

УДК 621.9.02

### ДОСЛІДЖЕННЯ МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВАРЮВАЛЬНО-ПАЯНИХ ТОНКОСТІННИХ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ ЖАРОСТІЙКИХ БАГАТОКОМПОНЕНТНИХ СПЛАВІВ

**О. Ф. Саленко, В. Т. Щетинін, Є. Є. Лашко, О. М. Потапов, О. О. Ситник**

Кременчуцький національний університет імені Михайла Остроградського

вул. Першотравнева, 20, м. Кременчук, 39600, Україна. E-mail: salenko2006@ukr.net

Показано закономірності формування нероз'ємного з'єднання тонкостінних елементів із жаростійких багатокомпонентних сплавів. Оцінено функціональну обумовленість впливу режимів пайки на фізико-механічні характеристики з'єднання. Виконано моделювання температурних полів в ANSYS 18.1 і показано розрахунки теплового поля в момент закінчення нагрівання та картини теплових випромінювань елементами, які перебувають на столі. Установлено, що щільний непористий шов отримано із використанням припоїв ВПр36 та власного припою, із вмістом W 8-9%; сам процес вакуумної пайки має проходити при температурі 1350°C протягом 15-20 хв.; міцність отриманого з'єднання становить 390-420 МПа при розтягуванні зразка на розривній машині. В результаті проведеної роботи отримано зразки нероз'ємних з'єднань: одиначної пластини, моделі багатошарової системи з у-подібними перемичками; зразок макету. Отримані відомості можуть бути використані як теоретична база для розробки процесу виготовлення елементів теплозахисної системи космічного корабля.

**Ключові слова:** зварювання; паяння; теплообмін; вакуум; жаростійкі багатокомпонентні сплави.

### ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СВАРНО-ПАЯННЫХ ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ЖАРОУСТОЙЧИВЫХ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ СПЛАВОВ

**А. Ф. Саленко, В. Т. Щетинин, Е. Е. Лашко, А. М. Потапов, А. А. Сытник**

Кременчугский национальный университет имени Михаила Остроградского

ул. Первомайская, 20, г. Кременчуг, 39600, Украина. E-mail: salenko2006@ukr.net

Показаны закономерности формирования неразъемного соединения тонкостенных элементов из жароустойчивых многокомпонентных сплавов. Оценена функциональная обусловленность влияния режимов пайки на физико-механические характеристики соединения. Выполнено моделирование температурных полей в ANSYS 18.1 и показаны расчеты теплового поля в момент окончания нагревания и картины тепловых излучений элементами, которые находятся на столе. Установлено, что плотный непористый шов получен с использованием припоев ВПр36 и собственного припою, с содержанием W 8-9%; сам процесс вакуумной пайки должен проходить при температуре 1350°C на протяжении 15-20 мин.; прочность полученного соединения составляет 390-420 МПа при растягивании образца на разрывной машине. В результате проведенной работы получены образцы соединений: единичной пластины, модели многоплоскостной системы с у-образными перемычками; образец макета. Полученные сведения могут быть использованы как теоретическая база для разработки процесса изготовления элементов теплозащитной системы космического корабля.

**Ключевые слова:** сварка; пайка; теплообмен; вакуум; жароустойчивые многокомпонентные сплавы.

**АКТУАЛЬНІСТЬ РОБОТИ.** Жаростійкі багатокомпонентні сплави, зокрема, Ni-20Cr-6Al-1Ti-1Y2O3 застосовуються у спеціальному машинобудуванні, оскільки з успіхом витримують дію високих температур (до 1100-1200°C), зберігаючи при цьому задовільну міцність, згинальну та лінійну твердість, інші важливі механічні характеристики.

Дослідження, спрямовані на розробку способів і методів одержання нероз'ємних з'єднань (наприклад, дифузійне зварювання, пайка у вакуумі, контактне зварювання по раніше нанесеній підкладці), показують, що найбільш якісним на сьогодні є дифузійне зварювання у вакуумі. Останнє припускає створення не тільки високих температур, необхідних для активізації процесу дифузії між поверхнями, що сполучаються, але й значних тисків у місці контакту (до 50-75 МПа), забезпечуваних, як правило, за рахунок температурного розширення заневоленних у спеціальному оснащенні елементів, що з'єднуються. Як правило, такими елементами є міцні та тверді заготовки, що витримують зазначені тиски без істотних деформацій, що призводять до пошкодження форми готового виробу.

Складання заготовок, які є просторовими нежорсткими елементами, які контактують декількома площинами малої площі, таким способом здійснити не вдалося, що вимагає пошуку методів і прийомів проведення подібних операцій з одночасною оптимізацією за параметром міцності шва та відсутністю значних термічних деформацій. Прикладом виробів, які вимагають складання окремих елементів у єдину конструкцію, є тришарова стільникова панель, використовувана, наприклад, у якості теплозахисту космічного літака багаторазового використання.

Багатокомпонентний сплав Ni-20Cr-6Al-1Ti-1Y2O3 достатньо досліджений науковцями та технічними спеціалістами [1-5], причому окремі роботи свідчать про те, що сплав задовільно піддається дифузійному зварюванню та зварюванню-паянню [1].

Водночас відмічається, що традиційні технології формування нероз'ємного з'єднання тонких пластин шляхом навантаження зони стику із уведеним до нього припоєм на основі нікелю напруженнями 35-70 МПа з наступною витримкою при температурі 1250-1350°C протягом 15-20 хв. у вакуумі малоефективні. Причина криється в тому, що місця для пайки теплозахисних елементів є важкодоступними;

елементи та системи стільникових панелей не є жорсткими, і забезпечити такий рівень попереднього стискання поверхонь практично неможливо [6, 7].

*Методи досліджень.* Для розв'язання поставлених задач використовували таке обладнання: вакуумну піч «РЕДМЕТ 30А» (СЗВН-160.1500/14,5-ІІ1), лазерно-струминний комплекс ЛСК-400-5; електронний растровий мікроскоп РЕМ-106-І; машину розривну типу Р-20 оснащену АЦП m-Daq та засобами фіксації діаграми навантаження. При паянні використовували такі припої [8, 9] ВПр36 (склад 0,2% С, 8...10% Cr, 2,5-6,0% Al, 1,4...2,0 Мо, 2...5% Nb, 2...6% W, 2,5...3,0% В, інше – Ni); Ni; Ni, 5% W, 1,0-1,5% В. Паяння виконували методом ступінчастого підвищення температури на 450-500 К із нетривалою витримкою (біля 10-15 хв) на кожному рівні температури; змінними параметрами обирали: максимальну температуру процесу  $T$ ,  $C$ , час витримки на максимальній температурі ( $\tau$ , хв), напруження у зоні контакту  $\sigma_k$ , оптимальний термічний цикл приведений на рис. 1. Отримання регресійних моделей, які пов'язують між собою вихідні параметри – міцність з'єднання  $\sigma_n$  та похибки форми  $\delta_n$ , та вхідні – температуру нагріву  $T$ , напруження попереднього навантаження місця пайки  $\sigma_p$ , час витримки на високій температурі  $\tau$ , здійснювали за класичною методикою: досліджувані фактори фіксували на двох рівнях, для  $n=3$  факторів загальна кількість дослідів склала  $2^n$ . Математичну модель множинної регресії представляли у вигляді:

$$y = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + b_3 x_3 + b_{12} x_{12} + b_{13} x_{13} + \dots, \quad (1)$$

де коефіцієнти  $b_0, b_1, b_k, b_{ik}, b_{ikl}, \dots$  при завданні у відносних оцінках відображають значущість діючого фактору. Відтворюваність дослідів при багатократному дублюванні перевіряли за умовою однорідності дисперсії  $D_y$  і вихідного параметра  $y_j$  кожній точці факторного простору. Оцінку  $S_{yi}$  дисперсії визначали як

$$s^2 = \frac{1}{k-1} \sum_{i=1}^k (y_n - \bar{y}_i)^2.$$

Гіпотезу щодо однорідності дисперсій перевіряли за допомогою

$$G\text{-критерію Кохрена: } G_p = \frac{\max s_{yi}^2}{\sum_{i=1}^N s_{yi}^2}.$$

Розрахунок оцінювань коефіцієнтів рівняння регресії виконували методом найменших квадратів, відповідні коефіцієнти обирали за наступними математичними процедурами-

$$\text{ми: } b_0 = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N x_0 \bar{y}_j, b_i = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N x_i y_j,$$

$$b_k = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N x_i x_k \bar{y}_j.$$

Гіпотезу про статистичну значущість (відмінність від нуля) коефіцієнтів регресії перевіряли за критерієм Стьюдента. Розрахункове значення  $t_p$  цього критерію визначали відношенням модуля коефіцієнтів  $b_i$  до оцінювання його середньоквадратично-

го відхилення  $S_b$ :  $t_p = \frac{|b_i|}{s_b} s_b = \frac{S_y}{N}$ , де  $S_y$  – оцінювання дисперсії відтворюваності експерименту,

$$s_y^2 = \frac{\sum_{j=1}^N s_{yj}^2}{N}.$$

Перевірку гіпотези про адекватність отриманої моделі виконували порівнянням двох дисперсій: дисперсії неадекватності, що залежить від різниці між значеннями  $y_{ip}$ , встановленими за моделлю та експериментальними даними  $y_{ii}$ :

$$s_a^2 = \frac{1}{N-L} \sum_{j=1}^N (y_{jp} - \bar{y}_i)^2, \quad (2)$$

де  $L$  – кількість значущих коефіцієнтів рівняння регресії, не ураховуючи  $b_0$ , та дисперсію неоднорідності, що характеризує похибки спостережень:

$$s_y^2 = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N y_{yj}^2.$$

Далі застосовували F-критерій Фішера, розрахункове значення якого визначали так:  $F = \frac{s_a^2}{s_y^2}$ . Адекватність моделі підтверджувалася при  $F_p > F_{kp}$ , де критичне значення  $F_{kp}$  наведене в [10] відповідно до числа ступенів свободи чисельника  $f=K(N-L)$ , знаменника  $f=N(K-1)$  та для рівня значущості.

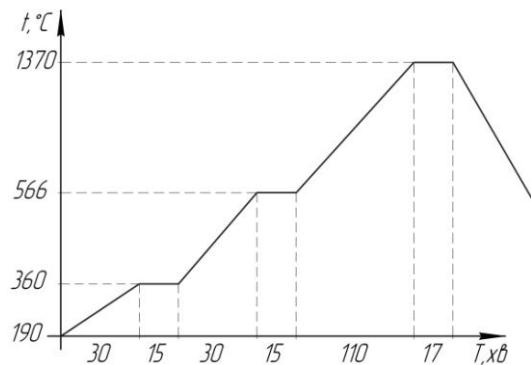


Рисунок 1 – Діаграма термічного циклу при паянні макету

Основним завданням досліджень є установлення закономірностей формування нероз'ємного з'єднання тонкостінних елементів зі сплаву Ni-20Cr-6Al-1Ti-1Y2O3 і виявлення функціональної обумовленості впливу режимів пайки на фізико-механічні характеристики з'єднання.

Отримані відомості можуть бути використані як теоретична база для розробки процесу виготовлення елементів теплозахисної системи космічного корабля.

Отримання паяного з'єднання потребує вирішення ряду таких задач:

- сполучення в цільну конструкцію елементів різної товщини (при цьому самий тонкий практично є фольгою);
- сполучення деталей, що не мають правильної геометричної форми, та в яких просторове відхи-

лення поверхонь, які мають бути скріплені поміж собою, порівняне з товщиною деталей;

– паяння елементів, які вже піддавали термічному впливу (при складанні стільникової системи), і що накладає певні обмеження на температурні, силові та часові режими проведення обробки.

**МАТЕРІАЛ І РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ.** Нехай потрібно з'єднати між собою два плоскі елементи по поверхні, що є тонкою смугою (рис. 2).

Для забезпечення надійного зварювання пластин повинні виконуватися дві умови:

– тиск між зварюваними пластинами повинний бути не менш  $p_{min}$ ;

– температура місця з'єднання повинна становити  $T_n=1330-1350^\circ\text{C}$  і бути рівномірною за всією довжиною шва.

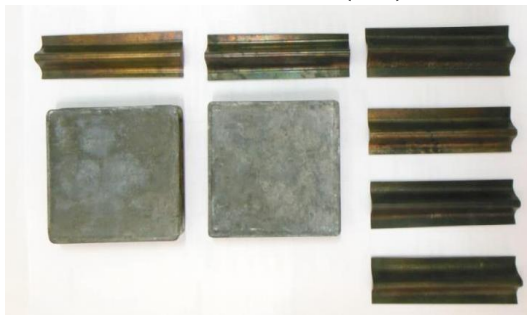
Розкид температури може призвести до неповного пропаявання або до появи зон припалів і оплавлень.

Оскільки з'єднання виконується у вакуумі, нагрівання зони зварювання здійснюється переважно за рахунок теплового випромінювання та меншою мірою – за рахунок контакту одного зі зварюваних елементів з нагрітою основою.

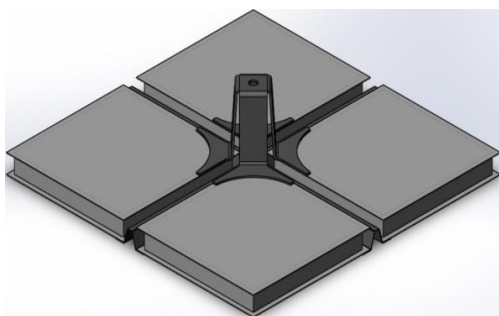
Відомо, що кількість енергії, випромінюваною елементом поверхні  $dF$ , орієнтованою під просторовим кутом  $d\Omega$  і  $\varphi$  – кутом між напрямком випромінювання та нормаллю до поверхні, визначиться як

$$dQ_\varphi = E_n d\Omega dF \cos\varphi, \quad (3)$$

де  $E_n = 4,9 \frac{\varepsilon}{\pi} \left(\frac{T}{100}\right)^4$ ;  $\varepsilon$  – ступінь чорноти випромінюваного тіла; тоді  $dQ_\varphi = 4,9 \frac{\varepsilon}{\pi} \left(\frac{T}{100}\right)^4 d\Omega dF \cos\varphi$ .



а)



б)

Рисунок 2 – Складальна одиниця, яка піддається пайці у вакуумі та її розрахункова схема

Оскільки тіло, яке нагрівається, має достатню довжину, температурний режим у кожній конкретній точці може бути визначений граничними умовами третього роду.

$$\lambda \frac{\partial T(M, t)}{\partial n} \bar{l}_n = \sigma (T_2^4 - T_1^4(M, T)), \quad (4)$$

де  $\sigma$  – постійна Стефана-Больцмана:  $\sigma=5,67 \times 10^{-8} \text{Вт}/(\text{м}^2\text{К}^4)$ ;  $\bar{l}_n$  – вектор нормалі до поверхні тіла;  $\lambda$  – коефіцієнт теплопровідності поглинаючого тіла.

Одночасно з передачею теплоти випромінюванням оброблювана заготовка буде одержувати тепло й від основи, на якій вона розташована, що визначається граничними умовами 4 роду:

$$\lambda \frac{\partial T(M, t)}{\partial n} \bar{l}_n = \lambda_2 \frac{\partial T_2(M, t)}{\partial n} \bar{l}_n, \quad (5)$$

де  $\lambda_1, \lambda_2$  – коефіцієнт теплопровідності поглинаючого та випромінюваного тіла відповідно.

Спрощена кількість переданої теплоти  $Q_\Sigma$  від  $N$  нагрівальних ламелей вакуумної камери з урахуванням часткового відбиття від тіла, яке нагрівається зумовленого  $\varepsilon$ , може бути визначене як:

$$Q_\Sigma = Q_k + NQ_z - Q_o = \frac{\lambda}{H} ts(T_1 - T_2) + N\gamma\sigma T_1^4 - F\omega \cos\beta \varepsilon \sigma T_1^4, \quad (6)$$

де  $\varphi$  – коефіцієнт «нечорноти»,  $\omega$  – тілесний кут, у якому відбувається випромінювання,  $\beta$  – кут між напрямком випромінювання та нормаллю до поверхні.

Для циліндричної системи координат зміна температури  $T$  на поверхні пластини, що одержує тепло випромінюванням від нагрівачів:  $\frac{\partial T_1}{\partial n} = \alpha \nabla^2 T_1 + \frac{q}{c\rho}$ ,

$\nabla^2 T_1 = \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} + \frac{\partial T^2}{\partial z^2}$ . Тут  $r, \varphi$  і  $z$  – радіальна, кутова й осьова координати відповідно.

Підвищення температури зразка викликає його теплове розширення, яке для пластини визначається в такий спосіб:  $\Delta l = \alpha T l_0$ , тоді виникаючі напруження при жорсткому защемленні пластини складуть  $\sigma_t = \alpha E T$ .

Оскільки нагрівання пластини відбувається декількома ламелями, розташованими навколо основи на певній відстані, а сама пластинка перебуває на теплоізолюючих прокладках, одержати картину температурних деформацій у загальному вигляді досить складно. Для розв'язання даного завдання, а також урахування конфігурації тіла, яке нагрівається, виконаємо моделювання температурних полів в ANSYS 18.1. Візьмемо до уваги реальні конструктивні особливості використовуваного вакуумного устаткування: діаметр майданчика для установки 320 мм; розміри пластини 75×75 мм; товщина пластин  $h_1=0,4$  мм;  $h_2=0,14$  мм, термічний цикл нагрівання відповідає рис. 1. Паяні елементи розташовані

на керамічних пластинах товщиною 7,5 мм; теплопровідність яких значно менше теплопровідності основи та самих паяних елементів.

Перехід від пластини до зібраної стільникової конструкції вимагає урахування зміни температури по висоті та по поверхні тіла, яке нагрівається. З метою запобігання перегріву стільникової конструкції

під час пайки на столі установлені теплові баласты у вигляді теплопоглиначів, виконаних із твердого сплаву. Їхній діаметр  $d_b=35$  мм,  $h_b=50$  мм.

На рис. 3 наведені результати розрахунків теплового поля в момент закінчення нагрівання та картини теплових випромінювань елементами, які перебувають на столі.

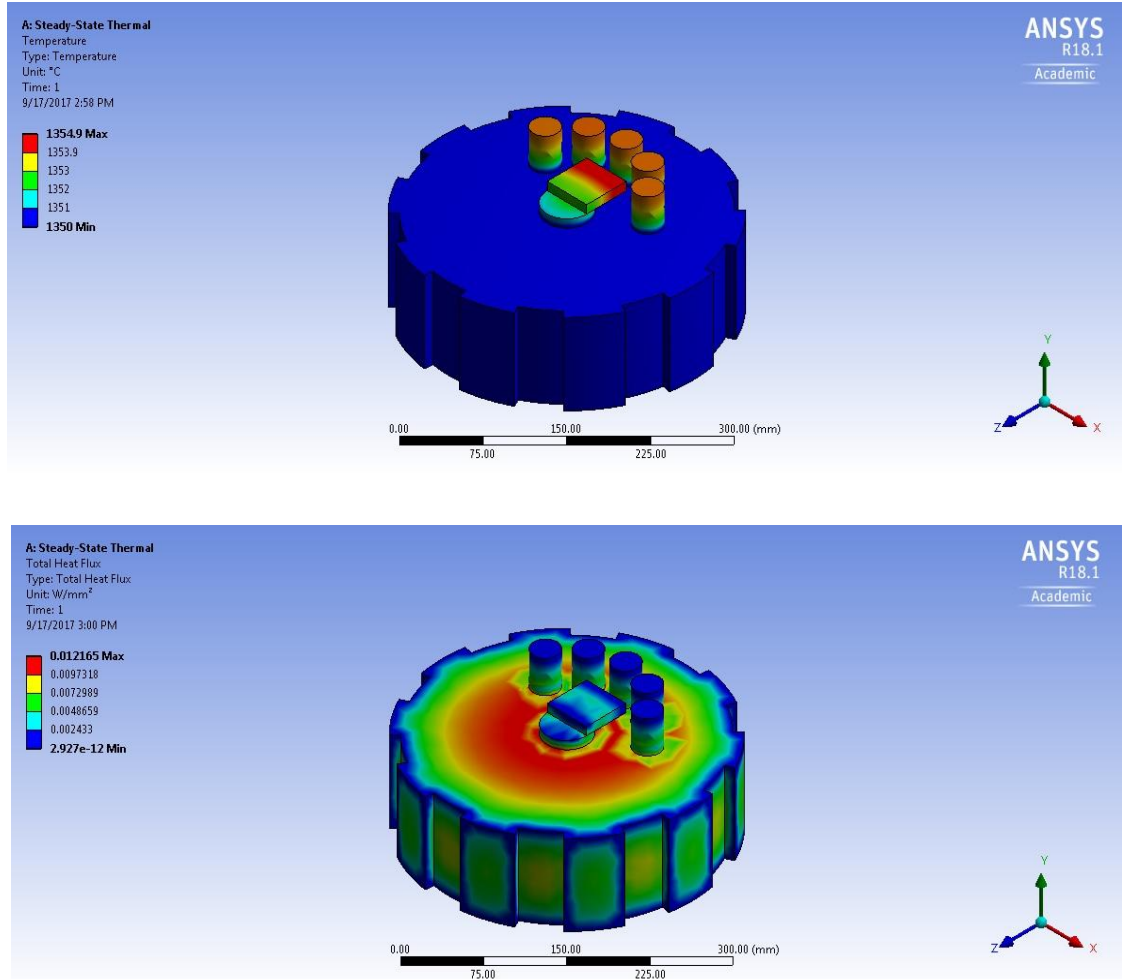


Рисунок 3 – Температурні поля та випромінювання нагрітих тіл у камері вакуумної печі

При цьому видно, що на самій пластині температури розподілені нерівномірно, що буде призводити до жолоблення пластини або конструкції в цілому. Знизити деформацію елементів можна, використавши притискні пластини, маса  $m_p$ , яких повинна бути достатньою для запобігання жолоблення, і в той же час не викликати істотних деформацій самої конструкції, для якої  $\sigma_{\epsilon}^{1500 K}=45$  МПа.

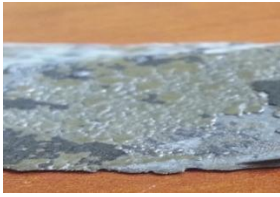
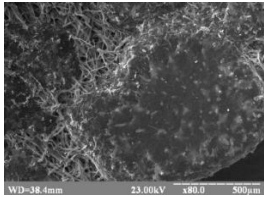

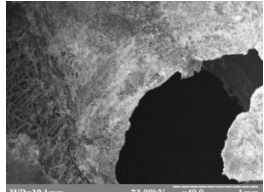

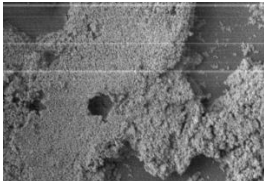

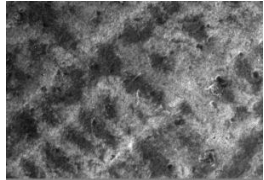

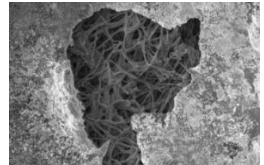
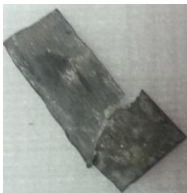
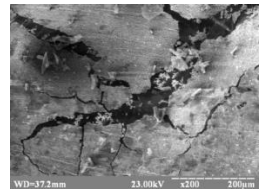
Таким чином, розв'язання завдання забезпечення якісного паяного з'єднання елементів у єдину конструкцію вимагає визначення раціональних умов пайки, розміщення баластів для зміни умов поглинання променистої тепла, а також схеми навантаження швів притискними елементами.

Мікроелектронні та фотооптичні дослідження стану елементів, які піддаються пайці у вакуумі систематизовано та зведено в табл. 1. Склад матеріалу пластин, які піддаються пайці, схильність до утворення інтерметалідних включень і різних дефектів

структури при нагріванні, а також висока активність компонентів до вуглецю зумовила необхідність повної відмови від графітовмісних підкладок і викладних стапелів, оскільки в цьому випадку активно проявилися процеси адгезії і говорити про якісний шов не доводилося; мікроелектронне дослідження показало наявність графітизованого шару, який знижує механічні властивості переважно в навколошовній зоні. Зниження температури для запобігання викривленню дозволило зможти отримувати розплавл припою в зоні контакту з'єднувальних елементів (внаслідок чого шов просто розсипався), а підвищення температури понад 1750 К призводило до згорання зразків на стапелі.

Нами також було помічено особливість сплаву, що виявляється в мимовільному запуску екзотермічної реакції в окремих точках поверхні, внаслідок чого міг утворитися прогар матеріалу.

Таблиця 1 – Стан елементів і дефекти, які виникають при пайці

Результат досліджень	Режими пайки	Мікро- та макро фото	
Адгезія зразка до підкладки	$T=1300^{\circ}\text{C}$ , $\tau=20$ хв, $p=10^{-1}$ Па		
Вигорання частини матеріалу, утворення свищів	$T=1380^{\circ}\text{C}$ , $\tau=15$ хв, $p=10^{-1}$ Па		
Неповна пайка з розломом при дії згинального моменту	$T=1250^{\circ}\text{C}$ , $\tau=20$ хв, $p=10^{-1}$ Па		
Деформація більш тонкої частини з'єднання	$T=1380^{\circ}\text{C}$ , $\tau=15$ хв, $p=10^{-1}$ Па		
Виникнення фістул та пористість самого шва	$T=1400^{\circ}\text{C}$ , $\tau=15$ хв, $p=10^{-1}$ Па		
Тріщиноутворення та руйнування більш тонкої пластини	$T=1380^{\circ}\text{C}$ , $\tau=20$ хв, $p=10^{-1}$ Па		

Використання в якості припою нікелевого порошку без домішок призводило до того, що шар розплаву набував волокнистої структури та не забезпечував щільність шва. У той же час невеликий вміст W у припої передусє виникненню пор у шві та навколошовній зоні. На цьому етапі було отримано ряд незадовільних результатів, які умовно можна поділити на такі групи:

- 1) Адгезія зразка до підкладки.
- 2) Згорання зразка у разі наявності в камері кобальту.
- 3) Неповна пайка з розломом при дії згинального моменту унаслідок відхилення температури у печі від заданого контролером циклу при несиметричному завантаженні камери.
- 4) Вигорання частини зразка, утворення свищів.

- 5) Деформація більш тонкої частини з'єднання внаслідок дії температури та несиметричності прикладеного навантаження.
- 6) Тріщиноутворення та руйнування більш тонкої пластини.
- 7) Виникнення фістул (як при механічній обробці, так і при спіканні) та пористість самого шва.

Незважаючи на отримання деяких негативних результатів, нами були визначені межі зміни параметрів для проведення оптимізаційних досліджень. У табл. 2 наведено рівні варіювання факторів, а в табл. 3 – план експерименту. Контролювали напруження розриву зразків при випробуванні на розтягнення і деформацію, як відношення величини викривлення пластини до її характерного розміру,  $\rho = \Delta L / L$ .

Таблиця 2 – Інтервал і рівні варіювання факторів

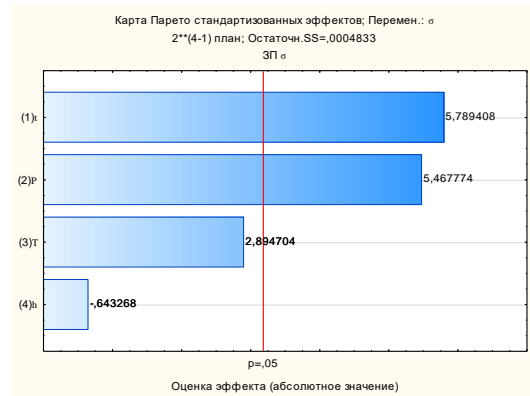
№ з/п	Назва факторів	Рівні варіювання		Інтервал варіювання
		-1	+1	
1	$t$ – температура пайки, °C	1200	1450	175
2	$T$ – тривалість витримки, хв	15	90	37,5
3	$P$ – напруження в місці контакту, МПа	0,1	1	0,45
4	$h$ – менша товщина заготовки, мм	0,1	1,5	0,7

Таблиця 3 – Матриця планування та результати експерименту

№	Матриця планування				Робоча матриця				Результати експерименту	
	$t$	$T$	$P$	$h$	$t$	$T$	$P$	$h$	$\sigma$	$\rho$
1	+1	+1	+1	+1	1450	90	1	1,5	420	0,27
2	+1	+1	-1	-1	1450	90	0,1	0,1	375	0,19
3	+1	-1	+1	-1	1450	15	1	0,1	390	0,24
4	+1	-1	-1	+1	1450	15	0,1	1,5	420	0,17
5	-1	+1	+1	-1	1200	90	1	0,1	94	0,22
6	-1	+1	-1	+1	1200	90	0,1	1,5	82	0,1
7	-1	-1	+1	+1	1200	15	1	1,5	45	0,13
8	-1	-1	-1	-1	1200	15	0,1	0,1	58	0,06

Результати проведеного аналізу представлені на рис. 4. З представлених діаграм стає очевидним, що температура  $T$  проведення пайки має переважаюче значення як для величини викривлення, так і межі міцності паяного шва. При цьому отримані рівняння регресії свідчать, що температура різноспрямовано діє на контрольовані параметри, одночасно викликаючи і підвищення міцності  $\sigma$ , і більше викривлення вихідної заготовки  $\rho$ . Цей факт особливо важливий для забезпечення мінімального викривлення

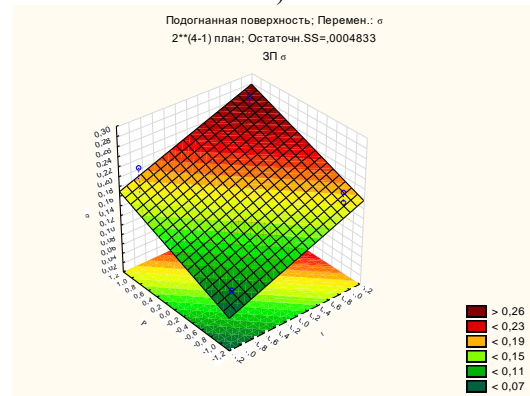
стільникової конструкції, яка є нежорсткою внаслідок застосування тонкого стільникового наповнювача.



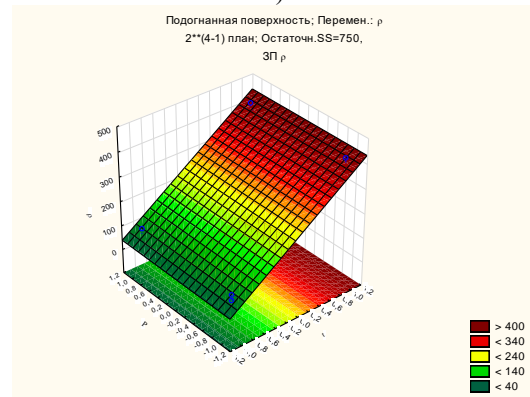
а)



б)



в)



г)

Рисунок 4 – Ступінь впливу прийнятих до уваги факторів (а, б) і поверхні відгуку їх взаємодії (в, г). Діаграми відображають рівні варіювання факторів в кодованому вигляді

Незважаючи на те, що істотного впливу товщини заготовки  $h$  на параметри  $\sigma$  і  $\rho$  нами не виявлено, цей фактор виявився вельми значущим для випадку, коли між поверхнями, які стикуються не було щільного контакту внаслідок початкових просторових відхилень. Більш товста пластинка піддавалася меншому початковому викривленню, і шов виходив більш якісним.

В результаті оптимізації технологічного процесу пайки удалось отримати задовільне якісне сполучення двох різнотовщинних пластин внахлест із перекриттям 7,2 мм. Площа адгезійного контакту при вимірюваннях становить 68 мм<sup>2</sup>, тріщини та нещільність в місці контакту повністю відсутні. Товщина паяного з'єднання становить 0,05-0,15 мм і зумовлюється початковими просторовими відхиленнями заготовок у місці контакту.

Для перевірки точності прогнозних розрахунків відносно раціонального режиму ведення пайки виконано паяння 4 пластин різної товщини в єдину конструкцію відповідно до рис. 5.

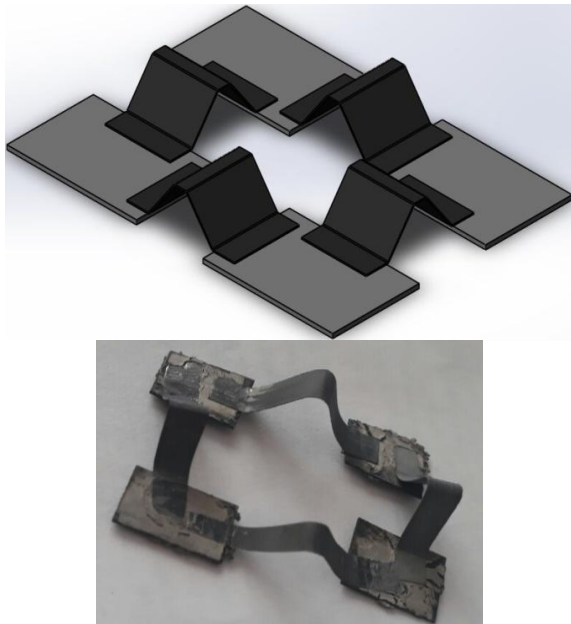


Рисунок 5 – Спаяна конструкція з 4 пластин різної товщини: 0,15 мм, 0,4 мм та 0,8 мм. Розміри пластинок – 6×6 мм, ширина з'єднувальних уподібних стрічок – 2,0 мм, товщина стрічок – 0,15 мм, теоретична площа контакту – 7,0 мм<sup>2</sup>

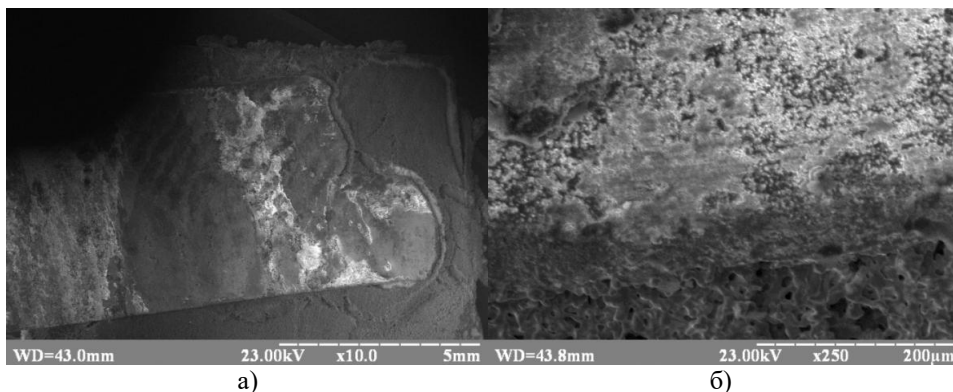
Мікроелектронні дослідження місця пайки та механічні випробування довели таке. На пластинці найбільшої (0,8 мм) товщини при прикладанні навантаження понад 25 Н відбулося руйнування одного стику. Також спостерігалось розтікання припою по поверхням контакту, що не тільки погіршувало зовнішній вигляд з'єднання, а й змінювало механічні властивості пластини. Це особливо небезпечно як з точки зору незначного зростання маси системи, так і з точки зору зміни модуля пружності та відносного подовження основного матеріалу.

Такий висновок зроблено з наступних міркувань. Шар припою, що розтікається по поверхні, має пористу структуру, і у разі дії знакозмінних циклічних навантажень, може в місцях контакту з поверхнею викликати когезійне пошкодження матеріалу шляхом зростання мікротріщин, орієнтованих під кутами до поверхні контакту.

Також нами було доведено висновок про необхідність правильного геометричного стикування елементів перед зварюванням, оскільки наявні просторові відхилення незадовільно відбиваються на міцності з'єднання (на рис. 6 можна спостерігати, що в місці, де не було щільного прилягання площин, пористість вища, а гранули припою частково не розплавлені).

Випробування міцності отриманого з'єднання шляхом силового навантаження пластин на розривній машині показало, що руйнування зразка відбулося при досягненні навантаження в 520 Н, що відповідає напруженням у перетині розриву 320±10 МПа, причому саме руйнування відбулося не по звареному шву, а по зоні розтікання припою по пластини, в місці перед паяним швом. Відмінність заявленої межі міцності у 991 МПа можна пояснити такими причинами:

- 1) Тонкі заготовки проявляють дещо відмінні властивості порівняно із заготовками у вигляді стрижнів, товстих пластин тощо.
- 2) Після зварювання із об'ємним нагріванням в матеріалі ймовірно відбуваються певні процеси утворення інтерметалідів, які і можуть знижувати межу міцності, межу текучості, пружність та відносно подовження матеріалу. Для з'ясування цих обставин потрібні додаткові дослідження.
- 3) У місці руйнування спостерігаються дефекти, що можуть бути концентраторами напружень, що і знижує опір руйнуванню матеріалу.



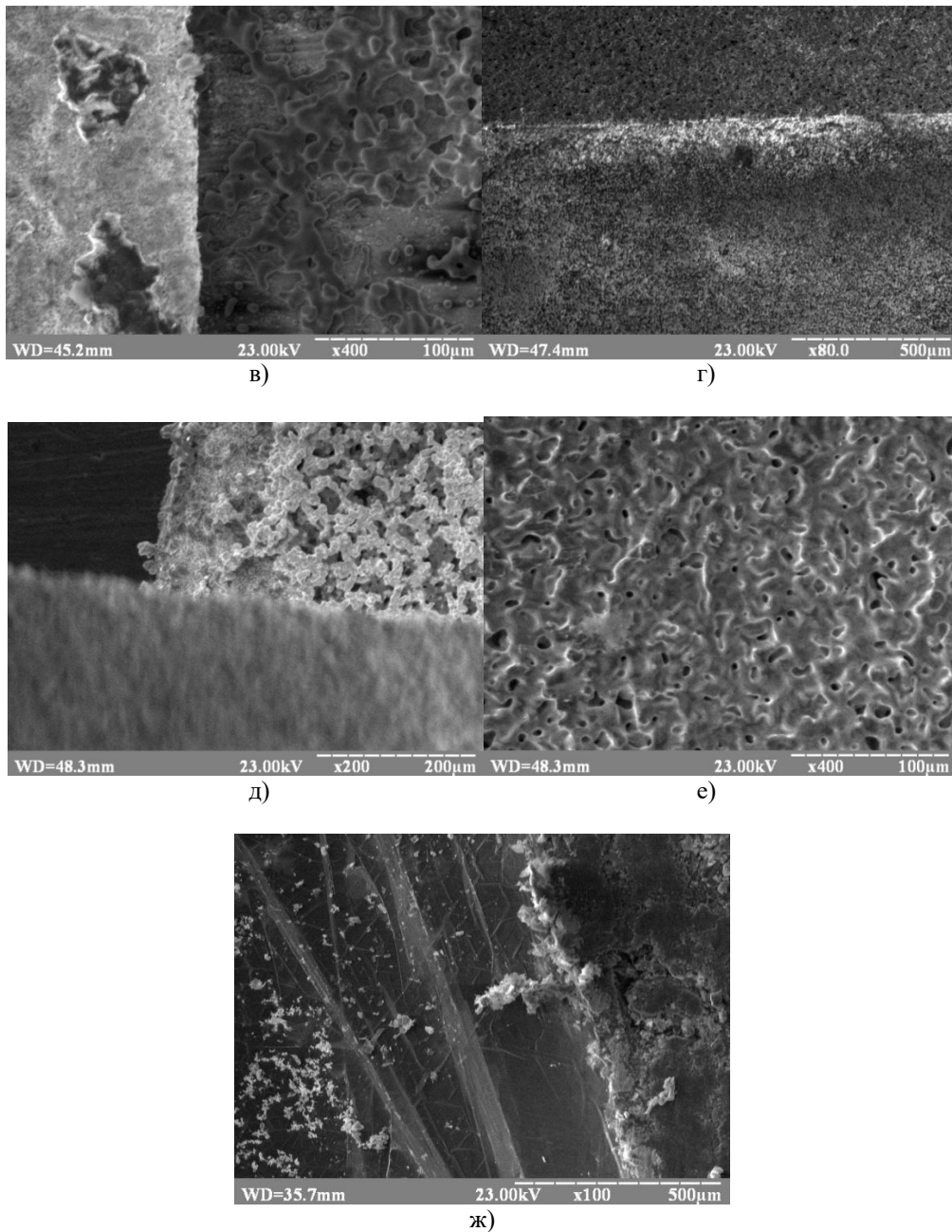


Рисунок 6 – Мікроелектронні зображення зони пайки пластин: а – паяне з’єднання при малому збільшенні; б – розтрікання припою на поверхні зразка; в – наявність дефектів на поверхні пластини; г – шовна зона; д, е – припой в зоні відшарування; ж – виникнення мікротріщин у місцях розтрікання припою на поверхні тонкої (0,15 мм) пластини

З метою виявлення впливу кількох циклів пайки на механічні властивості елементів зі сплаву Ni-20Cr-6Al-1Ti-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> нами проведено дублювання нагріву за термічним циклом пайки. Встановлено (рис. 7), що після 3-разового нагрівання тонкі пластини дослідних зразків почали інтенсивно руйнуватися із утворенням торцевих дефектів у вигляді пропалів та свищів.

Таким чином, оскільки температура пайки елементів високотемпературними припоями становить 1350-1375°C, можна зробити висновок про те, що складання конструкції бажано вести з мінімальною (за можливістю однією) кількістю операцій.

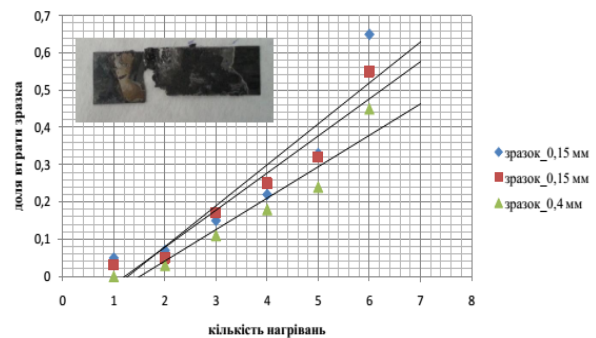


Рисунок 7 – Руйнування тестового зразка після кількох термічних циклів пайки



Отже, в результаті проведеної роботи нам вдалося поетапно здійснити апробацію технології отримання зварено-паяного з'єднання елементів в єдину систему, як показано на рис. 8 та довести перспективність використання матеріалу Ni-20Cr-6Al-1Ti-1Y2O3 для використання в надлегкому теплозахисті космічних апаратів багаторазового використання при відповідному технологічному доопрацюванні конструкції, відпрацюванні її на технологічність та адаптації до умов складання в єдину систему.



Рисунок 8 – Одержання макету конструкції після ряду оптимізаційних досліджень

**ВИСНОВКИ.** В результаті проведеної роботи отримано зразки нероз'ємних з'єднань: одиначної пластини, моделі багатоплощинної системи з у-подібними перемичками; зразок макету.

Встановлено, що щільний непористий шов отримано із використанням припоїв ВПр36 та власного припою, із вмістом W 8-9%, а сам процес вакуумної пайки має проходити при температурі 1350°C протягом 15-20 хв. Міцність отриманого з'єднання становить 390-420 МПа при розтягуванні зразка на розривній машині (із виникненням дотичних напружень). Поверхні під сполучення мають бути очищені хімічним та механічним способом до отримання Ra 1,25-2,5 мкм, неплоскісність та короблення пове-

рхонь не допускається (допустиме відхилення – 0,03 мм/100 мм опорної довжини).

Пайку теплозахисної системи бажано проводити за один установ у вакуумній камері, при цьому контроль процесу слід здійснювати за температурою в самому місці пайки.

Перспективним є підхід використання теплозахисних екранів та теплопровідників, які одночасно слугують і засобами стиснення зони пайки до величини 0,6-0,8 МПа.

#### ЛІТЕРАТУРА

1. Metallic Thermal Protection System Requirements, Environments, and Integrated Concepts / John T. Dorsey, Carl C. Poteet, Kathryn E. Wurster et al. // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. – Vol. 41, No. 2 (2004). – pp. 162–172.

2. Glass David E. European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures // 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures. – Daytona Beach, FL; United States, 22-25 Jan. 2007. – 44 p.

3. In-Space Structural Assembly: Applications and Technology / Wendel K. Belvin, William R. Doggett, Judith J. Watson et al. // 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference. – AIAA SciTech Forum, San Diego, CA, United States, 2016. – 11 p.

4. Improving Metallic Thermal Protection System Hypervelocity Impact Resistance Through Numerical Simulations / Carl C. Poteet, Max L. Blosser // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. – Vol. 41, No. 2 (2004). – pp. 221–231.

5. Metallic Thermal-Protection-System Panel Flutter Study / Roger R. Chen, Max L. Blosser // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. – Vol. 41, No. 2 (2004). – pp. 207–212.

6. Гофин М. Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов: монография. – Москва: Мир, 2003. – 671 с.

7. Создание тепловых экранов трехслойной сотовой конструкции для системы терморегулирования КА МС-2-8 / В. А. Коваленко, Е. А. Макаренко, Ю. В. Штефан // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов II междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск, 23-25 мая 2007 г. – Днепропетровск: Укр. НИИ технологий машиностроения, 2007. – С. 129–130.

8. Исследование влияния космического пространства на свойства материалов теплового экрана / И. А. Гусарова, С. А. Божко, А. Г. Богачёва // Вісник Східноукраїнського національного університету ім. В. Даля. – Луганськ: СНУ ім. В. Даля, 2011. – №14 (168). – Ч. 1. – С. 58–63.

9. Кондратьев А. В., Коваленко В. А. Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэро-

косм. ун-та ім. Н. Е. Жуковського «ХАИ». – Харків: ХАИ, 2011. – Вып. 3 (67). – С. 7–18.

10. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначе-

ния / В. А. Коваленко, А. М. Потапов, Л. П. Потапович и др. // Перспективы космических исследований Украины. – Киев: Академперіодика, 2011. – С. 202–205.

## RESEARCH OF MECHANICAL CHARACTERISTICS OF WELDED-SOLDERED THIN-WALLED STRUCTURES MADE OF HEAT RESISTANT MULTICOMPONENT ALLOYS

O. Salenko, V. Shchetynin, E. Lashko, O. Potapov, O. Sytnyk

Kremenchuk Mykhailo Ostrohradskyi National University

vul. Pershotravneva, 20, Kremenchuk, 39600, Ukraine. E-mail: salenko2006@ukr.net

**Purpose.** To establish the regularities of the non-detachable compound formation of a thin-walled elements from the Ni-20Cr-6Al-1Ti-1Y2O3 alloy and to determine the functional condition of the soldering modes influence on the compound physical-mechanical characteristics. **Methodology.** The comparative analysis method has been used to find out solution for ensure reliable welding of plates. **Results.** For experimental studies serial and special laboratory equipment for welded and soldered processing has been used. It has been shown the modeling of temperature fields in ANSYS 18.1. It has been established that the process of vacuum soldering should take place at a temperature of 1350°C for 15-20 min; the strength of the resulting compound is 390-420 MPa when the sample is stretched. **Originality.** For the first time it has been obtained the samples of compounds: a single plate, a model of a multiplanar system with y-shaped bridges; sample layout. **Practical value.** The obtained information can be used as a theoretical basis for the development of the manufacturing process of the elements of the spaceship heat-shielding system. References 10, tables 3, figures 8.

**Key words:** welding; soldering; heat transfer; vacuum; heat-resistant multicomponent alloys.

### REFERENCES

1. Dorsey, J. T., Poteet, C. C and Wurster, K. E. et al. (2004), Metallic Thermal Protection System Requirements, Environments, and Integrated Concepts, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 2 (2004), pp. 162-172.

2. Glass, D. E. (2007), European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures, *31st Annual Conference on Composites Materials and Structures*, 44 p.

3. Belvin, W. K., Doggett, W. R., Watson, J. J. et al. (2016), In-Space Structural Assembly: Applications and Technology, *AIAA SciTech Forum*, 11 p.

4. Poteet, C. C., Blosser, M. L. (2004), Improving Metallic Thermal Protection System Hypervelocity Impact Resistance Through Numerical Simulations, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 2 (2004), pp. 221-231.

5. Chen, R. R., Blosser, M. L. (2004), Metallic Thermal-Protection-System Panel Flutter Study, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 2 (2004), pp. 207-212.

6. Gofin, M. Ya. (2003), *Zharostoykie i teplo-zashchitnye konstruksii mnogorazovykh aerokosmicheskikh apparatov: monografiya* [Heat-resistant and heat-shielding constructions of reusable aerospace vehicles: monograph], Mir, Moscow, Russia.

7. Kovalenko, V. A., Makarenko, Ye. A., Shtefan, Yu. V. (2007), *Sozdanie teplovykh ekranov trekhsloynnoy sotovoy konstruksii dlya sistemy termoregulirovaniya KA MS-2-8* [Creation of thermal screens of a three-layer honeycomb structure for a thermal control system KA MS-2-8], *Effektivnost sotovykh konstruksiy v izdeliyakh aviatsionno-kosmicheskoy tekhniki*, pp. 129-130.

8. Gusarova, I. A., Bozhko, S. A., Bogacheva, A. G. (2011), *Issledovanie vliyaniya kosmicheskogo prostranstva na svoystva materialov teplovogo ekrana* [Research of the outer space effect on the properties of thermal shield materials], *Visnyk Skhidnoukraiinskoho natsionalnoho universytetu im. V. Dalia*, pp. 58-63.

9. Kondratyev, A. V., Kovalenko, V. A. (2011), *Obzor i analiz mirovykh tendentsiy i problem rasshyreniya primeneniya v agregatakh raketno-kosmicheskoy tekhniki polimernykh kompozitsionnykh materialov* [Review and analysis of global trends and problems of expanding the application of polymer composite materials in rocket and space equipment], *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksiy letatelnykh apparatov*, pp. 7-63.

10. Kovalenko, V. A., Potapov, A. M., Potapovich, L. P. (2011), *Perspektivy sozdaniya razmerostabilnykh pretsizionnykh konstruksiy kosmicheskogo naznacheniya* [Prospects for size-stable precision structures creating for space applications], *Perspektivy kosmicheskikh issledovaniy Ukrayiny*, pp. 202-205.

Стаття надійшла 19.06.2017.