

УДК 621.791

Віталій Яценко, Юрій Фальченко, Лідія Петрушинець, Юрій Клименко,
Олег Новомлинець

ВПЛИВ ФАКТОРІВ КОСМОСУ НА НАДЛЕГКУ СИСТЕМУ ТЕПЛООВОГО ЗАХИСТУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ: КОНЦЕПЦІЯ, МЕТОДИ ТА АНАЛІЗ РИЗИКІВ

Віталій Яценко, Юрій Фальченко, Лідія Петрушинець, Юрій Клименко,
Олег Новомлинець

ВЛИЯНИЕ ФАКТОРОВ КОСМОСА НА СВЕРХЛЕГКУЮ СИСТЕМУ ТЕПЛООВОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: КОНЦЕПЦИЯ, МЕТОДЫ И АНАЛИЗ РИСКОВ

Vitaliy Yatsenko, Yurii Falchenko, Lidiia Petrushynets, Yuriy Klymenko, Oleg Novomlynets

SPACE FACTORS INFLUENCE ON SUPERLIGHT-WEIGHT THERMAL PROTECTION SYSTEM: CONCEPT, MODELING, AND RISK ANALYSIS

Проведено огляд стану розробок і описано сучасні підходи до оцінювання впливу негативних факторів космосу на матеріали, елементи і систему теплового захисту (СТЗ). У межах європейського проекту «Super light-weight thermal protection system for space application (LIGHT-TPS)» проводилися дослідження на основі моделювання макетного зразка СТЗ космічних апаратів багаторазового використання (БКА). Наведено приклади моделювання розподілу температури в центрі зразка з Ni залежно від пористості. Запропоновано новий метод оцінювання ризику та мінімізації впливу умов космічного середовища на СТЗ з урахуванням режимів термічної обробки, детермінованих та стохастичних факторів. Проведено аналіз і оптимізацію температурних полів СТЗ під час дифузійного зварювання.

Ключові слова: система теплового захисту, фактори космосу, аналіз ризиків, космічні апарати багаторазового використання, моделювання, дифузійне зварювання.

Рис.: 8. Бібл.: 12.

Проведен обзор состояния разработок и описаны современные подходы к оценке влияния негативных факторов космоса на материалы, элементы и систему тепловой защиты (СТЗ). В рамках европейского проекта «Super light-weight thermal protection system for space application (LIGHT-TPS)» проводились исследования на основе моделирования макетного образца СТЗ космических аппаратов многоразового использования (БКА). Приводятся примеры моделирования распределения температуры в центре образца из Ni в зависимости от пористости. Предложен новый метод оценки риска и минимизации влияния условий космической среды на СТЗ с учетом режимов термической обработки, детерминированных и стохастических факторов. Проведен анализ и оптимизация температурных полей СТЗ при диффузионной сварке.

Ключевые слова: система тепловой защиты, факторы космоса, анализ рисков, космические аппараты многоразового использования, моделирование, диффузионная сварка.

Рис.: 8. Библ.: 12.

A survey of the development status was conducted and modern approaches to the estimation of negative impact of space factors on materials, elements and heat-protection system (HPS) have been described. Within the European project "Super light-weight thermal protection system for space application (LIGHT-TPS)" researches based on the breadboard modeling of HPS of reusable space vehicles (RSV) have been conducted. Modeling examples of temperature distribution in the center of sample with Ni depending on the porosity have been given. A new method of risk assessment and minimization of negative influence of space factors on HPS was proposed. It is based on heat treatment, deterministic and stochastic factors. Analysis and optimization of temperature patterns in HPS during the diffusion welding has been carried out.

Key words: heat-protection system, space factors, risk analysis, reusable space vehicles, modeling, diffusion welding.

Fig.: 8. Bibl.: 12.

Постановка проблеми. На космічний апарат на всіх стадіях польоту впливає велика кількість негативних факторів, які можуть порушувати його тепловий захист. У зв'язку з цим у цій статті розглядається актуальна проблема оцінювання ризику у процесі впливу факторів космосу на матеріали, елементи і систему теплового захисту (СТЗ). З нею пов'язана проблема мінімізації ризику, яка може бути вирішена системно за рахунок оптимального вибору якісних матеріалів та технологій виготовлення системи теплозахисту. Інша можливість полягає у контролі стану системи теплозахисту під час польоту та його автоматичного коригування. Тому важливо обґрунтувати динамічний імовірнісний підхід до аналізу ризику елементів СТЗ з використанням фізичної моделі системи теплозахисту і передбачуваного рівня впливу факторів космосу. Основна увага приділена моделі СТЗ, математичній моделі динамічної оцінки ймовірного ризи-

TECHNICAL SCIENCES AND TECHNOLOGIES

ку та програмному забезпеченню. Імовірнісна оцінка ризику являє собою системний, структурований і логічний метод аналізу, спрямований на виявлення та оцінку ризиків у СТЗ для того, щоб ефективно підвищити її безпеку.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Космічні системи, такі як «Space Shuttle» та «Енергія-Буран», включають системи теплового захисту [1]. Вони не тільки повинні надійно функціонувати, але й добре інтегруватися з іншими підсистемами. На поверхню орбітального апарату впливає надзвичайно висока температура. Тому СТЗ повинна мати можливість її багаторазового використання, крім того, вона повинна бути надлегкою та недорогою. Транспортний засіб також повинен мати низьку вразливість до орбітального сміття і мінімальну теплопровідність. Розробники повинні надійно з'єднувати систему теплового захисту орбітального апарату безпосередньо з алюмінієвою обшивкою корпусу. Зовнішній бак також повинен мати теплову ізоляцію для криогенного палива, рідкого водню і рідкого кисню. Вона також повинна забезпечити додаткову структурну цілісність під час запуску і після повернення з орбіти.

Провідне місце під час створення багаторазових космічних апаратів (БКА) також посідає проблема теплового захисту. Вартість розробки та виготовлення СТЗ може перевищувати чверть вартості усього космічного апарату. Тепловий захист головних частин балістичних ракет, апаратів, що спускаються, пілотованих кораблів та автоматичних планетних станцій переважно створюється на основі руйнівних (аблюючих) теплозахисних матеріалів. Одним із найбільш ефективних аблюючих теплозахисних матеріалів є «Phenolic Impregnated Carbon Ablator» (PICA-X) [2; 3], використаний для захисту спускового апарату «Space X's Dragon spacecraft», поверхня якого при швидкості входу 7 км/с нагрівається до температури 1850 °С. У цьому випадку тепловий потік, що діє на теплозахисне покриття, у 10 разів нижче, ніж при вході в атмосферу з 2-ю космічною швидкістю.

В активних системах використовується рідкий або газоподібний охолоджувач, що дозволяє відвести надлишок тепла з тильної поверхні або з об'єму під час фільтрації за рахунок фізико-хімічних перетворень. Активні системи теплового захисту, здебільшого, технічно більш складні в порівнянні з пасивними. Наявність ємностей з охолоджувачем, трубопроводів, насосів або акумуляторів тиску та інших допоміжних пристроїв знижує їх масово-геометричну ефективність.

Найбільше використання нині знайшли системи теплового захисту БКА. В цих системах та конструкціях використовуються різноманітні матеріали. Метод теплового захисту БКА в основному визначається величиною та тривалістю впливу теплових потоків на його теплонапружені елементи. Наприклад, у діапазоні температур 800–1260 °С використовується високотемпературний плитковий теплозахист, який успішно використовувався для захисту великої частини поверхні БКА «Space Shuttle» та «Енергія-Буран» від аеродинамічного нагріву та сонячного випромінювання. Плитковий теплозахист виконаний з легкого волокніту на основі кварцових ниток з розмірами лицьової поверхні 150x150 мм. На лицьову поверхню плитки та бокові грані нанесено суцільне біле або чорне скловидне покриття на основі SiO₂ товщиною 0,3–0,4 мм. Таке покриття має низьку каталітичну активність щодо гетерогенної рекомбінації атомів повітря та високу випромінювальну здатність [4].

Для корабля «БУРАН» використовувались дві марки сплаву з питомою вагою 150 та 250 кг/м³. Їм присвоєні марки ТЗМК-10 и ТЗМК-25 відповідно [5]. Ці матеріали задовольняють проектним вимогам за теплозахисними властивостями, але не можуть бути використані в конструкції теплозахисту, оскільки не задовольняють іншим вимогам, наприклад, за ерозійною стійкістю, вологопроникністю (пористість цієї теплоізоляції становить 95 % та більше) та іншим параметрам. Ці обставини вимагають створення захисних покриттів, властивості яких повинні компенсувати недоліки матеріалів ТЗМК.

Умови експлуатації корабля «БУРАН» передбачають вплив на захисне покриття до 22 ушкоджуючих факторів. Їх аналіз дозволив сформулювати основні вимоги до матеріалів покриття та створити склоподібні матеріали за технологією “золь-гель” процес. Для захисту кварцевої кераміки були розроблені покриття ЭВЧ-4М1У-3 та ЭВЧ-6, які містять чорний пігмент, та покриття ЭВС-6, які містять білий пігмент [6].

Для теплонапружених БКА серії «Space Shuttle» використовувались аналогічні матеріали. Наприклад, носова частина фюзеляжу та передні кромки крил БКА серії, які нагріваються до температури 1480 °С, захищені теплозахисним покриттям RCC (вуглець-вуглець) на основі вуглецевої тканини, просоченої піровуглецем. Ділянки, які нагріваються до 540–1220 °С, захищені теплозахистом HRSI на основі плиток із кварцового волокна [7].

В Європейському проекті багаторазового космічного корабля ГЕРМЕС теплозахист найбільш нагрітих елементів конструкції (носовий обтікач, кромки крил та інше) планувалося виконувати з вуглець-вуглецевих матеріалів, а більшу частину корпусу – із матеріалів-аналогів плиткового теплозахисту майже таких самих типів, що й на кораблі БУРАН.

Виділення не вирішеної раніше частини актуальної проблеми. У роботі, крім проблеми оцінювання ризику, представлено результати моделювання розподілу температури в центрі зразка з Ні залежно від його пористості та експериментальні дослідження з нагрівання макетного зразка тришарової стільникової панелі теплозахисної системи космічного апарату багаторазового використання. Проведено аналіз й оптимізацію температурних полів.

Мета статті. Робота присвячена актуальній проблемі оцінювання ризику у процесі впливу факторів космосу на матеріали, елементи і систему теплового захисту космічних апаратів та порівняльного аналізу результатів чисельного моделювання й експериментальних досліджень під час дифузійного зварювання теплозахисної панелі.

Викладення основного матеріалу.

Концепція моделювання СТЗ

У межах європейського проекту “Super light-weight the thermal protection system for space application (LIGHT-TPS)” проводились дослідження на основі моделювання макетного зразка системи теплозахисту космічних апаратів багаторазового використання з питомою вагою не більш 10 кг/м³.

Основна увага у процесі дослідження була приділена аналізу впливу факторів космосу на СТЗ [8–10] на основі таких підходів: синергетичних, оптимізаційних, ймовірнісних і обчислювальних. Перший стосується самовпорядкованого синтезу структур і створення технологій на принципах самоорганізації у поєднанні зі створенням матеріалів з новими функціональними властивостями.

Другий підхід показує, як методи оптимізації можуть бути використані для визначення мікроструктур матеріалу з оптимізованими або заданими властивостями. Він дозволяє знаходити мікроструктури з екзотичною поведінкою (наприклад, негативні коефіцієнти теплового розширення). Оптимізаційний підхід стосується реалізації матеріалів із заданою, але обмеженою мікроструктурною інформацією: розглядом обернених задач фундаментального та практичного значення. Обчислювальні моделі, засновані на теорії молекулярної динаміки та квантової механіки, дозволяють передбачити зміну фундаментальних властивостей матеріалів. Це завдання вирішується за допомогою детермінованих і стохастичних методів оптимізації.

Третій підхід стосується динамічного ймовірнісного аналізу ризику СТЗ і її елементів та оцінки характеристик можливих пошкоджень з використанням фізичної моделі системи СТЗ і передбачуваного рівня космічної радіації. Основна увага зосереджена на моделі СТЗ, математичній моделі динамічної оцінки ризику та програмному забезпе-

ченні для моделювання та прогнозування впливу космічного середовища. Метод ймовірнісної оцінки ризику для СТЗ враховує детерміновані та стохастичні чинники.

Останній підхід враховує результати чисельного моделювання та експериментального дослідження розподілу температури на поверхні панелі розміром $150 \times 150 \times 16$ мм при дифузійному зварюванні у вакуумі. На основі аналізу розподілу температури пропонується спосіб вирівнювання температурних полів на поверхнях виробів, що зварюються.

Новий підхід до оцінювання можливих ризиків СТЗ

Нами проведено аналіз сучасних підходів до оцінювання негативних факторів космосу на матеріали, елементи та системи СТЗ (рис. 1).



Рис. 1. Вплив факторів космосу на систему теплового захисту космічних апаратів

Основні принципи оцінювання ризику можуть бути застосовані до СТЗ з використанням статистичних та оптимізаційних методів. Аналіз ризиків повинен також враховувати аспекти людської поведінки розробника. Тому нами було запропоновано такий набір методів оцінювання ризиків: а) статистичні; б) оцінювання надійності; в) методи оптимізації; г) прискорене моделювання СТЗ; д) нелінійні математичні моделі.

Дослідження радіаційного впливу на космічні апарати стає все більш важливим останніми роками [11]. Уже давно відомо, що електричні системи чутливі до радіації. Недавні дослідження показали ймовірність того, що механічні пристрої також можуть бути схильні до радіаційно-індукованих пошкоджень. Особливо чутливі до радіації пристрої, що керують електричними полями через ізолятори, тобто електростатично розташовані консольні балки. Оскільки ізолятори можуть руйнуватися у випадку діелектричного розриву, існує велика ймовірність, що ці пристрої будуть мати знижену продуктивність у космічному середовищі. Ще одна складність полягає в тому, що випромінювання може викликати пошкодження решітку матеріалів СТЗ. Незважаючи на довгу історію системи СТЗ, у конкретній системі СТЗ дуже важливо вивчити вплив іонізуючого випромінювання на СТЗ. Ця проблема неодноразово розглядалась дослідниками для забезпечення надійних і практичних СТЗ для космічних польотів.

Ми визначаємо ризик як ймовірність майбутніх втрат. Для аналізу ризику ми пропонуємо використовувати метод вимірювання відхилень.

Для цього введемо простір станів Ω , де елементи $\omega \in \Omega$ представляють стани СТЗ. Крім того, нехай P імовірнісна міра Ω . Тепер розглянемо функції $X: \Omega \rightarrow \mathbb{R}$, які інтерпретуються як випадкові величини, що належать до лінійного простору L^2 , тобто функції, для яких середнє значення $\mu(X)$ і дисперсія $\sigma^2(X)$ існує. Така функція X може описувати якість СТЗ. Під час оцінювання ризику системи СТЗ на L^2 ми маємо на увазі деякий функціонал $\Gamma: L^2 \rightarrow \mathbb{R}$, що задовольняє (частково або повністю) таким умовам:

- $\Gamma(X + C) = \Gamma(X) - C$ для всіх X і констант C ;
- позитивна однорідність;
- субаддитивність;
- очікувана обмеженість;
- монотонність.

Функція, яка задовольняє всім п'яти умовам, називається *когерентною мірою ризику* [11].

У фізичних додатках необхідно звести до мінімуму ризик в експлуатаційних умовах. Розглянемо підмножину X множини L . Нехай Π непусто, компактно, замкнуто й опукло. Тоді ми зацікавлені у вирішенні наступної проблеми:

$$\min\{\Gamma(X) \mid \text{overall } X \in \Pi\}. \quad (1)$$

Такий підхід дозволяє використовувати методи оцінювання ризику впливу факторів космосу для оцінювання можливих пошкоджень компонентів СТЗ. Функціональна модель аналізу ризику показана на рис. 2.

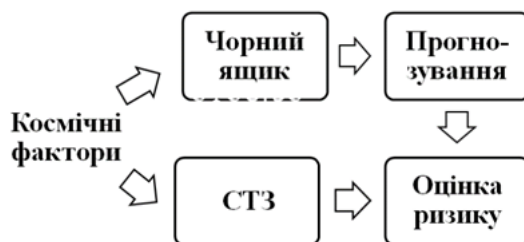


Рис. 2. Функціональна схема аналізу ризику

Нехай $z = f(v, u)$ – функція втрат СТЗ, яка залежить від керуючого впливу u і випадкового вектора v . Вектор керування u належить до множини U , яка задовольняє певним вимогам. Будемо вважати, що випадковий вектор u має щільність ймовірності $p(u)$. Тепер розглянемо функцію [11].

$$\Phi_\alpha = (v, \zeta) = \zeta + (1 - \alpha)^{-1} \int_{f(v, u) > \zeta} (f(v, u) - \zeta) p(u) du, \quad (2)$$

де α – CVaR рівень конфіденційності і величина ζ негативна.

Це дозволяє включати CVaR в обмеження і замінити їх за допомогою функції $\Phi_\alpha(v, \zeta)$. Наприклад, розглянемо задачу мінімізації середніх втрат $\mu(v) = E(-f(v, u))$ при обмеженні $v \in V$ і двох CVaR обмеженнях з рівнями конфіденційності β і γ . Розглянемо два CVaR рівні з константами C_β і C_γ . В цьому випадку оптимізаційна проблема може бути описана такими рівняннями:

$$\min \mu(v), \quad (3)$$

$$v \in V, \Phi_\beta(v, \zeta) \leq C_\beta, \Phi_\gamma(v, \eta) \leq C_\gamma, \quad (4)$$

$$\zeta, \eta \geq 0. \quad (5)$$

Розв'язок цієї оптимізаційної проблеми може бути знайдено за допомогою пакета програм Optimization Toolbox системи Matlab.

Для того, щоб провести порівняльний аналіз результатів експериментальних досліджень з результатами чисельного моделювання, нами отримані чисельні залежності впливу пористості матеріалу на основі нікелю на температуру його нагрівання (рис. 3).

На рис. 3 наведена група кривих, що показує еволюцію температури всередині матеріалу з пористого нікелю у разі поміщення його в піч з температурою 2400 °С. Криві відповідають різному геометричному розподілу пористості в матеріалі. Мале відхилення в поведінці цих кривих (рис. 3, а, з) свідчить про те, що конфігурація металеві складової цього матеріалу при низькій і високій пористості не відіграє суттєвої ролі на процесі перенесення тепла і на розподіл температури в цьому матеріалі. Також звертає на себе увагу, що при збільшенні пористості матеріалу відбувається зміна швидкості його нагрівання. Так, на рис. 3, а при пористості 1 % швидкість нагріву найбільша, а при пористості 90 % (рис. 3, з) – найменша.

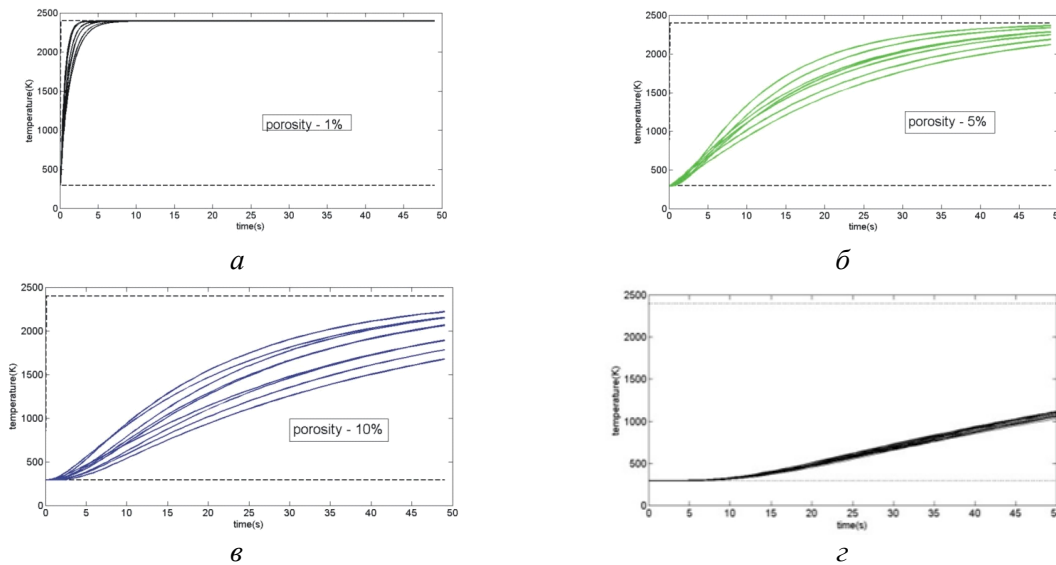


Рис. 3. Розподіл температури в центрі зразка з нікелю залежно від його пористості: а – пористість матеріалу 1 %; б – пористість матеріалу 5 %; в – пористість матеріалу 50 %; г – пористість матеріалу 90 %

Представлені вище результати мають важливе значення як для обліку впливу факторів космосу на зниження ризику нерівномірності нагріву СТЗ, так і при отриманні зварного з’єднання. У процесі зварювання необхідно забезпечувати однорідність нагріву зварювальних поверхонь.

Конструктивно СТЗ складається з окремих теплозахистних панелей (ТЗП), які у свою чергу складаються зі стільникового заповнювача, верхньої та нижньої кришок (рис. 4).

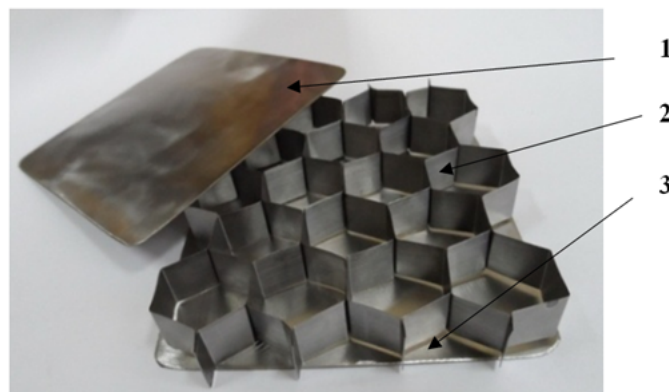


Рис. 4. Видяг елементів тришарової стільникової панелі: 1 – верхня кришка; 2 – стільниковий заповнювач; 3 – нижня кришка

Вага ТЗП, звареної зі стільникового заповнювача розміром 150×150×16 мм з товщиною стінки 0,03 мм, верхньої і нижньої кришок відповідно товщиною 0,5 мм і 0,1 мм, становить приблизно 120...130 грам. Мала вага тришарової панелі обумовлена наявністю пустотілих осередків і застосуванням як матеріалу порошкового сплаву на основі ніхрому – ЮПМ-12000. Розрахунок показує, що вага відповідного обсягу металу зі сплаву NiCr становить – $M = \gamma \times V = 2880$ грам. Можна розрахувати, що «умовна» пористість ТЗП панелі становить близько 95 %.

Оптимізація умов нагрівання ТЗП під час дифузійного зварювання у вакуумі

Як зазначалося раніше, у процесі дифузійного зварювання важливе значення має забезпечення однорідності нагрівання поверхонь виробів, що обумовлює однорідність властивостей зварного з’єднання. Тому під час дифузійного зварювання виробів з розвиненою поверхнею необхідно контролювати характер нагрівання різних ділянок виробів. Аналіз

конструкції ТЗП і конструкції робочої камери установки для дифузійного зварювання показує, що умови для рівномірного нагріву тришарової панелі не є сприятливими (рис. 5).

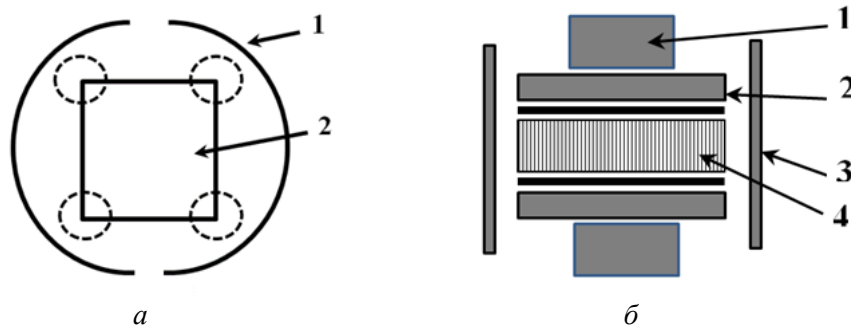


Рис. 5. Схема нагрівання ТЗП в умовах дифузійного зварювання: а – вигляд зверху: 1 – нагрівачі з молібдену; 2 – ТЗП; б – вигляд збоку: 1 – верхній і нижній шток; 2 – верхній і нижній фланці; 3 – нагрівачі; 4 – ТЗП

Встановлено, що нерівномірність нагрівання ТЗП обумовлена її прямокутною формою (рис. 5, а) і циліндричною формою молібденових нагрівачів, що сприяє переважному нагріванню кутів і бокової поверхні панелі. До умов, які не сприяють рівномірному нагріванню панелі, також можна віднести відносно малу її висоту і значну площу (рис. 5, б). Площа панелі становить 225 см^2 , а її висота – 1,6 см.

У цій роботі зварювання ТПЗ і система нагрівання аналізувалися за допомогою аналітичних та чисельних моделей. Зокрема, чисельна модель була реалізована за допомогою методу скінченних елементів. Теоретичні результати були зіставлені з експериментальними даними з щодо різниці температур, що показує істотну надійність як аналітичних, так і чисельних моделей. Після перевірки моделі скінченних елементів був проведений аналіз чутливості для дослідження впливу деяких змінних.

Для вимірювання температури використовували хромель-алюмелеві (ХА) термопари, які були зафіксовані на стільниковому заповнювачі і поверхні кришки (рис. 6). Візуальний контроль температури здійснювали за допомогою багатоканального контролера «ЕРА С1-ІТ-4УН», а запис сигналу в цифровому вигляді проводили за допомогою DATA LOGGER «DT-171Т».

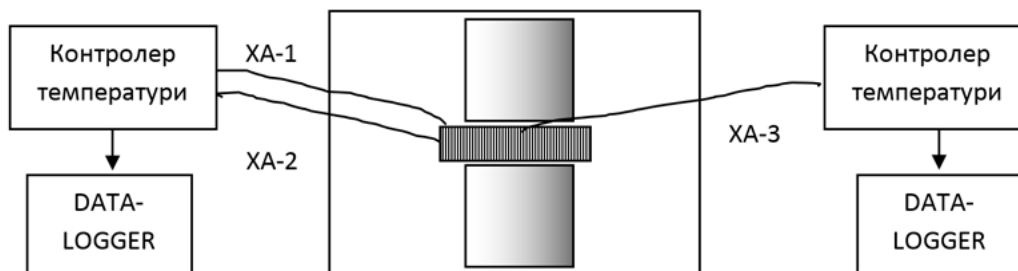


Рис. 6. Схема проведення експериментів

Нами також досліджено вплив різних умов нагрівання на розподіл температури на поверхні ТЗП. У першому варіанті панель встановлювали між верхнім і нижнім штоком і нагрівали безпосередньо. У другому варіанті для нагрівання ТЗП використовували технологічне оснащення, яке складалося з верхнього і нижнього фланців і втулки. Цей пристрій повинен був перерозподілити потік тепла від нагрівачів з бічної поверхні ТЗП на її торцеві поверхні.

Нагрівання ТЗП без застосування технологічного оснащення

ТЗП встановлювали між верхнім і нижнім штоками, діаметр яких був менше ніж площа кришок і становив 90 мм. Висота молібденових нагрівачів становила 200 мм. Термопари були зафіксовані на торцевій поверхні стільникового заповнювача, в кутку і центрі верхньої кришки. Температуру в контрольних точках фіксували одночасно.

Швидкість нагрівання ТЗП становила $V = 50 \text{ }^\circ\text{C}/\text{хв}$. Як показали проведені дослідження, найбільш інтенсивний нагрів спостерігається на стільниковому заповнювачі. За контрольний час вимірювання температура на ньому досягла $900 \text{ }^\circ\text{C}$. У кутку верхньої кришки ТЗП максимальна температура становила $800 \text{ }^\circ\text{C}$, а в її центральній частині $650 \text{ }^\circ\text{C}$. Таким чином, можна зробити висновок, що під час нагрівання ТЗП у різних її ділянках спостерігається значний перепад температур (рис. 7).

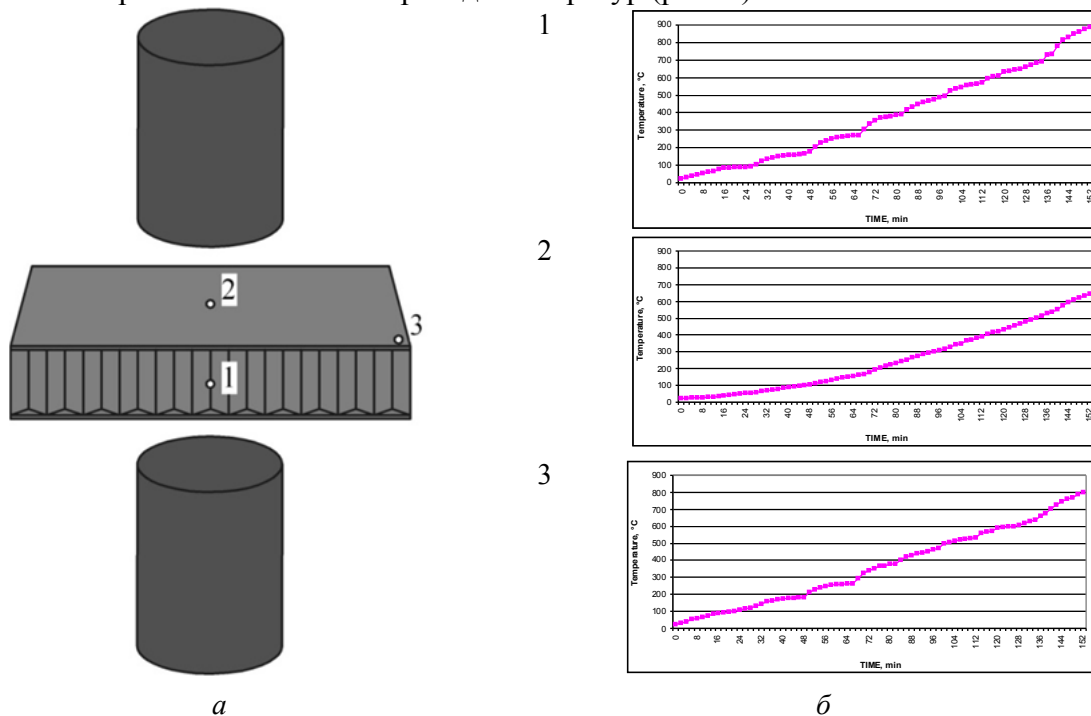


Рис. 7. Схема розташування ТЗП у робочій камері установки (а), точками 1-3 позначено місця фіксації термопар та графіки нагрівання різних ділянок на поверхні ТЗП (б)

У ТЗП найбільш інтенсивно нагрівається стільниковий заповнювач і кути кришок відповідно до $900 \text{ }^\circ\text{C}$ і $800 \text{ }^\circ\text{C}$, а нагрівання центральної частини кришок уповільнено – $650 \text{ }^\circ\text{C}$.

Слід зазначити, що під час дифузійного зварювання виробів з розвиненою поверхнею широко використовується технологічний прийом – зварювання у формуючих пристроях [12]. Застосування оснащення дозволяє вирівняти температуру в різних частинах виробу, що підлягає зварюванню, а також більш плавно регулювати тиск зварювання.

Нагрівання ТЗП у технологічному оснащенні

У цьому варіанті нагрівання ТЗП проводили в технологічному оснащенні. ТЗП встановлювали у фланець висотою 50 мм, всередині якого було вифрезеровано місце для стільникового заповнювача розміром $150 \times 150 \text{ мм}$. Зверху і знизу відносно ТЗП також встановлювали масивні фланці. Термопари були зафіксовані на краю фланця зі стільниковим заповнювачем та посередині, центрі та кутку верхньої кришки. Отримані результати наведені на рис. 8.

Аналіз отриманих графіків показує, що застосування технологічного оснащення дозволяє вирівняти температуру по поверхні ТЗП. Температура на всіх ділянках ТЗП відповідно до графіків розподілу температури становить близько $800 \text{ }^\circ\text{C}$. Умови нагрівання ТЗП аналізували за допомогою аналітичних і чисельних моделей. Зокрема, чисельна модель була реалізована за допомогою методу скінченних елементів. Теоретичні результати були зіставлені з експериментальними даними щодо різниці температур, показує істотну надійність як аналітичних, так і чисельних моделей. Після перевірки моделі кінцевих елементів був проведений аналіз чутливості для дослідження впливу деяких змінних.

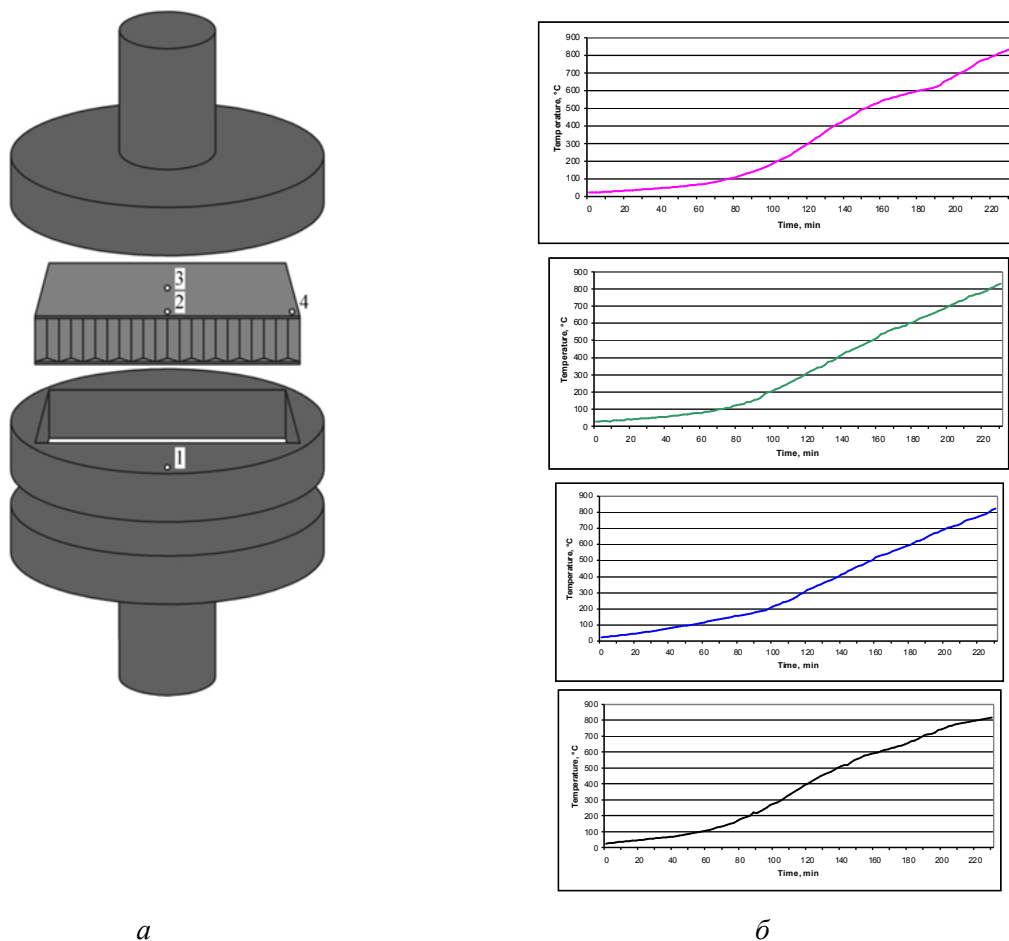


Рис. 8. Схема розташування ТЗП у робочій камері установки (а), точками 1-4 позначено місця фіксації термонар і графіки нагрівання різних ділянок на поверхні ТЗП (б)

Висновки. Проведено аналіз впливу факторів космічного середовища на систему теплового захисту космічних апаратів. Запропоновано нову концепцію моделювання системи СТЗ, яка ґрунтується на таких принципах: синергетичних, фізичних і обчислювальних.

Розроблено алгоритмічне та програмне забезпечення для моделювання системи теплового захисту космічних апаратів і розрахунку величини ризику. Отримано залежність величини ризику від факторів космосу. Встановлено, що серед більш ніж 22 факторів, що впливають на стан СТЗ, важливе місце посідає технологія зварювання.

Проведено аналіз умов нагріву ТЗП у процесі дифузійного зварювання у вакуумі. Встановлено, що характер нагрівання залежить від певних факторів, а саме: геометричного – прямокутної форми тришарової панелі, циліндричної форми нагрівачів, висоти панелі та її площі.

Під час нагрівання ТЗП без застосування оснащення в них спостерігається переважний нагрів стільникового заповнювача і кутів кришок відповідно до 900 °C і 800 °C та уповільнений нагрів центральної частини кришок (650 °C). Застосування технологічного оснащення забезпечує більш рівномірне нагрівання всієї панелі.

Робота виконана за підтримки Європейського проекту “Super light-weight thermal protection system for space application (LIGHT-TPS)” № 607182.

Список використаних джерел

1. Johnson S. M. Thermal Protection Materials and Systems: An Overview / S. M. Johnson // Engineered Ceramics: Current Status and Future Prospects. – Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2016. – Pp. 224–243.

TECHNICAL SCIENCES AND TECHNOLOGIES

2. Parul Agrawal. Investigation of Performance Envelope for Phenolic Impregnated Carbon Ablator(PICA) / Parul Agrawal, Dinesh Prabhu // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 4-8 January 2016. – San Diego, California, USA, 2016. – Pp. 1–16.
3. Detailed analysis of species production from the pyrolysis of the Phenolic Impregnated Carbon Ablator / Hsi-Wu Wong, Jay Peck, James Assif [et al.] // Journal of Analytical and Applied Pyrolysis. –2016. – Vol. 122, Issue 11. – Pp. 258–267.
4. Демонис И. М. Материалы ВИАМ в космической технике / И. М. Демонис, А. П. Петрова // Все материалы. Энциклопедический справочник. – 2011. – № 6. – С. 2–9.
5. Авиационно-космические системы : сборник статей / [под ред. Г. Н. Лозино-Лозинского, А. Г. Братухина]. – М. : МАИ, 1997. – 416 с.
6. Элементы (типы) теплозащиты «Бурана» [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.buran.ru/htm/tersaf4.htm>.
7. Donald M. Curry. Space Shuttle Orbiter thermal protection system design and flight experience / Donald M. Curry // First ESA/ESTEC Workshop on Thermal Protection Systems, 5-7 May 1993. – Noordwijk, Netherlands, 1993.
8. Pate-Cornell M. E. Safety of the thermal protection system of the space shuttle orbiter: Quantitative analysis and organizational factors. Phase 1: Risk-based priority scale and preliminary observations / M. E. Pate-Cornell, P. S. Fischbeck. – Langle : National Aeronautics and Space Administration Scientific and Technical, 1990. – 110 p.
9. Yatsenko V. Optimization methods in material science: synergetics, dynamical models, and optimization problems / V. Yatsenko // 3rd International Scientific conference «Nonlinear analysis and applications», 15 May 2015. – Kiev, 2015. – P. 79.
10. Superlight-weight thermal protection systems for space applications: conception, methods, and applications / V. Yatsenko, A. Girenko, I. Husarova [et al.] // 6th European Conference for Aeronautic and Space Sciences (EUCAS 2015), 29 June – 3 July 2015. – Krakow, Poland, 2015. – P. 169.
11. Space weather influence on power systems: prediction, risk analysis, and modeling / V. Yatsenko, M. Pardalos, N. Boyko, S. Rebennack // EnergySystems. – 2010. – Vol. 1, № 2. – Pp. 197–207.
12. Мусин Р. А. Соединение металлов с керамическими материалами / Р. А. Мусин, Г. В. Конюшков. – М. : Машиностроение, 1991. – 223 с.

References

1. Johnson, S.M. (2016). Thermal Protection Materials and Systems: An Overview. *Engineered Ceramics: Current Status and Future Prospects*. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., pp. 224–243.
2. Parul Agrawal, Dinesh Prabhu (2016). Investigation of Performance Envelope for Phenolic Impregnated Carbon Ablator(PICA). *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (4-8 January 2016). San Diego, California, USA, pp. 1–16.
3. Hsi-Wu Wong, Jay Peck, James Assif et al. (2016). Detailed analysis of species production from the pyrolysis of the Phenolic Impregnated Carbon Ablator. *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*, vol. 122, issue 11, pp. 258–267.
4. Demonis, I.M., Petrova, A.P. (2011). Materialy VIAM v kosmicheskoi tekhnike [VIAM Materials in Space Technology]. *Vse materialy. Entsiklopedicheskii spravochnik – All materials. Encyclopedic Guide*, № 6, pp. 2–9 (in Russian).
5. Lozino-Lozinskii, G.N., Bratukhin, A.G. (1997). *Aviatsionno-kosmicheskie sistemy [Aerospace Systems]*. Moscow: MAI (in Russian).
6. *Elementy (tipy) teplozashchity Burana [Elements (types) of thermal protection “Buran”]*. Retrieved from <http://www.buran.ru/htm/tersaf4.htm>.
7. Donald, M. Curry (1993). Curry. Space Shuttle Orbiter thermal protection system design and flight experience. *First ESA/ESTEC Workshop on Thermal Protection Systems* (5-7 May, 1993). Noordwijk, Netherlands.
8. Pate-Cornell, M.E., Fischbeck, P.S. (1990). *Safety of the thermal protection system of the space shuttle orbiter: Quantitative analysis and organizational factors. Phase 1: Risk-based priority scale and preliminary observations*. Langle: National Aeronautics and Space Administration Scientific and Technical.

9. Yatsenko, V. (2015). Optimization methods in material science: synergetics, dynamical models, and optimization problems. *3rd International Scientific conference «Nonlinear analysis and applications»*, 15 May 2015. Kiev, p. 79.
10. Yatsenko, V., Girenko, A., Husarova, I. et al. (2015). Superlight-weight thermal protection systems for space applications: conception, methods, and applications. *6th European Conference for Aeronautic and Space Sciences (EUCAS 2015)*, 29 June – 3 July 2015. Krakow, Poland, p. 169.
11. Yatsenko, V., Pardalos, M., Boyko, N., Rebennack, S. (2010). Space weather influence on power systems: prediction, risk analysis, and modeling. *Energy Systems*, vol. 1, № 2, pp. 197–207.
12. Musin, R.A., Koniushkov, G.V. (1991). *Soedinenie metallov s keramicheskimi materialami [Connection of metals with ceramic materials]*. Moscow: Mashinostroenie (in Russian).

Яценко Віталій Олексійович – доктор технічних наук, завідувач відділом, Інститут космічних досліджень НАН України та ДКА України (просп. Академіка Глушкова, 40, корп. 4/1, м. Київ, 03187, Україна).

Яценко Віталій Алексеевич – доктор технических наук, заведующий отделом, Институт космических исследований НАН Украины та ГКА Украины (просп. Академіка Глушкова, 40, корп. 4/1, г. Киев, 03187, Украина).

Yatsenko Vitaliy – Doctor of Technical Sciences, Head of Department, Space Research Institute of National Academy of Sciences and State Space Agency of Ukraine (40 Akademika Glushkova Av., build. 4/1, 03187 Kyiv, Ukraine).

E-mail: vyatsenko@gmail.com

Scopus Author ID: 7005914539

Фальченко Юрій Вячеславович – доктор технічних наук, завідувач відділом, Інститут електрозварювання ім. С. О. Патона НАН України (вул. Малевича, 11, м. Київ, 03680, Україна).

Фальченко Юрій Вячеславович – доктор технических наук, заведующий отделом, Институт электросварки им. Е. О. Патона НАН Украины (ул. Малевича, 11, г. Киев, 03680, Украина).

Falchenko Yuriy – Doctor of Technical Sciences, Head of Department, Paton Electric Welding Institute of NAS of Ukraine (11 Malevich Str., 03680 Kyiv, Ukraine).

E-mail: falchenko@paton.kiev.ua

ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-3028-2964>

Scopus Author ID: 7801687476

Петрушинець Лідія Вячеславівна – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, Інститут електрозварювання ім. С. О. Патона НАН України (вул. Малевича, 11, м. Київ, 03680, Україна).

Петрушинець Лидия Вячеславовна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Институт электросварки им. Е. О. Патона НАН Украины (ул. Малевича, 11, г. Киев, 03680, Украина).

Petrushynets Lidiia – PhD in Technical Sciences, Senior staff scientist, Paton Electric Welding Institute of NAS of Ukraine (11 Malevich Str., 03680 Kyiv, Ukraine).

E-mail: moremia2@ukr.net

ORCID: <http://orcid.org/0000-0001-7946-3056>

Клименко Юрій Олександрович – кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, Інститут космічних досліджень НАН України та ДКА України (просп. Академіка Глушкова, 40, корп. 4/1, м. Київ, 03187, Україна).

Клименко Юрий Александрович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт космических исследований НАН Украины та ГКА Украины (просп. Академіка Глушкова, 40, корп. 4/1, г. Киев, 03187, Украина).

Klymenko Yuriy – PhD in Physic-Mathematical Sciences, Senior staff scientist, Space Research Institute of National Academy of Sciences and State Space Agency of Ukraine (40 Akademika Glushkova Av., build. 4/1, 03187 Kyiv, Ukraine).

E-mail: yurklym@gmail.com

Scopus Author ID: 6602335572

Новомлинець Олег Олександрович – кандидат технічних наук, доцент, доцент кафедри зварювального виробництва та автоматизованого проектування будівельних конструкцій, Чернігівський національний технологічний університет (вул. Шевченка, 95, м. Чернігів, 14027, Україна).

Новомлинець Олег Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры сварочного производства и автоматизированного проектирования строительных конструкций, Черниговский национальный технологический университет (ул. Шевченко, 95, г. Чернигов, 14027, Украина).

Novomlynets Oleg – PhD in Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Department of Welding and Automated Engineering Design of Building Constructions, Chernihiv National University of Technology (95 Shevchenka Str., 14027 Chernihiv, Ukraine).

E-mail: oon1@ukr.net

ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-0774-434X>

Scopus Author ID: 6507741249
56938958300