures. The primary focus is on improving methods for determining the thermal conductivity of materials used in the aviation and space industries. The proposed methodology accounts for material loss from the surface during heating, which increases the accuracy of thermal conductivity calculations. The thermal conductivity was determined by solving the inverse heat conduction problem using a computer model of heat transfer in a flat sample in a one-dimensional formulation. The model was built using the COMSOL Multiphysics® software, which is designed for finite element calculations for various multiphysics problems. The model consists of the following components: 1) initial conditions (ambient temperature); 2) boundary conditions; 3) material properties (density, temperature dependencies of specific heat capacity and thermal conductivity). The boundary conditions are the experimental time dependencies of the temperature of the heated surface and the heat flux from the back (cold) surface due to radiative cooling. The inverse heat conduction problem in the model was solved by iteratively calculating the temperature of the sample's back surface while simultaneously adjusting the sought temperature dependence of the thermal conductivity coefficient. The iteration procedure terminated when the calculated back surface temperature matched the experimental one. The model includes a Prescribed Normal Velocity node to account for the effect of linear wear, which specifies the time-dependent wear rate. An industrial propane-oxygen welding torch serves as the source of one-sided heating of samples, allowing the study of materials at temperatures above 2000 °C. Temperature measurements on the opposite surfaces of the samples were performed using pyrometers with PC registration. The unique feature of the proposed methodology is the simultaneous determination of temperature fields in the samples, thermoerosive wear, and the emissivity coefficient at selected temperature values based on experimental results. For each subsequent sample temperature, the values of the listed model parameters are calculated based on previously determined values. The developed methodology was used to determine the thermophysical characteristics of the carbon-carbon composite material CCCM-88, which is a layered composite made of twill-weave carbon fabric with a density of 1.57 g/cm³ and a porosity of 20%. The thermal conductivity coefficient of CCCM-88 in the temperature range up to 2000 °C varies from 3 to 8.2 W/m·K, and the linear wear rate at 2000 °C reaches 55 μm/s. The obtained values allow the experimental curve of the back surface temperature to be described with an error of approximately 2.2% and an absolute deviation of 35° at the end of the test when the hot surface temperature is 2000 °C.

Keywords: thermal protection material; heat capacity; thermal conductivity; modeling; linear wear; gas burner; pyrometer; CCCM.

Боровик Дмитро Валерійович – наук. співроб. Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича НАН України, Київ, Україна.

Євдокименко Юрій Ігорович – наук. співроб. Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича НАН України, Київ, Україна.

Фролов Геннадій Олександрович – д-р техн. наук, зав. відділом Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича НАН України, Київ, Україна.

Dmitry Borovyk – Researcher at the Frantsevich Institute for Problems of Materials Science of NAS of Ukraine, Kyiv, Ukraine,
e-mail: dmitryb2007@gmail.com, ORCID: 0000-0003-4668-3778.

Yuriy Yevdokymenko – Researcher at the Frantsevich Institute for Problems of Materials Science of NAS of Ukraine, Kyiv, Ukraine
e-mail: yevd@meta.ua, ORSID: 0000-0002-3344-798X.

Gennady Frolov – Doctor of Technical Sciences, Head Department of the Frantsevich Institute for Problems of Materials Science of NAS of Ukraine, Kyiv, Ukraine
e-mail: g_frolov@ukr.net, ORCID: 0000-0001-7045-310X.