

УДК 621.74.04:620.192:536.41:519.6

doi: 10.32620/aktt.2025.2.06

О. В. ШИПУЛЬ¹, В. Б. МИНТЮК¹, Д. А. ТКАЧЕНКО¹,
О. А. ПАВЛЕНКО¹, Д. А. БРЕГА¹, Є. В. ЦЕГЕЛЬНИК²

¹ Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

² Харківський національний університет міського господарства
імені О. М. Бекетова, Харків, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗПОВСЮДЖЕННЯ ТРІЩИНИ В ЗОНАХ КОНЦЕНТРАТОРІВ НАПРУЖЕНЬ ПІД ДІЄЮ ТЕРМОІМПУЛЬСНОГО НАВАНТАЖЕННЯ В ДЕТАЛЯХ З ЛИВАРНИМИ ДЕФЕКТАМИ

Предметом дослідження є процеси тріщиноутворення під дією термоімпульсних навантажень на прикладі корпусної деталі авіаційного агрегату, виготовленої в ливарний спосіб з притаманними внутрішніми дефектами у вигляді пор. *Мета* дослідження полягає у визначенні впливу геометричних концентраторів напружень на розповсюдження тріщини від наявних у металі пор під час термоімпульсного оброблення, а також у розробці практичних рекомендацій щодо вибору режимів оброблення для забезпечення тріщиностійкості конструкцій і підвищення їхньої експлуатаційної надійності. Основні завдання дослідження включають визначення параметрів в'язкого руйнування й порівняння їх з критичними значеннями матеріалу деталі, а також встановлення закономірностей поширення тріщини залежно від розмірів, форми пор у структурі матеріалу та наявності й розмірів геометричних концентраторів напружень. Методи дослідження включають методи математичного моделювання й проведення факторних числових експериментів для розв'язання задачі термопружності під час термоімпульсного навантаження й руйнування в зоні найбільшої концентрації напружень з визначенням коефіцієнтів інтенсивності напружень для випадку нормального відриву, поперечного і поздовжнього зрушень й J -інтегралу. Верифікація розрахункових моделей базується на критерії збігу розрахунків й визначенні оптимального розміру скінченних елементів розрахункових областей на тестових задачах. В **результаті** дослідження визначено нестационарне поле температур від дії теплового потоку, розраховано напружено-деформований стан металу деталі, встановлені залежності розкриття тріщини від розмірів геометричних концентраторів напружень з урахуванням параметрів пор, притаманних структурі металу ливарної деталі. У **висновках** надані рекомендації щодо використання отриманих закономірностей. визначена критична роль розміру та конфігурації геометричних концентраторів напружень у процесі термічно-індукованого руйнування. Подальші дослідження мають бути сфокусовані на вдосконалення методу призначення режимів термоімпульсної обробки деталей з позиції тріщиностійкості конструкції деталі.

Ключові слова: тріщиностійкість; термопружність; термоімпульсна обробка; коефіцієнт інтенсивності напружень; J -інтеграл; пори.

1. Вступ

1.1. Мотивація дослідження

Сучасна авіаційна промисловість постійно шукає інноваційні технології, що відповідали б високим стандартам якості, надійності та довговічності деталей літальних апаратів.

Одним із перспективних напрямів є термоімпульсне оброблення, яке ефективно очищає поверхні складної геометрії, зокрема внутрішні канали, отвори та пересічні ділянки, від задирок, забруднень і мікрочастинок [1]. Цей метод важливий для фінішного оброблення авіаційних деталей, де чистота поверхні безпосередньо впливає на експлуатаційні характеристики та безпеку польотів.

Проте інтенсивний тепловий вплив, властивий термоімпульсному обробленню, може викликати небажані зміни в структурі металу – тріщини, залишкові напруження й деформації [2], що, своєю чергою, потребує поглиблених досліджень щодо його універсальності та безпечності для різних типів деталей.

Особливо актуальною ця проблема є для деталей, виготовлених в ливарний спосіб, які широко застосовуються в авіаційному виробництві завдяки своїй здатності формувати складні геометричні конфігурації. Однак виливки часто мають внутрішні дефекти, такі як пори чи мікротріщини, які виступають концентраторами напружень [3]. Під дією термоімпульсних навантажень ці дефекти можуть стати джерелами зародження і поширення тріщин, що загрожує деградацією механічних властивостей і, як



наслідок, зниженням надійності конструкції. Мотивація цього дослідження полягає в необхідності детального аналізу впливу термоімпульсного оброблення на тріщиностійкість деталей з ливарними дефектами, а також у розробці підґрунтя до оптимізації технологічних режимів. Такі заходи дозволять мінімізувати ризики руйнування, підвищити якість оброблення та сприяти ширшому впровадженню технології в промислове виробництво авіаційних агрегатів.

1.2. Сучасний стан

Технологія термоімпульсного оброблення базується на використанні інтенсивного теплового потоку, що генерується внаслідок швидкого згоряння паливної суміші в режимі теплового вибуху або детонації [4]. Процес супроводжується утворенням ударних хвиль, які поширюються в камері згоряння зі швидкістю близько 1200 м/с, що відповідає швидкості звуку в середовищі продуктів згоряння при температурі близько 2500 К. Ці хвилі нагрівають поверхню деталі до температур, достатніх для оплавлення задирок і видалення забруднень, одночасно підвищуючи коефіцієнт тепловіддачі за рахунок зриву приграничного шару [5]. Тривалість впливу зазвичай становить не більше 1 секунди, а в деяких випадках – лише долі секунди, що дозволяє уникнути глибокого прогріву об'єму деталі. Продукти згоряння видаляються при температурах, вищих за температуру конденсації оксидів, що виключає необхідність повторного очищення [4]. Незважаючи на високу ефективність, термоімпульсне оброблення має суттєві обмеження, що пов'язані з його впливом на мікроструктуру та властивості металу. Сучасні дослідження вказують на те, що швидкий локальний нагрів поверхні деталі призводить до значних температурних градієнтів, які викликають термомеханічні напруження [6]. Ці напруження можуть досягати критичних значень, особливо в зонах концентрації напружень, таких як пори, гострі кути чи інші геометричні складні форми, й призводити до утворення тріщин і залишкових деформацій [7]. У літературі зазначається, що внаслідок такого впливу можливе внутрішнє розтріскування, яке суттєво погіршує механічні властивості деталей, а також спотворення їхньої форми через пластичні деформації [8].

Особливу увагу привертають ливарні деталі, які через наявність пор і неоднорідність структури є вразливими до термоімпульсних навантажень. Дослідження [9] показують, що пори в ливарному металі виступають внутрішніми концентраторами напружень, які під дією швидкого нагріву та охолодження сприяють зародженню тріщин. Крім того, у деталях, що пройшли попереднє зміцнення поверхневих шарів, термоімпульсне оброблення може викликати розтріскування через неоднорідність властивостей

матеріалу, зокрема коефіцієнта теплового розширення [10]. Сучасні методи математичного моделювання термопруженого стану та крихкого руйнування дозволяють прогнозувати поведінку тріщин у таких умовах [11]. Водночас у науковій літературі бракує комплексних даних про взаємозв'язок між геометричними параметрами концентраторів напружень, характеристиками тріщин і режимами термоімпульсного оброблення, що суттєво обмежує можливість практичного застосування цієї технології без додаткових досліджень.

1.3. Об'єкт, мета та завдання дослідження

Об'єктом дослідження є процеси тріщиноутворення в металевих деталях, виготовлених ливарним способом, під дією термоімпульсних навантажень. Особливий акцент зроблено на корпусних деталях авіаційних агрегатів, які характеризуються складною геометрією, пористою структурою та наявністю внутрішніх дефектів, таких як пори.

Мета дослідження полягає у визначенні впливу геометричних концентраторів напружень на розповсюдження тріщин у таких деталях під час термоімпульсного оброблення, а також у розробці практичних рекомендацій щодо вибору режимів оброблення для забезпечення тріщиностійкості конструкцій і підвищення їхньої експлуатаційної надійності.

Для досягнення поставленої мети сформульовано такі основні **завдання** дослідження:

- розробити математичні моделі термопружності та крихкого руйнування для аналізу поведінки тріщин у зонах максимальної концентрації напружень під дією термоімпульсного навантаження;
- визначити ключові параметри тріщиностійкості, зокрема коефіцієнти інтенсивності напружень (для нормального відриву, поперечного та поздовжнього зрушень) і J-інтеграл, як основні чинники оцінки критичного стану матеріалу;
- встановити закономірності поширення тріщин у металі залежно від розмірів, форми та розташування геометричних концентраторів напружень, враховуючи вплив пор у структурі матеріалу;
- сформулювати рекомендації щодо використання отриманих закономірностей.

2. Постановка задачі дослідження й вихідні дані

На рис. 1 представлено корпусну деталь авіаційного агрегату, в якій після операції фінішного термоімпульсного оброблення з'явився структурний дефект у вигляді тріщини. Досліджуваний корпус має складну конструкцію з концентраторами напружень

– зменшення товщини стінок, малі радіуси заокруглень в перехідних зонах та ін. Виявлена тріщина проходить в перехідній зоні – зоні сполучення верхнього циліндру з нижніми. Радіус заокруглення зони сполучення ($R_{\text{пл}}$) в деталі дорівнює 0,3 мм.

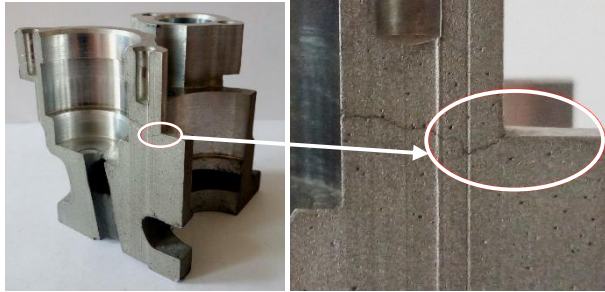


Рис. 1. Досліджувана деталь з тріщиною

Заготовка для цієї деталі отримана із алюмінієвого сплаву 2023-Т3 у ливарний спосіб з внутрішніми дефектами у вигляді пор розміром 0,1...0,4 мм, що відповідає ступені газової пористості – 3 бали.

У розрахунках на міцність елементів конструкції з тріщиною відправною точкою є дослідження розподілу напружень і деформацій, що виникають під дією прикладених навантажень.

Поверхневий нагрів збільшує пластичність верхніх шарів матеріалу й може знизити ймовірність крихкого руйнування, але при цьому підвищується ризик накопичення пластичних деформацій, що стимулює зростання тріщини. Особливий інтерес представляє область в безпосередній близькості до вершини тріщини, оскільки саме в ній настає перехідний стан. В рамках лінійної механіки руйнування, що виходить із моделі ідеально пружного тіла і представляє тріщину у вигляді розрізу нульової товщини, поверхні якого вільні від напружень, розглянута задача зводиться до крайової задачі теорії пружності. У загальному випадку розподіл деформацій в околиці довільної точки контуру тріщини можна представити у вигляді суперпозиції трьох окремих видів деформації, що відповідають трьом основним видам зміщення поверхонь тріщини (рис. 2). Для визначення опору металу нестабільному поширенню тріщини аналізуються коефіцієнти інтенсивності напружень (КІН), K – параметр, що визначає величину сингулярності напружень у вершині тріщини. Відповідно до стандарту [12], значення K для різних видів зміщення поверхонь тріщини розраховуються таким чином:

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} (\sigma_y \sqrt{2\pi r}), \quad (1)$$

$$K_{II} = \lim_{r \rightarrow 0} (\tau_{xy} \sqrt{2\pi r}), \quad (2)$$

$$K_{III} = \lim_{r \rightarrow 0} (\tau_{yz} \sqrt{2\pi r}), \quad (3)$$

де σ – нормальні напруження, τ – дотичні напруження, r – відстань від вершини тріщини до місця, де розраховуються напруження.

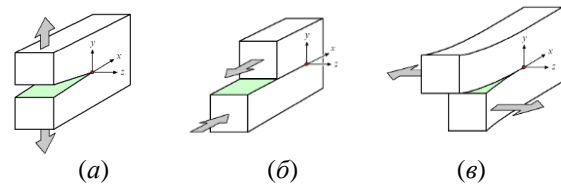


Рис. 2. Основні види зміщення поверхонь тріщини в ізотропних матеріалах: (а) нормальний відрив (I); (б) поперечний зсув (II); (в) поздовжній зсув (III)

Для оцінки опору поширенню тріщини в матеріалі використовують константу K_C ($\text{Па}\cdot\text{м}^{1/2}$) – критичний коефіцієнт інтенсивності напружень. Значення K_C встановлюють в результаті експериментальних випробувань на в'язкість руйнування дослідного зразка із штучно наведеною тріщиною [13]. Якщо $K_I \leq K_{Ci}$ матеріал залишається у стійкому стані. Нестабільна руйнація виникає при перевищенні критичного значення, тобто за умови:

$$K_i > K_{Ci}. \quad (4)$$

Додатково для оцінки тріщиностійкості матеріалу може використовуватися енергетичний критерій у вигляді:

$$J = J_C, \quad (5)$$

де $J = \int_{\Gamma} (W dy - \sigma_{ij} n_i \frac{\partial u_j}{\partial x}) ds + \int_A \alpha \sigma_{ij} \delta_{ij} \frac{\partial T}{\partial x} dx dy$ – J -інтеграл Черепанова-Райса; Γ – контур інтегрування, навколо вершини тріщини; A – область всередині контуру Γ ; $W = \int \sigma_{ij} d\epsilon_{ij}$ – густина енергії деформації; n_i – зовнішня нормаль до контуру Γ ; δ_{ij} – символ Кронекера.

У визначенні J -інтеграла вісь x спрямована вздовж тріщини, а вісь y – перпендикулярно до її фронту. Величина J_C в (5) – експериментально визначена гранична величина J -інтеграла, яка називається пружно-пластичною в'язкістю руйнування. Формулювання (5) враховує як силові, так і температурні ефекти навантаження структурного дефекту. Характерною особливістю J -інтегралу є його незалежність від контуру інтегрування, що охоплює вершину тріщини. Тому його можна визначити роблячи інтегрування за контуром, віддаленим від вершини, в області, де розрахункові моделі забезпечують високу точність обчислень.

На рис. 3 наведено розрахункову геометрію досліджуваного корпусу. Властивості алюмінієвого сплаву 2023-Т3 досліджуваної деталі зведено у

табл. 1. Модель є симетричною частиною реальної деталі, отже на гранях перерізу задані умови нормальної симетрії. Для аналізу впливу наявного концентратора напружень у деталі в зоні виявленого утворення тріщини, зокрема в радіусі сполучення циліндрів, в роботі досліджено п'ять його значень $R_{fill} = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм.

Таблиця 1
Властивості алюмінієвого сплаву 2023-T3

Коефіцієнт теплопровідності	λ	151 Вт/(м·С)
Питома теплоємність	c_p	875 Дж/(кг·С)
Густина	ρ	2770 кг/м ³
Модуль пружності	E	$71 \cdot 10^3$ МПа
Коефіцієнт Пуассона	ν	0.33
Коефіцієнт теплового розширення	α	$23 \cdot 10^{-6}$ С ⁻¹
Границя міцності	σ_B	310 МПа
Границя текучості	σ_T	280 МПа
Температура плавлення	$T_{пл}$	535°С

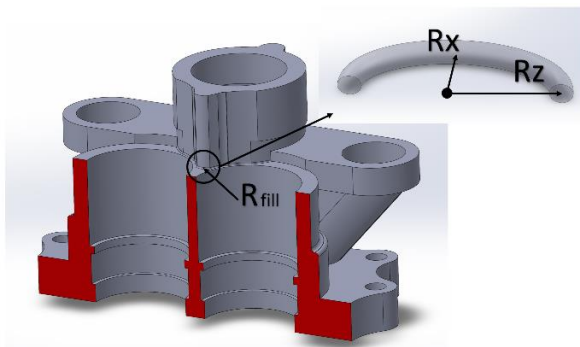


Рис. 3. Модель досліджуваного корпусу

Термоімпульсному обробленню досліджуваної деталі відповідають наступні умови: початкова температура деталі $T_0 = 293$ К; щільність теплового потоку від згоряння паливної суміші $q_{max} = 1,1 \cdot 10^7$ Вт/м². Тривалість дії теплового потоку визначено експериментально за умови оплавлення задирок довжиною 0,5 мм й товщиною 0,1 мм на деталі та дорівнює $t = 0,1$ с. Робочий тиск в камері термоімпульсної установки під час обробки становить 100 атм.

3. Методи дослідження

3.1. Визначальні рівняння

Дослідження процесу тріщиностійкості деталі під дією термоімпульсних навантажень проведено обчислювальним методом в середовищі ANSYS з використанням модуля *Fracture* [14], в якому методом скінчених елементів дискретизуються рівняння двох типів.

Перший тип відноситься до задачі теплопровідності, конвекції та адвекції. Рівняння отримуються поєднанням першого закону термодинаміки зі законом Фур'є:

$$\rho c \left(\frac{\partial T}{\partial t} + \{v\}^T \{L\} T \right) = \{L\}^T ([D] \{L\} T) + \ddot{q}, \quad (6)$$

де ρ – густина; c – питома теплоємність; T – температура; t – час; $\{L\}^T = \left\{ \frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right\}$ – векторний оператор; $\{v\}^T = \{v_x, v_y, v_z\}$ – вектор швидкості; $[D] = \text{diag}(K_{xx}, K_{yy}, K_{zz})$ – діагональна матриця теплопровідності; \ddot{q} – швидкість утворення тепла на одиницю об'єму.

Рівняння (6) доповнюється крайовими умовами, що відповідають заданому тепловому потоку:

$$\{q\}^T \{n\} = -q^*, \quad (7)$$

де $\{n\}$ – одиничний вектор зовнішньої нормалі; q^* – заданий тепловий потік.

Другий тип рівнянь відноситься до класичної теорії пружності. При визначенні напружень, спричинених різницею температур, в законі Гука враховуються термічні деформації:

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon^{th}\} + [D]^{-1} \{\sigma\}, \quad (8)$$

де $\{\varepsilon^{th}\} = \Delta T \{\alpha_x^{se}, \alpha_y^{se}, \alpha_z^{se}, 0, 0, 0\}^T$; $\alpha_x^{se}, \alpha_y^{se}, \alpha_z^{se}$ – компоненти січних коефіцієнтів теплового розширення; $[D]$ – класична матриця жорсткості.

Зміна внутрішньої енергії, яка використовується при побудові матриць систем лінійних алгебраїчних рівнянь за методом скінчених елементів, має вигляд:

$$\delta U = \int_V (\{\delta\varepsilon\}^T [D] \{\varepsilon\} - \{\delta\varepsilon\}^T [D] \{\varepsilon^{th}\}) dV. \quad (9)$$

Рівняння (6)–(9) є визначальними рівняннями моделі для визначення в деталі неоднорідних полів температури, напружень та деформацій під дією теплового потоку за заданий час термоімпульсного оброблення.

3.2. Планування й обробка числових експериментів

Розрахунок коефіцієнтів інтенсивності напружень й J-інтегралу проведено в три зв'язаних етапи. Перший етап – визначення полів температур під дією теплового потоку за заданий час термоімпульсного оброблення. Другий етап розрахунку – визначення напружено-деформованого стану деталі під дією термічного навантаження і визначення зони максималь-

них значень напружень й деформацій. Третій етап розрахунку – модифікація сітки скінченних елементів з введенням структурного дефекту у вигляді тріщини й розрахунок параметрів (1)–(4). Для моделювання структурного дефекту конструкції використана модель напівеліптичної тріщини, форма якої апроксимується половиною еліпса. Така модель застосовується для опису тріщини, що виникає, наприклад, елементах під впливом циклічних або термічних навантажень. Для аналітичного опису напівеліптичної тріщини використовуються такі основні параметри:

1) перша піввісь еліпса a – глибина тріщини, що вимірюється від поверхні до найглибшої точки у напрямку OX локальної системи координат;

2) друга піввісь еліпса c – половина довжини тріщини у напрямку OZ локальної системи координат;

3) OY локальної системи координат – вісь перпендикулярна до фронту тріщини.

Тоді рівняння еліпса, що описує форму тріщини, має вигляд:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1. \quad (10)$$

Параметри a й c визначають геометричну форму тріщини та критично впливають на інтенсивність напружень у її околиці. Так, до прикладу, збільшення глибини тріщини a призводить до збільшення коефіцієнтів інтенсивності напружень K_I , оскільки зростає площа концентрації напруги в зоні розриву, а збільшення довжини тріщини c може знижувати K_I у певних зонах за рахунок перерозподілу напружень.

Для дослідження впливу параметрів тріщини на процес тріщиностійкості, зокрема визначення інтенсивності напружень K_I та J -інтегралу доречно побудова параметричної задачі, в рамках якої a й c є параметрами (в даному дослідженні R_z і R_x відповідно, рис. 3).

Для вирішення зазначеної задачі в роботі використано модуль *ANSYS Design Explorer*, який дозволяє автоматизувати варіювання змінних параметрів та згенерувати оптимальну кількість розрахункових випадків для визначеного діапазону варіацій параметрів. Проектування експерименту передбачає використання ефективного алгоритму вибору проектних точок, які покривають весь простір параметрів з мінімальними витратами обчислювальних ресурсів. Для цього в рамках дослідження в модулі *ANSYS Design Explorer* використано підхід, що базується на методі Central Composite Design (CCD). Алгоритм CCD будується навколо використання кількох типів точок (рис. 4): центральної точки, точок на осях параметрів, зіркових точок (star points), а також факторних точок, що знаходяться на межах діапазону параметрів.

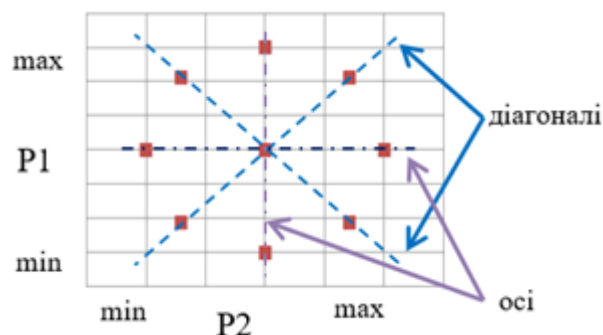


Рис. 4. Схема CCD методу планування експерименту

Центральна точка розташовується в середині параметричного простору та служить для оцінки базових значень функцій відгуку – в даній роботі K_I й J -інтеграл, а також для перевірки стабільності розрахунків.

Точки на осях дозволяють визначити вплив кожного параметра в лінійному наближенні. Зіркові точки розташовуються за межами осей і дозволяють враховувати квадратичні ефекти параметрів, що важливо для аналізу нелінійних явищ.

Математична модель, створювана з допомогою таких проектних точок, описується квадратичним виразом, який включає лінійні, квадратичні члени та між параметричні взаємодії. Наприклад, для відгуку Y , в даній роботі K_I й J -інтеграл, модель має вигляд:

$$Y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i g_i + \sum_{i=1}^k \beta_i g_i^2 + \sum_{i<j} \beta_{ij} g_i g_j + \epsilon, \quad (11)$$

де g_i – нормалізовані параметри в даній роботі а та с; β – коефіцієнти моделі; ϵ – помилка апроксимації.

Для оцінки взаємозв'язків між вхідними та вихідними даними в рамках розв'язання зазначеної параметричної задачі додатково використаний інструмент побудови графіків локальної чутливості за наступним алгоритмом.

1. Побудова поверхні відгуку за параметричними розрахунками на основі обраного методу проектування експерименту (у цьому дослідженні CCD). Результати використовуються для побудови квадратичного полінома.

2. Для кожного вхідного параметра обчислюються часткові похідні в точці, що відповідає поточному значенню інших параметрів

$$S_i = \frac{\partial y}{\partial x_i}, \quad (12)$$

де S_i – чутливість вихідного параметра y до вхідного параметра x_i ; $y=f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ – залежність вихідного параметра від вхідних; x_i — нормалізований вхідний параметр.

В даному дослідженні ці часткові похідні обчислювалися через метод скінченних різниць:

$$S_i \approx \frac{f(x_1, \dots, x_i + \Delta x_i, \dots, x_n) - f(x_1, \dots, x_i, \dots, x_n)}{\Delta x_i}, \quad (13)$$

де Δx_i – мала зміна параметра x_i .

Нормалізація параметрів дозволяє працювати з параметрами різних шкал і діапазонів й виконується для зручності порівняння:

$$x_i^{\text{norm}} = \frac{x_i - x_i^{\text{min}}}{x_i^{\text{max}} - x_i^{\text{min}}}. \quad (14)$$

3. Побудова графіків локальної чутливості на основі нормалізованих часткових похідних для кожного параметра.

4. Результати й обговорення

Важливу роль в отриманні достовірних результатів відіграє безпосередньо побудова скінчено-елементної сітки моделі. Розрахункову геометричну модель дискретизовано скінченим елементом ТЕТ10 [14]. Даний елемент має тетраїдальну форму з параболічною апроксимацією переміщень – 10 вузлів на елемент. В досліджуваній зоні конструктивного концентратора напружень сітку було загущено до середнього розміру скінченного елемента 0,2 мм (рис. 5). Під час моделювання тріщини сітка скінченних елементів автоматично модифікується біля її берегів й навколо її вершин (рис. 5).

Якість побудованої сітки і, як слідство, достовірність отриманих результатів підтверджується

адекватністю використаних моделей, яка встановлена при вирішенні аналогічних тестових задач [6].

Відповідно до описаного вище алгоритму проведення дослідження отримані наступні результати. За заданими початковими умовами в модулі *ANSYS Transient Thermal* визначено поле температур в деталі (рис. 6).

Максимальна температура матеріалу сягає 703°C на гострих крайках корпусу, при цьому, як вказано вище, забезпечується оплавлення задирок на деталі, але геометрія крайок не змінюється [15]. Нагрів матеріалу в зоні досліджуваного конструктивного концентратора, зокрема радіусу сполучення циліндрів деталі не перевищує 300°C.

Отримане поле температур є вихідними даними до визначення термонапруженого стану деталі у модулі *ANSYS Static Structural*. Розраховане поле еквівалентних напружень (рис. 7) визначає зони концентрації напружень під дією теплового навантаження.

Так, найбільші значення еквівалентних напружень 966 МПа виникають в зонах конструктивних концентраторів, зокрема в досліджуваній зоні сполучення циліндрів деталі. Максимальні значення еквівалентних напружень сконцентровані у вершинах тріщини й спричиняють її розкриття (рис. 8).

Подібні розрахунки термонапруженого стану проведено для п'яти досліджуваних варіантів геометрії деталі, зокрема для радіусів сполучення циліндрів $R_{\text{вн}} = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм, з подальшим визначенням параметрів тріщини під дією теплового потоку заданої щільності.

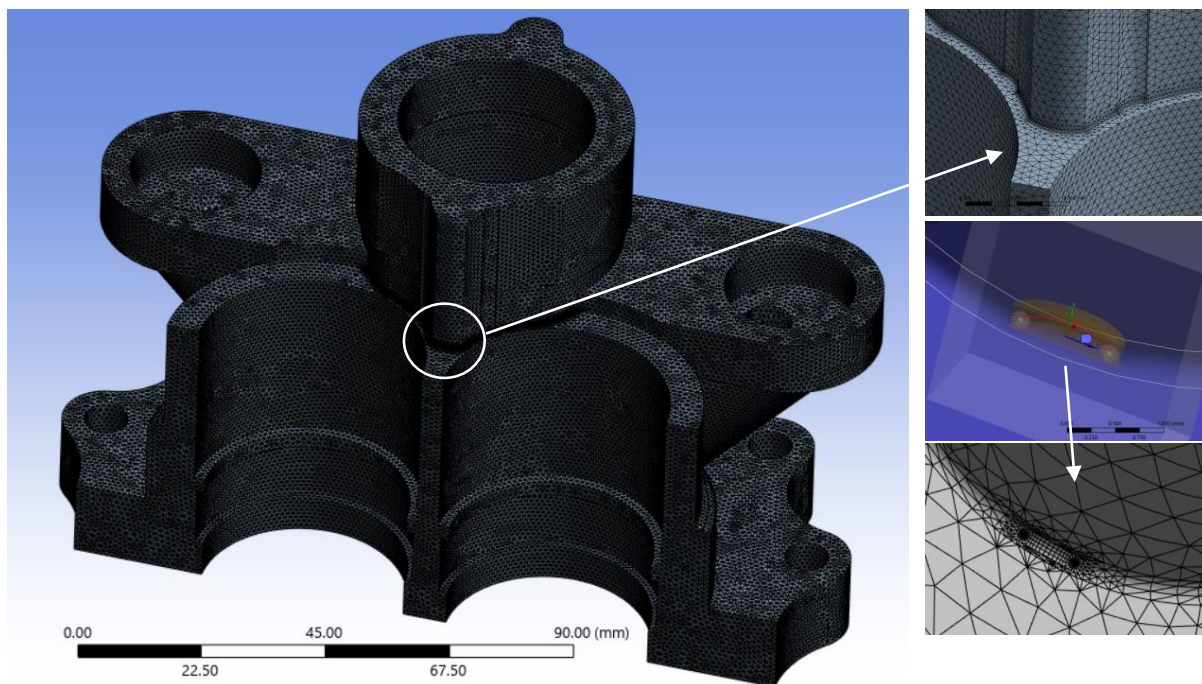


Рис. 5. Скінченно-елементна модель корпусу

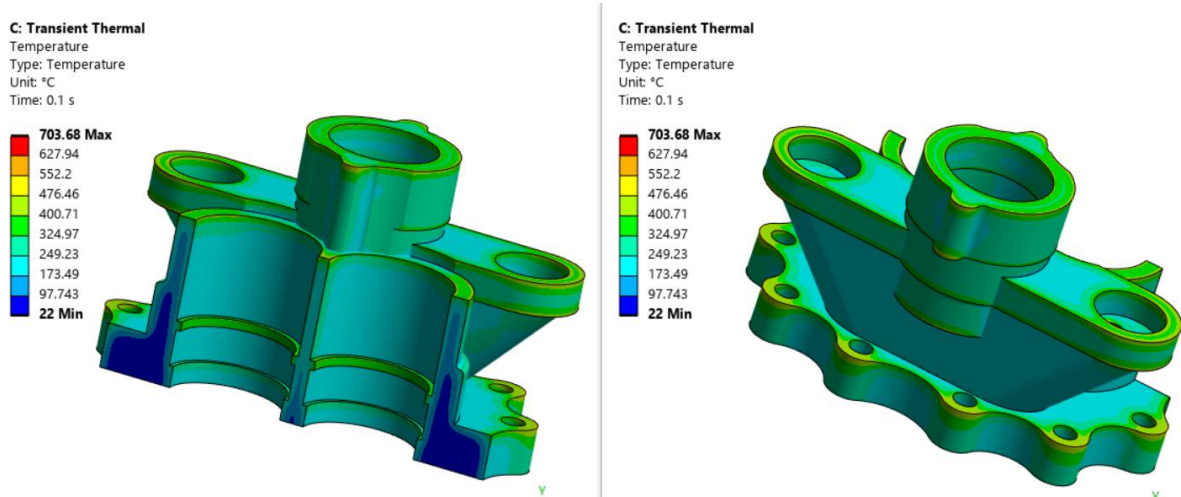


Рис. 6. Поле температур в деталі з $R_{fil}=0,3$ мм

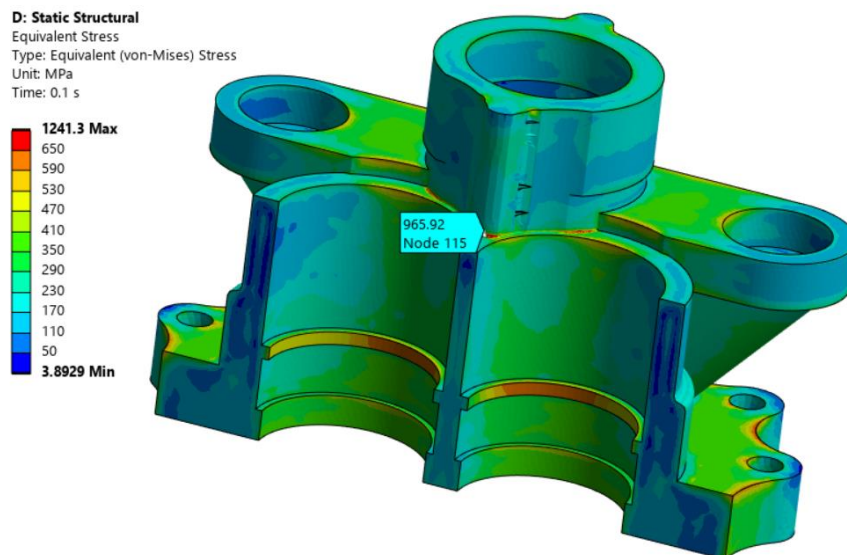


Рис. 7. Поле еквівалентних напружень в деталі з $R_{fil}=0,3$ мм й тріщиною з $R_x=0,5$ мм, $R_z=0,3$ мм

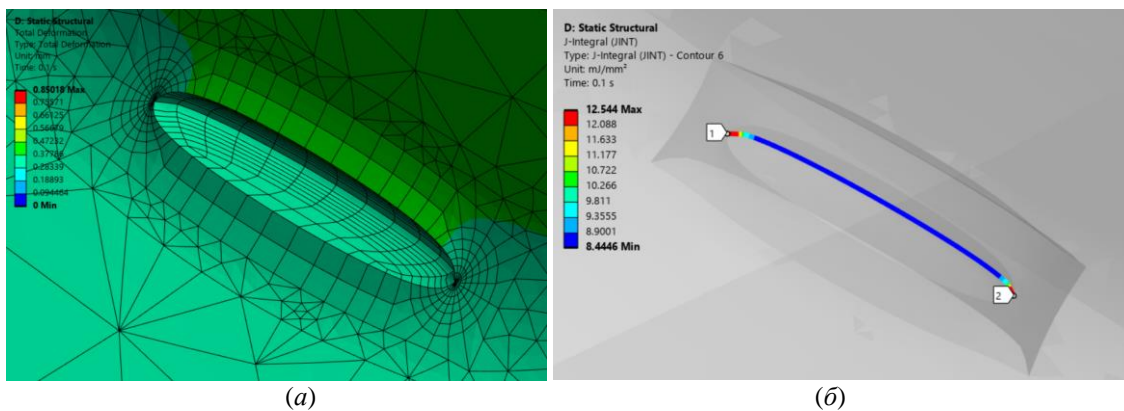


Рис. 8. Розкриття тріщини з $R_x=0,5$ мм, $R_z=0,3$ мм розташованій на радіусі сполучення циліндрів деталі $R_{fil}=0,3$ мм: (а) поле деформацій; (б) J-інтеграл

За CCD методом проектування експериментів отримано матрицю вхідних параметрів – радіусів напівеліптичної тріщини R_z і R_x (табл. 2). Їй розраховано вихідні параметри – коефіцієнти інтенсивності напружень K_I , K_{II} , K_{III} , й J-інтеграл. За результатами розрахунків побудовані поверхні відгуку вихідних параметрів у тривимірному просторі, де перша й друга осі представляють зміну радіусів напівеліптичної тріщини в перерізі деталі (R_z і R_x), а третя вісь (бінормаль) відображає параметри тріщиноутворення – коефіцієнти інтенсивності напружень K_I , K_{II} , K_{III} , й J-інтеграл.

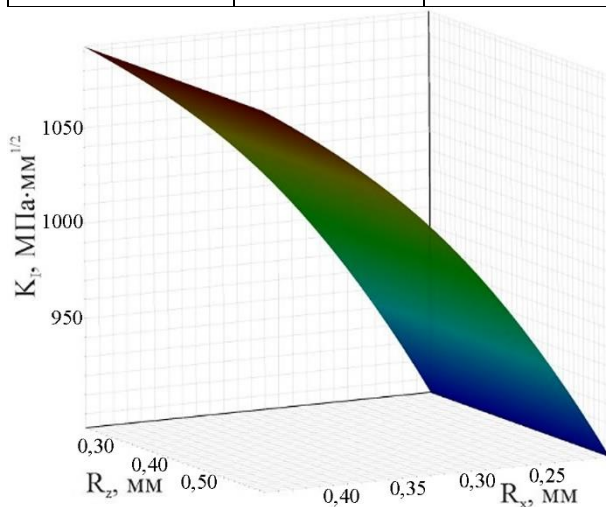
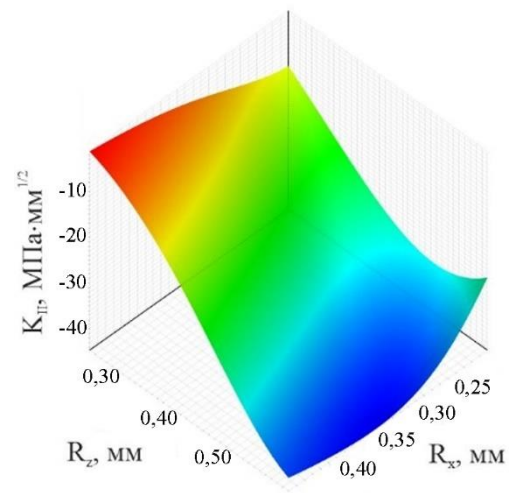
На рис. 9–12 наведено поверхні відгуку вихідних параметрів для базового варіанту геометрії деталі з радіусом сполучення циліндрів $R_{fил} = 0,3$ мм. Розрахункові значення вихідних параметрів лежать в наступних діапазонах:

- $K_I = 872,1 \dots 1112,2$ МПа·мм^{1/2};
- $K_{II} = -46,1 \dots -1,2$ МПа·мм^{1/2};
- $K_{III} = 15,7 \dots 139,8$ МПа·мм^{1/2};
- J-інтеграл = $9,6 \dots 16,8$ мДж/мм².

Таблиця 2

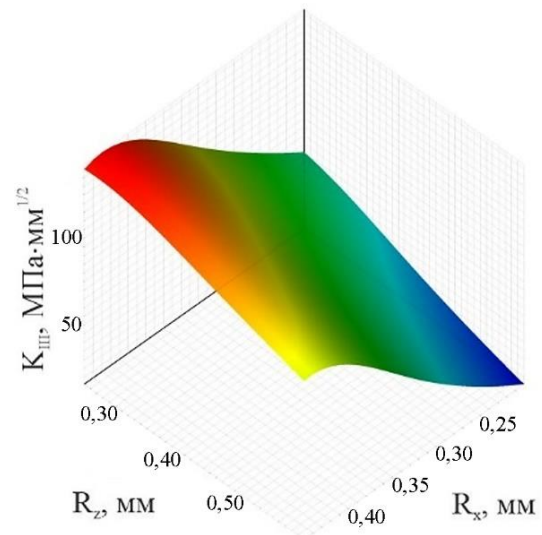
Матриця вхідних параметрів експериментів

№ експерименту	R_z , мм	R_x , мм
1	0,425	0,325
2	0,25	0,325
3	0,6	0,325
4	0,425	0,2
5	0,425	0,45
6	0,25	0,2
7	0,6	0,2
8	0,25	0,45

Рис. 9. Залежність коефіцієнта інтенсивності напружень K_I від параметрів тріщиниРис. 10. Залежність коефіцієнта інтенсивності напружень K_{II} від параметрів тріщини

Зазначимо, що коефіцієнт інтенсивності напружень K_{II} має негативні значення, що позначає зміну напрямку зсувних напружень, й фізично не впливає на критичну силу руйнування. Аналізу тріщиностійкості підлягають лише ті коефіцієнти інтенсивності напружень які набувають позитивних значень.

Оцінку поведінки та ймовірного зростання тріщини під дією заданих навантажень проведено порівнянням розрахункових з критичними значеннями параметрів відповідно умови (4).

Рис. 11. Залежність коефіцієнта інтенсивності напружень K_{III} від параметрів тріщини

Згідно з [13], для досліджуваного авіаційного конструкційного матеріалу 2023-Г3 осереднені критичні значення коефіцієнтів інтенсивності напружень наступні:

- $K_{CI} = 992$ МПа·мм^{1/2};
- $K_{CII} = 740$ МПа·мм^{1/2};
- $K_{CIII} = 630$ МПа·мм^{1/2}.

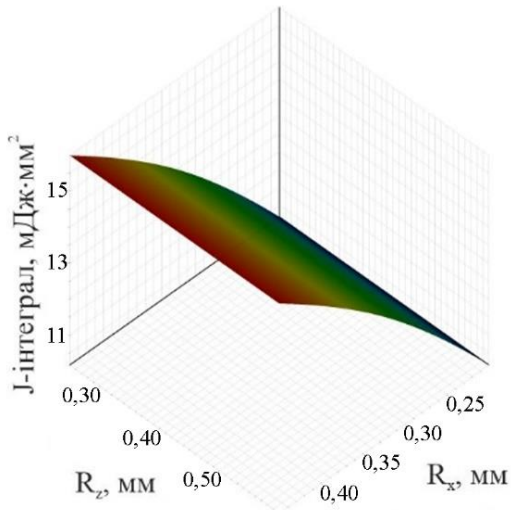


Рис. 12. Залежність J-інтеграла від параметрів тріщини

Отже, зазначена вище умова (4) для досліджуваного випадку виконується лише для першої моди деформації, $K_I > K_{CI}$, й доводить, що при заданих режимах термоімпульсного оброблення мікрodefект, який дорівнює розміру газової пори розвивається, призводить до росту тріщини у напрямі нормалі до площини тріщини й руйнуванню деталі. Для інших параметрів руйнування, K_{II} , K_{III} умова (4) не виконується, тож подальший аналіз результатів дослідження зосереджено на випадку нормального відриву (I).

Згідно з планом дослідження впливу параметрів тріщини – радіусів напівеліпсу R_z , R_x – на процес руйнування, побудовані графіки локальної чутливості на основі нормалізованих часткових похідних для кожного параметра (рис. 13). Спостерігаємо, що на значення K_I впливає лише параметр R_x . Аналогічні наведені вище результати отримано для запланованих варіантів геометрії концентратора напружень в досліджуваній деталі, зокрема для випадків розміщення тріщини на радіусі сполучення циліндрів деталі зі значеннями $R_{fill} = 0,1; 0,2; 0,4; 0,5$ мм.

Ураховуючи висновки про вид розкриття тріщини ($K_I > K_{CI}$), та параметр тріщини, який критично впливає на руйнування (R_x) для усіх досліджуваних варіантів побудовані графіки залежності розрахункових коефіцієнтів інтенсивності напружень K_I та критичного коефіцієнту інтенсивності напружень K_{CI} від радіусу напівеліптичної тріщини R_x (рис. 14).

При цьому якщо дефект розташований на радіусі сполучення циліндрів зі значенням $R_{fill} = 0,3$ мм й має розміри менші за 0,29 мм, тріщиноутворення не відбуватиметься. А наявність в досліджуваній деталі радіусу сполучення циліндрів зі значеннями $R_{fill} = 0,4; 0,5$ мм дозволяє обробляти подібні деталі з

розмірами дефектів в межах досліджуваного діапазону в термоімпульсний спосіб без тріщиноутворення.

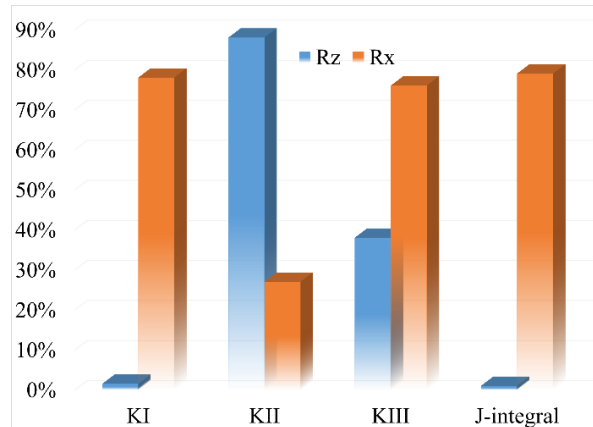


Рис. 13. Графіки локальної чутливості коефіцієнтів інтенсивності напружень і J-інтегралу від параметрів тріщини

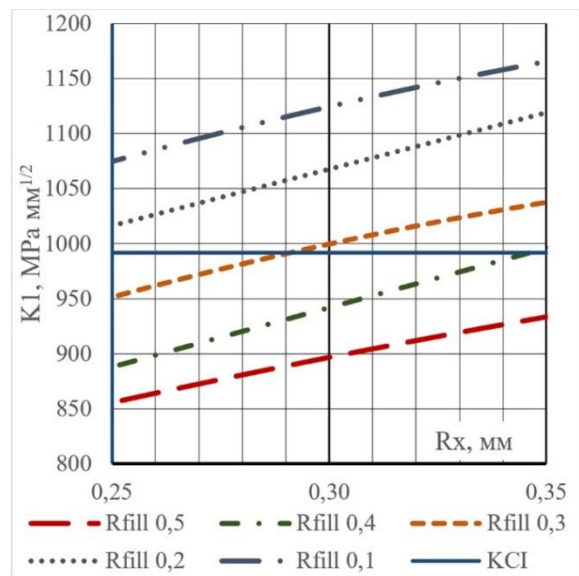


Рис. 14. Залежності коефіцієнту інтенсивності напружень K_I від радіусу напівеліптичної тріщини R_x для радіусів сполучення циліндрів деталі $R_{fill} = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм

5. Висновки

Запропоновано числово-аналітичну модель дослідження тріщиностійкості металів з порами, що зазнають дії імпульсного термонавантаження у присутності геометричних концентраторів напружень. Це дозволяє якісно оцінювати локалізацію термопружних полів поблизу концентраторів напружень у реальних конструктивних елементах.

Встановлено закономірності впливу пористості

металу та інтенсивності термічного імпульсу на розвиток термопружної концентрації напружень і енергетичну спрямованість потенційного руйнування. Зростання пористості сприяє інтенсифікації локалізованих термомеханічних ефектів, що знижує запас тріщиностійкості.

Виявлено критичну роль розміру та конфігурації геометричних концентраторів напружень у процесі термічно-індукованого руйнування. Наявність конструктивних концентраторів напружень істотно модифікує розподіли температури та напружень, посилюючи локальні піки, особливо в умовах імпульсного навантаження.

Результати моделювання мають прикладну цінність для проектування технології термоімпульсного оброблення металевих деталей, заготовки яких отримано в ливарний спосіб. Подальші дослідження мають бути сфокусовані на вдосконалення методу призначення режимів термоімпульсної обробки деталей з позиції тріщиностійкості конструкції деталі.

Внесок авторів: формулювання мети та постановка задач досліджень – **О. В. Шипуль**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **О. А. Павленко**, **Є. В. Цегельник**; розробка моделей й планування експериментів – **В. Б. Минтюк**, **Д. А. Ткаченко**; аналіз результатів, формулювання висновків – **О. В. Шипуль**, **Д. А. Брега**; написання та редагування **О. В. Шипуль**, **Є. В. Цегельник**.

Конфлікт інтересів

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

Фінансування

Робота виконана за грантовим фінансуванням Національним фондом досліджень України (проект № 2023.04/0027).

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання засобів штучного інтелекту

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

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. *Burr formation and its treatments – a review [Text] / S. Y. Jin [et al.] // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. – 2020. – Vol. 107. – P. 2189–2210. DOI: 10.1007/s00170-020-05203-2.*
2. *Residual stress in engineering materials: a review [Text] / A. Tabatabaeian [et al.] // Advanced Engineering Materials. – 2022. – Vol. 24, iss. 3. – Article No. 2100786. DOI: 10.1002/adem.202100786.*
3. *Defects and remedies in casting processes: a combinatorial approach between manual and digital optimization technique for enhanced quality casting [Text] / A. U. Patwari [et al.] // Discover Mechanical Engineering. – 2024. – Vol. 3. – Article No. 39. DOI: 10.1007/s44245-024-00067-2.*
4. *Advanced thermal energy method for finishing precision parts [Text] / S. Plankovskyy [et al.] // Advanced Machining and Finishing / ed. by K. Gupta, A. Pramanik. – Amsterdam, 2021. – P. 527–575. DOI: 10.1016/B978-0-12-817452-4.00014-2.*
5. *Jagadeesh, G. Industrial applications of shock waves [Text] / G. Jagadeesh // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. – 2008. – Vol. 222, iss. 5. – P. 575–583. DOI: 10.1243/09544100JAERO306.*
6. *Аналіз термічних напружень деталі під дією термоімпульсного навантаження [Текст] / О. В. Шипуль [та ін.] // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2016. – Вып. 72. – С. 77–90.*
7. *Xu, Z. Effects of pore position in depth on stress/strain concentration and fatigue crack initiation [Text] / Z. Xu, W. Wen, T. Zhai // Metallurgical and Materials Transactions A. – 2012. – Vol. 43. – P. 2763–2770. DOI: 10.1007/s11661-011-0947-x.*
8. *Mechanical, stress corrosion cracking and crystallographic study on flat components processed by two combined severe plastic deformation techniques [Text] / L. Romero-Resendiz [et al.] // Journal of Materials Research and Technology. – 2022. – Vol. 18. – P. 1281–1294. DOI: 10.1016/j.jmrt.2022.03.010.*
9. *Analysis on morphology and stress concentration in continuous casting bloom to learn the formation and propagation of internal cracks induced by soft reduction technology [Text] / N. Zong [et al.] // Ironmaking & Steelmaking. – 2019. – Vol. 46, iss. 9. – P. 872–885. DOI: 10.1080/03019233.2018.1556911.*
10. *Shypul, O. Transient thermoelastic analysis of a cylinder having a varied coefficient of thermal expansion [Text] / O. Shypul, V. Myntiuk // Periodica Polytechnica Mechanical Engineering. – 2020. – Vol. 64, no. 4. – P. 273–278. DOI: 10.3311/PPme.14733.*

11. Дослідження тріщиностійкості деталі під дією термоімпульсного навантаження [Текст] / О. В. Шупуль [та ін.] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2017. – № 1 (136). – С. 67–72.

12. ASTM E1823-24C. *Standard Terminology Relating to Fatigue and Fracture Testing* [Text]. – ASTM, 2024. – 25 p. DOI: 10.1520/E1823-24C.

13. ASTM E399-24. *Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials* [Text]. – ASTM, 2024. – 40 p. DOI: 10.1520/E0399-24.

14. ANSYS Mechanical User's Guide [Electronic Resource] / ANSYS Inc., 2025. – Available at: https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v251/en/wb_sim/ds_Home.html (accessed 30.01.2025).

15. Шупуль, О. В. Методика назначения режимов термоимпульсной отделки с учетом требований к качеству кромки [Текст] / О. В. Шупуль, И. Б. Кузнецов, Е. С. Палазюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 5 (122). – С. 11–26.

References

1. Jin, S. Y., Pramanik, A., Basak, A. K., Prakash, C., Shankar, S., & Debnath, S. Burr formation and its treatments – a review. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2020, vol. 107, pp. 2189–2210. DOI: 10.1007/s00170-020-05203-2.

2. Tabatabaeian, A., Ghasemi, A. R., Shokrieh, M. M., Marzbanrad, B., Baraheni, M., & Fotouhi, M. Residual stress in engineering materials: a review. *Advanced Engineering Materials*, 2022, vol. 24, iss. 3, article no. 2100786. DOI: 10.1002/adem.202100786.

3. Patwari, A. U., Bhuiyan, S. A., Noman, K., & Ul Navid, W. Defects and remedies in casting processes: a combinatorial approach between manual and digital optimization technique for enhanced quality casting. *Discover Mechanical Engineering*, 2024, vol. 3, article no. 39. DOI: 10.1007/s44245-024-00067-2.

4. Plankovskyy, S., Popov, V., Shypul, O., Tsegelnyk, Y., Tryfonov, O., & Brega, D. Advanced thermal energy method for finishing precision parts. *Advanced Machining and Finishing*. Elsevier, 2021, pp. 527–575. DOI: 10.1016/B978-0-12-817452-4.00014-2.

5. Jagadeesh, G. Industrial applications of shock waves. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2008, vol. 222, iss. 5, pp. 575–583. DOI: 10.1243/09544100JAERO306.

6. Shypul', O. V., Myntyuk, V. B., Breha, D. A., Kryts'kyy, S. O. Analiz termichnykh napruzhen' detali

pid diyeyu termoimpul'snoho navantazhennya [Analysis of Internal Stresses in Parts under the Thermal Pulse Loading]. *Otkrytye informacionnye i komp'yuternye integrirovannye tehnologii. Zbirnyk naukovykh prats' – Opened information and computer integrated technologies*, 2016, vol. 72, pp. 77–90. (in Ukrainian).

7. Xu, Z., Wen, W., & Zhai, T. Effects of pore position in depth on stress/strain concentration and fatigue crack initiation. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 2012, vol. 43, pp. 2763–2770. DOI: 10.1007/s11661-011-0947-x.

8. Romero-Resendiz, L., Cabrera, J. M., Elizalde, S., Amigó-Borrás, V., Figueroa, I. A., & Gonzalez, G. Mechanical, stress corrosion cracking and crystallographic study on flat components processed by two combined severe plastic deformation techniques. *Journal of Materials Research and Technology*, 2022, vol. 18, pp. 1281–1294. DOI: 10.1016/j.jmrt.2022.03.010.

9. Zong, N., Zhang, H., Liu, Y., & Lu, Z. Analysis on morphology and stress concentration in continuous casting bloom to learn the formation and propagation of internal cracks induced by soft reduction technology. *Ironmaking & Steelmaking*, 2019, vol. 46, iss. 9, pp. 872–885. DOI: 10.1080/03019233.2018.1556911.

10. Shypul, O., & Myntiuk, V. Transient thermoelastic analysis of a cylinder having a varied coefficient of thermal expansion. *Periodica Polytechnica Mechanical Engineering*, 2020, vol. 64, no. 4, pp. 273–278. DOI: 10.3311/PPme.14733.

11. Shypul', O. V., Kuznetsov, I. B., Tevzadze, H. S., & Khodak, R. O. Doslidzhennya trishchynostiystkosti detali pid diyeyu termoimpul'snoho navantazhennya [The study of part fracture toughness under the thermal pulse loading]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2017, no. 1 (136), pp. 67–72. (in Ukrainian).

12. ASTM E1823-24C. *Standard Terminology Relating to Fatigue and Fracture Testing*. ASTM, 2024. 25 p. DOI: 10.1520/E1823-24C.

13. ASTM E399-24. *Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials*. ASTM, 2024. 40 p. DOI: 10.1520/E0399-24.

14. ANSYS Mechanical User's Guide. Available at: https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v251/en/wb_sim/ds_Home.html (accessed 30.01.2025).

15. Shipul', O. V., Kuznetsov, I. B., Palazjuk, E. S. Metodika naznachenija rezhimov termoimpul'snoj otdelki s uchetom trebovanij k kachestvu kromki [Method of the mode setting during thermal-pulse treatment with the requirements for edge quality]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2015, no. 5 (122), pp. 11–26. (in Ukrainian).

**STUDY OF CRACK PROPAGATION IN STRESS CONCENTRATOR ZONES
UNDER THERMAL PULSE LOADING IN PARTS WITH CASTING DEFECTS**

Olga Shypul, Vitalii Myntiuk, Denys Tkachenko, Oleksiy Pavlenko, Dmytro Brega, Yevgen Tsegelnyk

The subject of the study is the processes of crack formation under the action of thermal pulse loads on the example of a body part of an aviation unit. **The aim** of the work is to determine the influence of existing stress concentrators in parts obtained by the casting method on the possibility of their processing by the thermal pulse method. The main tasks of the study include establishing the regularities of crack development depending on the geometric concentrators of parts and imposing restrictions on the modes of thermal pulse processing. The methods of the study include methods of mathematical modeling of the problem of thermoelasticity during thermal pulse loading and modeling of brittle fracture in the zone of the highest stress concentration with the determination of stress intensity coefficients for the case of normal separation, transverse and longitudinal displacements and the J-integral. Verification of the calculation models is based on the criterion of calculation coincidence and determination of the optimal size of finite elements of the calculation areas on test problems. **As a result** of the study, the dependences of crack opening on the sizes of geometric stress concentrators were determined, taking into account the presence of pores in the metal structure of the casting part. The conclusions provide recommendations for the use of the obtained regularities. Further research should be focused on improving the method for assigning modes of thermal pulse processing of parts from the point of view of the crack resistance of the part structure.

Keywords: crack resistance; thermoelasticity; thermal pulse processing; stress intensity factor; J-integral; pores.

Шипуль Ольга Володимирівна – д-р техн. наук, доц., проф. каф. технології виробництва літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Минтук Віталій Борисович – канд. техн. наук, доц. каф. проектування літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Ткаченко Денис Анатолійович – ст. викладач каф. міцності літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Павленко Олександр Анатолійович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. технології виробництва літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Брега Дмитро Андрійович – канд. техн. наук, доц., проф. каф. аерогідродинаміки, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Цегельник Євген Володимирович – канд. техн. наук, старш. досл., заст. директора з наукової роботи навчально-наукового інституту енергетичної, інформаційної та транспортної інфраструктури, Харківський національний університет міського господарства імені О. М. Бекетова, Харків, Україна.

Olga Shypul – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor at the Department of the Technologies of Aircraft Manufacturing, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.shipul@khai.edu, ORCID: 0000-0002-1356-5831, Scopus Author ID: 57192959380.

Vitalii Myntiuk – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor at the Department of Aircraft Design, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: vitalii.myntiuk@khai.edu, ORCID: 0000-0002-4047-0192, Scopus Author ID: 57201067344.

Denys Tkachenko – Lecturer of the Department of Aircraft Strength, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: d.tkachenko@khai.edu, ORCID: 0000-0002-5006-6775, Scopus Author ID: 57463439000.

Oleksiy Pavlenko – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Aircraft Manufacturing Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: pavlenko.aleksey@gmail.com, ORCID: 0000-0002-1628-2239, Scopus Author ID: 57220201408.

Dmytro Brega – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Aerodynamic Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: brega10.04@gmail.com, ORCID: 0000-0002-5134-4351, Scopus Author ID: 57209302559.

Yevgen Tsegelnyk – Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, Deputy Head (Research) at the School of Energy, Information and Transport Infrastructure, O.M. Beketov National University of Urban Economy in Kharkiv, Kharkiv, Ukraine, e-mail: y.tsegelnyk@kname.edu.ua, ORCID: 0000-0003-1261-9890, Scopus Author ID: 57192961558.