

УДК 621.7.09

О. В. ШИПУЛЬ<sup>1</sup>, І. Б. КУЗНЕЦОВ<sup>2</sup>, Г. С. ТЕВЗАДЗЕ<sup>1</sup>, Р. О. ХОДАК<sup>1</sup><sup>1</sup> Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "ХАІ", Україна<sup>2</sup> Національний університет оборони України ім. Івана Черняхівського, Україна

## ДОСЛІДЖЕННЯ ТРІЩИНОСТІЙКОСТІ ДЕТАЛІ ПІД ДІЄЮ ТЕРМОІМПУЛЬСНОГО НАВАНТАЖЕННЯ

Розглянуто проблему тріщиноутворення під дією термоімпульсних навантажень на прикладі корпусної деталі авіаційного агрегату. За для цього в середовищі САЕ системи Ansys вирішено задачу термопружності металу під час термоімпульсної обробки; розраховано внутрішні напруження і встановлено зони концентрації напруг в деталі. Проведено числове моделювання тріщиноутворення в зоні найбільшої концентрації напружень, що дозволило визначити коефіцієнти інтенсивності напружень для випадку нормального відриву, поперечного і поздовжнього зрушень й  $J$ -інтеграл. Отримані дані дозволяють оцінювати поведінку досліджуваного дефекту під час термоімпульсної обробки деталі. Достовірність отриманих результатів підтверджується адекватністю використаних моделей, яка встановлена при вирішенні тестових задач. Дослідження тріщиностійкості металу дозволять у подальшому вдосконалити методику призначення режимів термоімпульсної обробки деталей авіаційних агрегатів з позиції міцнісних обмежень.

**Ключові слова:** тріщиностійкість, термопружність, термоімпульсна обробка, коефіцієнт інтенсивності напружень.

### Вступ

Під час механічної обробки деталей неминуче утворюються задирки і накопичуються технологічні забруднення (окисні плівки, частинки абразивного матеріалу, пригар, залишки мастильно-охолоджувальної рідини, мікрочастки та ін.). Одним з головних показників якості поверхні і кромок деталі є ступінь їх чистоти [1]. Очищення робочих поверхонь і кромок вирішує завдання збільшення ресурсу і безвідмовності, особливо в умовах роботи агрегату, де перевищення допустимого рівня забруднень неприпустимо (гідролічна, паливна системи літальних апаратів).

Технологія термоімпульсної обробки найбільшою мірою задовольняє вимогам, що пред'являються до якості очищення високоточних агрегатів ЛА, тому що дозволяє обробляти поверхні глухих отворів і пересічних каналів одночасно із зовнішньою поверхнею деталі [2]. При термоімпульсному методі фінішна обробка деталі відбувається за рахунок швидкого впливу інтенсивного теплового потоку, що викликає оплавлення задирок, випаровування або зрив з поверхні забруднень ударними хвилями. Особливістю методу є те, що частина паливної суміші згоряє в режимі теплового вибуху або детонації, з різким збільшенням швидкості горіння й тиску. Це призводить до утворення ударних хвиль в камері згоряння з певним часом їх загасання, за яке всі задирки і мікрочастинки встигають нагрітися до необхідних для обробки температур як на зовнішніх, так

і на внутрішніх поверхнях. Швидкість поширення ударних хвиль в камері становить приблизно 1200 м/с, що відповідає швидкості звуку в середовищі продуктів згоряння при температурі близько 2500 К. При цьому відбувається зрив приграничного шару біля поверхні оброблюваних деталей і коефіцієнт тепловіддачі збільшується на порядки. Фактично, весь процес термоімпульсного очищення визначається часом загасання ударних хвиль. Теплообмін на етапах згоряння паливної суміші і випуску продуктів згоряння зважаючи малих швидкостей практично не робить впливу на ефективність обробки. Випуск продуктів згоряння відбувається при температурах, більших ніж температура конденсації оксидів, що виключає необхідність повторного очищення деталі [3].

Швидкий інтенсивний локальний нагрів поверхні деталі при термоімпульсній обробці загрожує побічними незворотними ефектами. По-перше, сильний локальний нагрів призводить до великих градієнтам температур і, як наслідок, до великих термомеханічних напружень. Температурні напруження при швидкому нагріванні можуть викликати внутрішні розтріскування, які призводять до істотної деградації механічних властивостей елемента конструкції. По-друге, в зоні нагріву можливе виникнення залишкових напружень, які при охолодженні можуть призвести до розтріскування поверхневих шарів. По-третє, залишкові пластичні деформації можуть привести до значних спотворень форми елеме-

нта конструкції. Вивчення цих питань надзвичайно актуальне для оцінки можливості руйнування конструкції деталі під час термоімпульсної обробки.

**Метою статті** є аналіз внутрішніх напружень, що виникають під дією термічних навантажень, що дозволяє виявити правильність режимів оброблення.

### 1. Постановка задачі дослідження й вихідні дані

Внаслідок нагріву в тілі виникає нерівномірне і нестационарне теплове поле, що викликає температурні напруги, які можуть досягати руйнівних значень.

На рис. 1 представлено корпусну деталь авіаційного агрегату, в якій після операції фінішної обробки 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.). Заготовка для цієї деталі отримана із алюмінієвого сплаву АЛ9 у ливарний спосіб із наступними внутрішніми дефектами матеріалу: ступінь газової пористості, – 3 бали, розмір пор – 0,1...0,3 мм.

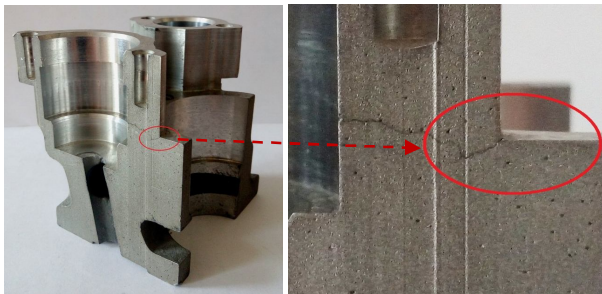


Рис. 1. Досліджувана деталь з тріщиною

Наявність несучільностей у тілі вилівки є джерелом розвитку дефекту матеріалу у вигляді тріщини.

У розрахунках на міцність елементів конструкцій з тріщинами відправною точкою є дослідження розподілу напружень і деформацій, що виникають в них під дією прикладених навантажень. Особливий інтерес представляє область в безпосередній близькості до вершини тріщини, оскільки саме в ній настає стан II (перехідний). 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 найзагальнішому випадку розподіл деформацій в околиці довільної точки контуру тріщини можна представити у вигляді суперпозиції трьох окремих видів деформації, відповідних трьом основним видам зміщення поверхонь тріщини: нормального відриву (I), поперечного (II) і позовжнього (III) зрушень [4].

Для оцінки опору металу нестабільному поширенню крихкої тріщини застосовується коефіцієнт інтенсивності напружень (КІН)  $K_I$ , який характеризує відносне підвищення розтягувальних напружень в локальній зоні країв крихкої тріщини:

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi l}, \quad (1)$$

де  $\sigma$  – середнє напруження від зовнішнього навантаження;  $l$  – величина, еквівалентна довжині тріщини, яка залежить від геометрії виробу та розташування тріщини.

Для порівняльної оцінки матеріалів та розрахунку працездатності конструкції, при наявності тріщин чи технологічних тріщиноподібних дефектів використовують константу  $K_{IC}$  ( $\text{Н/м}^{3/2}$ ), що характеризує властивості матеріалу. Значення  $K_{IC}$  установлюють в результаті випробовувань на в'язкість руйнування дослідного зразка із штучно наведеною тріщиною шляхом їх статичного згину або розтягування. При  $K_I \geq K_{IC}$  починається нестабільне поширення крихкої тріщини [5].

Аналіз проблеми тріщиноутворення досліджуваної деталі під дією термоімпульсних навантажень проведено в середовищі Ansys. Для цього промодельовано задачі визначення температурних полів в деталі й термопружності металу під дією теплового потоку за заданий час обробки. На рис. 2 наведено модель досліджуваного корпусу. Модель являється симетричною частиною реальної деталі, отже на гранях, які показують переріз, задана умова симетрії. Властивості матеріалу деталі АЛ9 наведено у табл. 1.

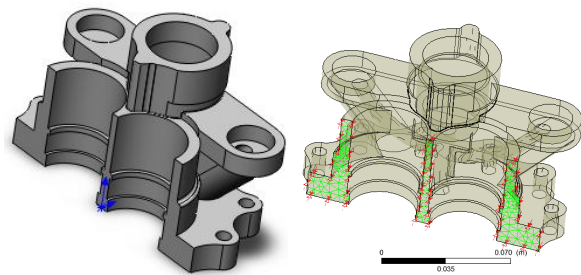


Рис. 2. Модель досліджуваного корпусу

Таблиця 1

Властивості сплаву АЛ9

Коефіцієнт теплопровідності $\lambda$	151 Вт/(м·С)
Питома теплоємність $c_p$	880 Дж/(кг·С)
Густина $\rho$	2660 кг/м <sup>3</sup>
Модуль пружності $E$	0,7·10 <sup>5</sup> МПа
Коефіцієнт Пуассона $\nu$	0,34
Коефіцієнт теплового розширення $\alpha$	21,8·10 <sup>-6</sup> С <sup>-1</sup>
Границя міцності $\sigma_B$	170...230 МПа
Границя плинності $\sigma_T$	120...140 МПа
Температура плавлення $T_{пл}$	650°С

Умови термоімпульсної обробки наступні.  $T_0 = 293^\circ\text{K}$  – початкова температура деталі;  $q_{\max} = 1,1 \cdot 10^7 \text{ Вт/м}^2$  – максимальна щільність теплового потоку. Але тепловий потік впродовж обробки зменшується за рахунок теплообміну продуктів згоряння й матеріалу оброблюваної деталі, тому при моделюванні процесу визначається рівнянням (2).

$$q = q_{\max} \frac{T_{\max \text{ сг.}} - T}{T_{\max \text{ сг.}} - T_0}, \quad (2)$$

де  $T_{\max \text{ сг.}} = 3000^\circ\text{K}$  – максимальна температура продуктів згоряння;  $T$  – поточна температура.

Тривалість дії теплового потоку визначено експериментально за умов оплавлення задирок (довжиною 0,5 мм й товщиною 0,1 мм) на деталі й дорівнює  $t = 0,1$  с. Робочий тиск в камері термоімпульсної установки під час обробки дорівнює 100 атм.

## 2. Розрахунок термонапруженого стану деталі

Важливу роль в отриманні достовірних результатів відіграє безпосередньо побудова скінченно-елементної сітки моделі. У даному випадку модель дискретизовано трикутною сіткою *Tetrahedrons* із загущенням її в зонах конструктивних концентраторів напруг (рис. 3).

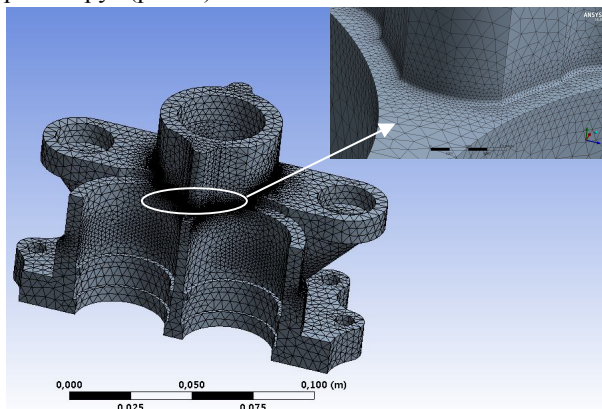


Рис. 3. Скінченно-елементна модель корпусу

Якість побудованої сітки і, як слідство, достовірність отриманих результатів підтверджується адекватністю використаних моделей, яка встановлена при вирішенні аналогічних тестових задач [6].

За заданими початковими умовами в системі *Ansys CFX* отримано розподілення температур в корпусі (рис. 4). Максимальна температура матеріалу сягає  $570^\circ\text{C}$  на гострих крайках корпусу, при цьому, як вказано вище, забезпечується оплавлення задирок на деталі, але геометрія крайок не змінюється (або знаходиться у відповідних до ISO 13715:2000 границях) [7]. Нагрів матеріалу в зонах конструктивних концентраторів не перевищує  $300^\circ\text{C}$ .

Отримане поле температур є вихідними даними

до визначення термонапруженого стану деталі у модулі *Ansys Static Structural*. Розраховане поле еквівалентних напружень (рис. 5) однозначно визначає зони концентрації напруг під дією теплового навантаження. Так, найбільші значення еквівалентних напруг 150...190 МПа виникають на гострих крайках деталі і в зонах конструктивних концентраторів – заокруглень радіусом 0,3 мм.

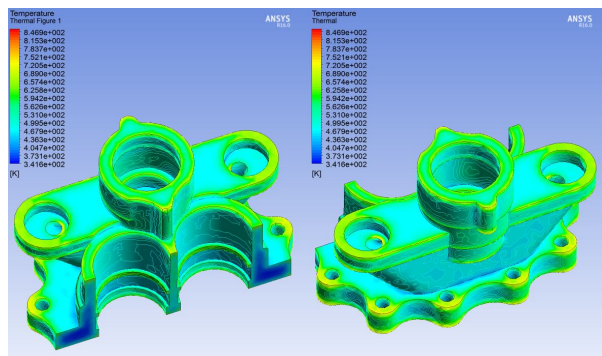


Рис. 4. Поле температур в моделі

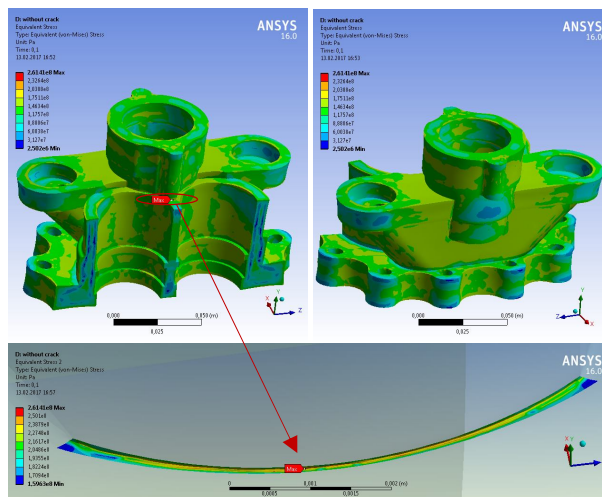


Рис. 5. Поле еквівалентних напружень

В досліджуваній області еквівалентні напруження сягають пікових, близько 260 МПа, значень й спричиняють можливе подальше руйнування.

## 3. Моделювання тріщиноутворення й аналіз результатів

Для аналізу тріщиностійкості досліджуваної деталі, в зоні дії максимальних еквівалентних напружень проведено моделювання тріщини. Задля цього визначено координати вузла із максимальним значенням напруг для подальшого розміщення в ньому локальної системи координат так, що вісь X направлена в тіло деталі й вказуватиме на глибину тріщини; вісь Z – ширину тріщини. Відносно цієї системи координат тріщини в скінченно-елементну модель корпусу введено тріщину полусферичної форми із радіусами 0,1...0,3 мм відповідно до зазна-

чених вище розмірів мікрodefектів ливарного сплаву АЛ9 (рис. 6).

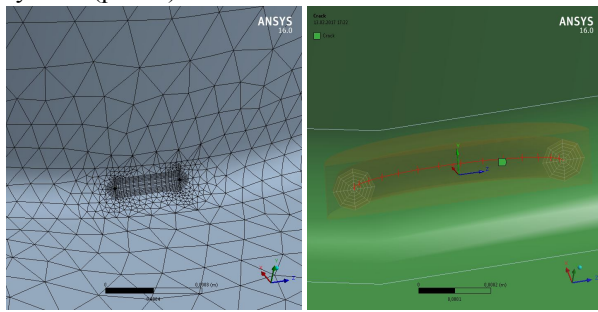


Рис. 6. Модель тріщини

Перерахунок напруженого стану деталі з тріщиною показує, що її наявність у шарі матеріалу приводить до перерозподілу й незначному зменшенню еквівалентних напружень. Максимальні значення еквівалентних напруг сконцентровані у вершинах тріщини (рис. 7).

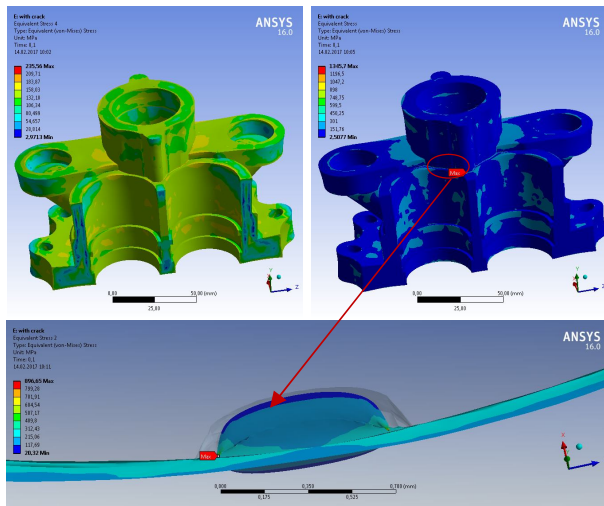


Рис. 7. Еквівалентні напруження в зоні тріщини

Пікові значення еквівалентних напружень (більше 500 МПа) локалізовані в радіусі 0,01 мм від вершин тріщини. По досліджуваному радіусу заокруглення деталі еквівалентні напруження не перевищують 200 МПа.

Відповідно до п. 1 цієї роботи для аналізу поведінки тріщини під час обробки корпуса в камері термоімпульсної машини для випадків нормального відриву, повздожнього та поперечного зрушень розраховані відповідні коефіцієнти інтенсивності напружень (SIFS(K1, K2, K3)) як міри сингулярності біля вершини тріщини (області передруйнування) та J-інтеграл (JINT) по довжині тріщини (рис. 8). Визначені параметри сягають наступних значень:

$$\begin{aligned} \text{SIFS}(K1) &= (0,6 \dots 2,1) \cdot 10^7 \text{ Па} \cdot \text{м}^{1/2}; \\ \text{SIFS}(K2) &= (3,9 \dots 8,4) \cdot 10^5 \text{ Па} \cdot \text{м}^{1/2}; \\ \text{SIFS}(K3) &= (0,9 \dots 5,5) \cdot 10^5 \text{ Па} \cdot \text{м}^{1/2}; \\ \text{JINT} &= (900 \dots 2000) \text{ Дж/м}^2. \end{aligned}$$

Оцінити поведінку та ймовірне зростання тріщини під дією заданих інтенсивних температурних навантажень можна порівнянням розрахункових із критичними значеннями відповідних параметрів. Так, значення критичного коефіцієнта інтенсивності напружень  $K_{IC}$  для досліджуваного ливарного сплаву АЛ9 для випадку нормального відриву орієнтовно становить  $K_{IC} = (1,2 \dots 2,0) \cdot 10^7 \text{ Па} \cdot \text{м}^{1/2}$  [8].

Отже, максимальне значення коефіцієнта інтенсивності напружень  $K_I$  перевищує критичне значення  $K_{IC}$  й свідчить про те, що при заданих режимах термоімпульсного оброблення мікрodefект, який дорівнює розміру газової пори для матеріалу АЛ9, буде розвиватися, а це в свою чергу призведе до росту тріщини й руйнування деталі.

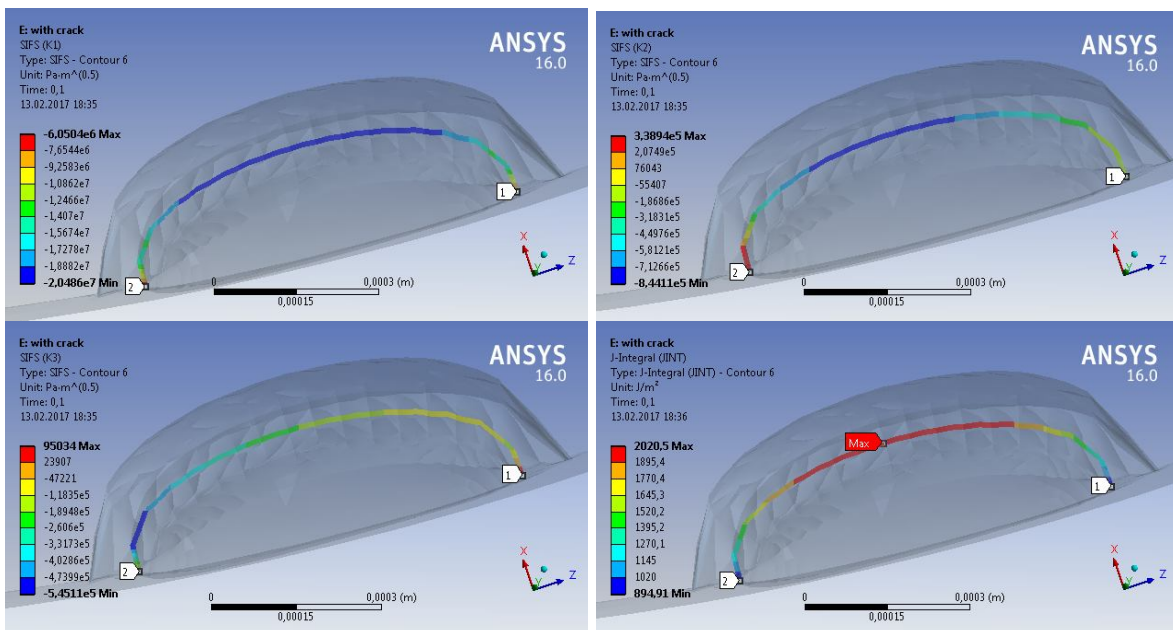


Рис. 8. Коефіцієнти інтенсивності напружень SIFS(K1), SIFS(K2) SIFS(K3) й J-інтеграл

## Висновки

Грунтуючись на проведенне дослідження можна зробити наступні висновки.

1. Виникнення структурного дефекту у вигляді тріщини в досліджуваній корпусній деталі авіаційного агрегату після операції термоімпульсної обробки із зазначеними вихідними режимами підтверджено.

2. Задля запобігання руйнуванню металу деталі необхідно ґрунтовне призначення режимів термоімпульсної обробки, у даному випадку можливе збільшення щільності теплового потоку за рахунок зменшення тривалості його дії.

3. Дослідження тріщиностійкості металу під дією термоімпульсних навантажень дозволять у подальшому вдосконалити методику призначення режимів обробки деталей авіаційних агрегатів з позиції міцнісних обмежень.

## Литература

1. *Современные методы финишной очистки интенсивными потоками энергии [Текст]: монография / О. В. Шипуль, Е. В. Цегельник, В. О. Гарин, А. О. Гарин, О. В. Трифонов. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2013. – 170 с.*

2. Шипуль, О. В. *Современные методы финишной отделки кромок прецизионных деталей [Текст] / О. В. Шипуль // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 4 (121). – С. 16–25.*

3. Шипуль, О. В. *Тенденции развития прецизионного производства [Текст] / О. В. Шипуль // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(81). – Х., 2015. – С. 77-90.*

4. Николаева, Е. А. *Основы механики разрушения [Текст]: учеб. пособие / Е. А. Николаева. – Пермский гос. техн. ун-тет, 2010. – 103 с.*

5. Kosteas, D. *Applied Fracture Mechanics. TALAT Lecture 2403 / D. Kosteas. – Technische Universität München, Date of Issue: 1994. – 49 p.*

6. *Аналіз термічних напружень деталі під дією термоімпульсного навантаження [Текст] / О. В. Шипуль, В. Б. Минтюк, Д. А. Брега, С. О. Крицький // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2016. – Вып. 72. – С. 77–90.*

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

8. *Critical J-Integral of Thin Aluminium Sheets Employing a Modified Single Edge Plate Specimen [Text] / P. S. Shinde, K. K. Singh, V. K. Tripathi, P. K. Sarkar, P. Kumar // International Journal of Modern Engineering Research (IJMER). – 2012. – vol. 2, issue 3. – P. 1360-1365.*

## References

1. Shipul', O. V., Cegel'nik, E. V., Garin, V. O., Garin, A. O., Trifonov, O. V. *Sovremennyye metody finisnoy ochistki intensivnymi potokami jenerгии* [The modern methods of final cleaning by intense energy flux]. Kharkov, KhAI Publ., 2013. 170 p.

2. Shipul', O. V. *Sovremennyye metody finishnoj otdelki kromok precizionnyh detalej* [Modern methods of edge finishing of precision parts]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija - Aerospace technic and technology*, 2015, no. 4 (121), pp. 16-25.

3. Shipul', O. V. *Tendencii razvitija precizionnogo proizvodstva* [Trends in the development of precision manufacturing]. *Trudy Nac. ajerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI» «Voprosy proektirovanija i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov»* [Proc. of National aerospace university named by N. E. Zhukovsky "KhAI" "Questions of design and production of aircraft structures"], 2015, vol. 1(81), pp. 77-90.

4. Nikolaeva, E. A., *Osnovy mehaniki razruszenija*. [Basics of fracture mechanics]. Perm', Permskij gos. tehn. un-tet Publ, 2010. 103 p.

5. Kosteas, D. *Applied Fracture Mechanics. TALAT Lecture 2403*. Technische Universität München, Date of Issue: 1994. 49 p.

6. Shypul', O. V., Myntyuk, V. B., Breha, D. A., Kryts'kyy, S. O. *Analiz termichnykh napruzhen' detalj pid diyeyu termoimpul'snoho navantazhen'nyya* [Analysis of Internal Stresses in Parts under the Thermal Pulse Loading]. *Trudy Nac. ajerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI» «Otkrytye informacionnye i komp'uternye integrirovannyye tehnologii»* [Proc. of National aerospace university named by N. E. Zhukovsky "KhAI" "Opened information and computer integrated technologies"], 2016, vol. 72, pp. 77-90.

7. Shipul', O. V., Kuznecov, I. B., Palazjuk, E. S. *Metodika naznachenija rezhi-mov 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 tehnologija - Aerospace technic and technology*, 2015, no. 5 (122), pp. 11-26.

8. Shinde, P. S., Singh, K. K., Tripathi, V. K., Sarkar, P. K., Kumar, P. *Critical J-Integral of Thin Aluminium Sheets Employing a Modified Single Edge Plate Specimen*. *International Journal of Modern Engineering Research (IJMER)*, 2012, vol. 2, issue 3, pp. 1360-1365.

*Поступила в редакцию 4.02.2017, рассмотрена на редколлегии 15.02.2017*

## ИССЛЕДОВАНИЯ ТРЕЩИНОСТОЙКОСТИ ДЕТАЛИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ТЕРМОИМПУЛЬСНОЙ НАГРУЗКИ

*О. В. Шипуль, И. Б. Кузнецов, Г. С. Тевзадзе, Р. А. Ходак*

Рассмотрена проблема трещинообразования под действием термоимпульсных нагрузок на примере корпусной детали авиационного агрегата. Для этого в среде САЕ системы Ansys решена задача термоупругости металла во время термоимпульсной обработки; рассчитаны внутренние напряжения и установлены зоны концентрации напряжений в детали. Проведено численное моделирование трещинообразования в зоне наибольших концентраций напряжений, что позволило определить коэффициенты интенсивности напряжений для случая нормального отрыва, поперечного и продольного сдвига и J-интеграл. Полученные данные позволяют оценить поведение исследуемого дефекта во время термоимпульсной обработки детали. Достоверность полученных результатов подтверждается адекватностью использованных моделей, которая установлена решением тестовых задач. Исследования трещиностойкости металла позволят впоследствии усовершенствовать методику назначения режимов термоимпульсной обработки деталей авиационных агрегатов с позиции прочностных ограничений.

**Ключевые слова:** трещиностойкость, термоупругость, термоимпульсная обработка, коэффициент интенсивности напряжений

## THE STUDY OF PART FRACTURE TOUGHNESS UNDER THE THERMAL PULSE LOADING

*O. V. Shipul, I. B. Kuznetsov, G. S. Tevzadze, R. A. Hodak*

The cracking problem of aviation unit part under the influence of the thermal pulse loading were considered. The problem of thermal plasticity during thermal pulse processing were solved in CAE system Ansys; internal stresses were calculated and stress concentration zones in the part were defined. A numerical simulation of crack formation in the zone of greatest stress concentration allowed to determine the stress intensity factors for the case of normal separation, transverse and longitudinal shift and J-integral. This study allows to estimate the defect behavior during thermal pulse part treatment. The reliability of obtained results is confirmed by the adequacy of used models. In subsequently the study of metal fracture toughness allows to improve the method of setting modes for thermal pulse parts treatment taking into account the strength limit.

**Keywords:** fracture toughness, thermal plasticity, thermal pulse treatment, stress intensity factor.

**Шипуль Ольга Владимировна** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o.shipul@khai.edu.

**Кузнецов Игорь Борисович** – канд. техн. наук, доцент, заместитель начальника института оперативного обеспечения и логистики Национального университета обороны Украины им. Ивана Черныховского, Киев, Украина, e-mail: elisova@ukr.net.

**Тевзадзе Григорий Сергеевич** – заведующий лабораторией кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Ходак Роман Александрович** – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: roma.khodak@gmail.com.

**Shipul Olga Vladimirovna** – PhD, associate professor, associate professor of Aircraft Manufacturing Department, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "KHAI", Kharkov, Ukraine, e-mail: o.shipul@khai.edu.

**Kuznetsov Igor Borisovsch** – PhD, associate professor, deputy head of Operational Support and Logistics Institute, National University of Defense of Ukraine named by Ivan Chernyakhovsky, Kiev, Ukraine, e-mail: elisova@ukr.net.

**Tevzadze Grigoriy Sergeevich** – head of the research laboratory of Aircraft Manufacturing Department, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "KHAI", Kharkiv, Ukraine.

**Hodak Roman Aleksandrovich** – postgraduate of Aircraft Manufacturing Department, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "KHAI", Kharkiv, Ukraine, e-mail: roma.khodak@gmail.com.