

П.Ясній. Вплив дорнування отворів на зародження та поширення втомних тріщин в алюмінієвому сплаві / П.Ясній, С.Гладько // Вісник ТНТУ. — 2014. — Том 73. — № 1. — С.7-17. — (механіка та матеріалознавство).

УДК 539.3

П.Ясній, докт. техн. наук; С.Гладько

Тернопільський національний технічний університет
імені Івана Пулюя

ВПЛИВ ДОРНУВАННЯ ОТВОРІВ НА ЗАРОДЖЕННЯ ТА ПОШИРЕННЯ ВТОМНИХ ТРІЩИН В АЛЮМІНІЄВОМУ СПЛАВІ

Резюме. Досліджено вплив відносного натягу дорнування отворів на період зародження та швидкість поширення втомних тріщин в алюмінієвому сплаві Д16чТ. Виявлено, що незалежно від натягу дорнування (1–3%) тріщина зароджується від кромки отвору з боку входження дорна. На відміну від дорнованих зразків зародження тріщин в зразку у вихідному стані відбувається в середній ділянці отвору без виходу на бічні поверхні зразка. Графічно показано відмінності процесу руйнування залежно від величини натягу дорнування. За формулами Ньюмана та Раїу обчислено номінальні та ефективні коефіцієнти інтенсивності напружень для кутової тріщини у пластині з отвором.

Ключові слова: поверхнєве дорнування отворів, алюмінієвий сплав, втомна тріщина.

P.Yasniy, S.Glado

INFLUENCE OF COLD EXPANSION OF HOLES ON CRACK INITIATION AND GROWTH IN ALUMINUM ALLOYS

Summary. Influence of relative holes cold expansion on the fatigue crack initiation and growth rate in aluminium alloy D16chT has been researched. Irrespective of cold expansion rate (1–3%) the crack initiation was found to be initiated in the hole from the side of mandrel entrance. On the contrary to cold expanded samples the cracks initiation in an initial condition occurs in the middle area of the hole without penetration in the side surface of the specimen. Differences of fracture process depending on the cold expansion rate has been demonstrated graphically. Newman and Raju formulae were used to calculate stress intensity factor, geometry factor and correction function for angle crack in a plate with a hole. Stress intensity factors are calculated in the first approximation, where residual stresses caused by the cyclic plastic deformation at the crack tip are taken into account, technological residual stresses on the holes surface plastic cold expansion not being taken into account. Kinetic diagrams of specimens with a central hole fatigue fracture are constructed in terms of the effective stress intensity factor range. Fatigue crack growth rate in specimens made of D16chT alloy in double logarithmic coordinates is in the proportional dependence on the stress intensity factor range. However, after holes cold expansion fatigue crack growth rate is almost independent on the stress intensity factor range, when $\Delta K_1 < 20 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ and is less than fatigue crack growth rate in samples with non cold expanded holes. The basic regularities of plastic cold worked holes with expansion rate 1–3% for fatigue cracks initiation and propagation in aluminum alloy D16chT are researched. Irrespective of cold expansion rate the cracks were found to start from the edge of plastically deformed holes in side, where the entrance of mandrel was. Number of cycles to surface fatigue crack length of 0,25 mm increases with the increasing holes cold expansion rate. This is due to the dominant influence of residual compressive stresses in the vicinity of hardened holes. With cold expansion rate increasing from 1% to 2% the effective stress intensity factor and fatigue crack propagation rate decreases.

Key words: holes cold expansion, aluminium alloy, fatigue crack.

Постановка проблеми. В тонкостінних елементах конструкції, зокрема авіаконструкції, втомні тріщини, як правило, зароджуються та поширюються в місцях концентрації напружень. Для підвищення витривалості таких елементів конструкцій використовують різні технологічні методи зміцнення та наведення залишкових стискувальних напружень в околі концентраторів, зокрема пластичного деформування [1–3].

У галузі авіабудування надзвичайно важливою є безпека експлуатації конструкції. Тому основним завданням є забезпечення надійності конструктивних

елементів з концентраторами напружень, які працюють в умовах циклічного навантаження і високих напружень.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Багато праць, зокрема [4–8], присвячено дослідженню процесів зародження та поширення втомних тріщин в алюмінієвих сплавах. Для бездефектних матеріалів основна частка довговічності елементів конструкцій припадає на період зародження втомних тріщин. Відомі розрахункові моделі для визначення періоду зародження втомних тріщин біля концентраторів напружень, наприклад [9–14]. Однак, як відомо з [15], при циклічному навантаженні в околі концентратора напружень виникають залишкові деформації і напруження, які слід враховувати при визначенні періоду зародження втомних тріщин біля концентраторів напружень.

Попереднє пластичне деформування істотно впливає на перебіг зародження й поширення втомних тріщин [16–26]. Зокрема, незалежно від способу обробки тиском, попереднє пластичне деформування розтягуванням підвищує швидкість росту втомних тріщин для циклічно знеміцнювальних матеріалів, у яких відношення $\sigma_B/\sigma_{0.2} > 1.5$, та зменшує для матеріалів, що мають пропорцію $\sigma_B/\sigma_{0.2} < 1.5$ [20] (тут σ_B , $\sigma_{0.2}$ – відповідно границя міцності та границя текучості).

Позитивний вплив дорнування отворів на довговічність елементів конструкцій, їх мікротвердість, шорсткість, залишкові стискувальні напруження підтверджено в працях В.В. Воронько [27], Ю.А. Воробйова, В.Н. Степаненко [28], В.Ф. Скворцова, А.Ю. Арляпова [29], Н.Д. Gopalakrishna, Н.Н. Narasimha Murthy, М. Krishna, М.С. Vinod, А.В. Suresh [30], Т.Ю. Степанова [31].

Мета роботи. Оцінювання впливу поверхневого пластичного деформування на зародження та поширення втомних тріщин від функціональних отворів силових конструктивних елементів крила транспортного літака.

Методика дослідження. Плоскі зразки товщиною 6 мм і шириною робочої ділянки 60 мм з центральним отвором діаметром 8 мм, 10 мм і 12 мм з алюмінієвого сплаву Д16чТ (виготовлені згідно з ГОСТом 25.502-79) випробовували втому. Робочу поверхню зразка шириною приблизно 20 мм, уздовж напрямку розвитку втомної тріщини (РВТ) додатково полірували до рівня шорсткості Ra 0,05. На цій поверхні перпендикулярно до напрямку РВТ наносили розмітку з дискретністю $1 \pm 0,01$ мм. Геометрія досліджуваних зразків, напрямок та форма поширення тріщини зображені на рис.1.

Розміри a (на циліндричній поверхні отвору), c_1 (на вході дорна) та c_2 (на виході дорна) використовували для опису форми фронту тріщини та її підростання (рис.1 b, c). Місця зародження втомної макротріщини позначені символами А, В, С, D. Відповідно А і В – це лицевий бік зразка (вхід дорна), С і D – тильний бік зразка (вихід дорна).

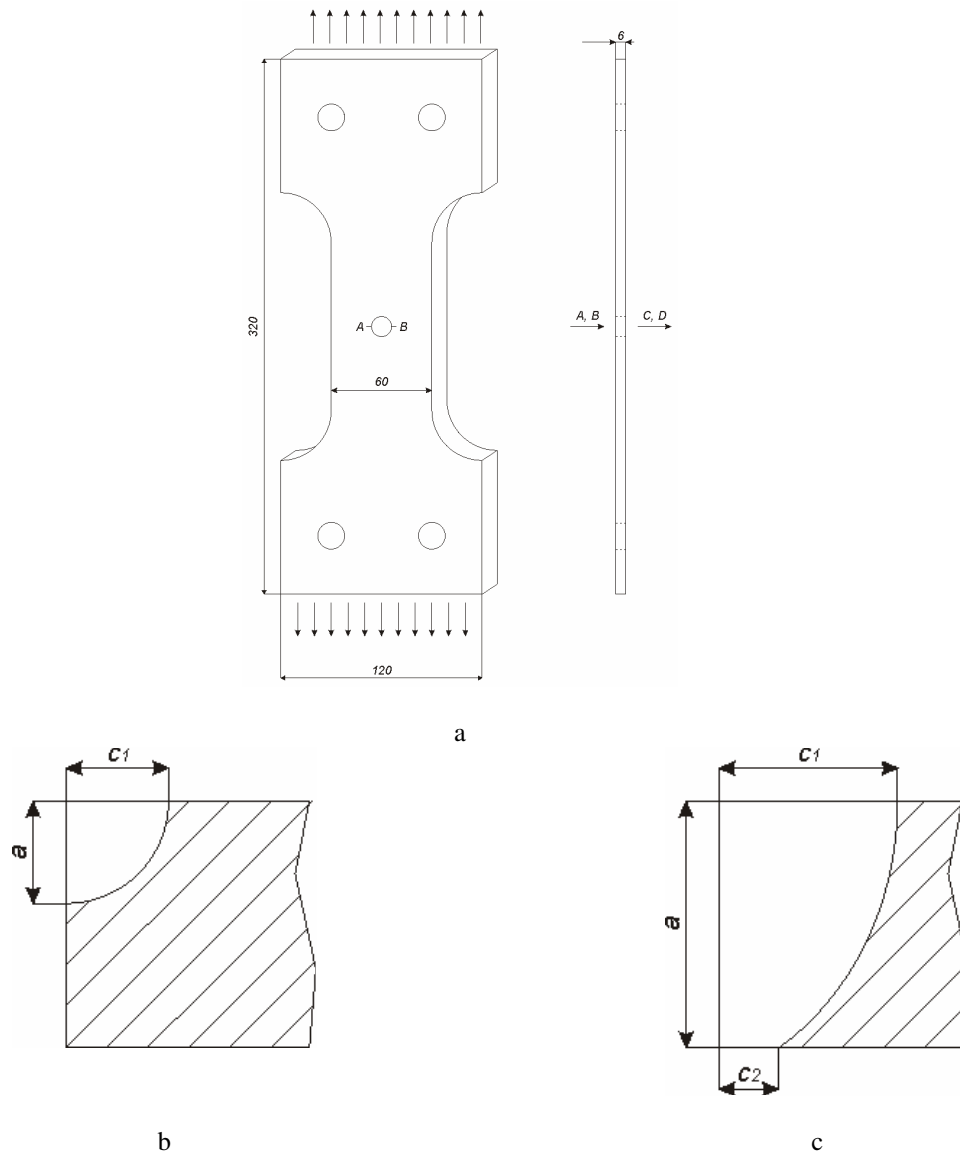


Рисунок 1. Зразки для випробування втомою: а – креслення зразків та напрямок дорнування; б – креслення кутової тріщини; с – креслення наскрізної тріщини

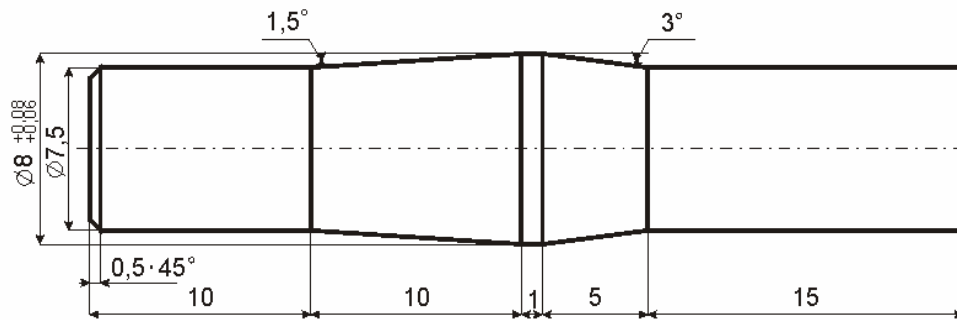
Figure 1. Specimens for fatigue testing: a – drawings of samples and cold expansion direction; b – drawings of angle crack; c – drawings of penetrating crack

Зразки випробовували циклічним розтягуванням на електрогідравлічній машині СТМ-100 при $\sigma_{\max} = 147 \text{ МПа}$, за коефіцієнта асиметрії циклу навантаження $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} = 0.05$ та частоти навантаження $f = 15 \text{ Гц}$ (тут σ_{\min} , σ_{\max} – відповідно найменше та найбільше номінальні напруження). Машиною керували за допомогою ПК типу AMD Athlon(tm) II X2 250, з'єданого з машиною через контролер моделі В1-07-005 виробництва TESTRESOURCES ASIA BiSS.

Досліджували дві серії зразків: з отворами після механічної обробки і з отворами, дорнованими до величини відносного натягу 1%, 2% і 3%. Величину відносного натягу дорнування визначали за формулою $t = (d_k - d_0) / d_k \cdot 100\%$, де d_0 , d_k – відповідно діаметр отвору до і після дорнування.

Для поверхневого пластичного деформування отворів зразків використовували квазістатичне дорнування. Дорни виготовляли зі сталі 45 та гартували їх до твердості 47...48 HRC. Геометричні параметри дорна вибрані таким чином, щоб досягти

максимально ефективного зміцнення з мінімальною корсетністю отвору [27]. Для квазістатичного дорнування зразків використовували прес РУЕ-100. Поверхнєве пластичне деформування отворів зразків реалізовували при зусиллі 300 кН, що забезпечувало плавне проходження дорном зміцнювальної ділянки зразка. На рис.2 наведено креслення дорна діаметром робочої ділянки 8 мм (рис.2 а) та фото процесу дорнування (рис.2 б). Наприклад, для досягнення величини відносного натягу дорнування 2% для діаметра отвору 8 мм, початковий діаметр отвору після механічної обробки дорівнював 7,84 мм.



а



б

Рисунок 2. Креслення дорна (а) та фото процесу дорнування на пресі РУЕ-100 (б)

Figure 2. Drawings of mandrel (a) and picture of cold expansion process on press РУЕ-100 (b)

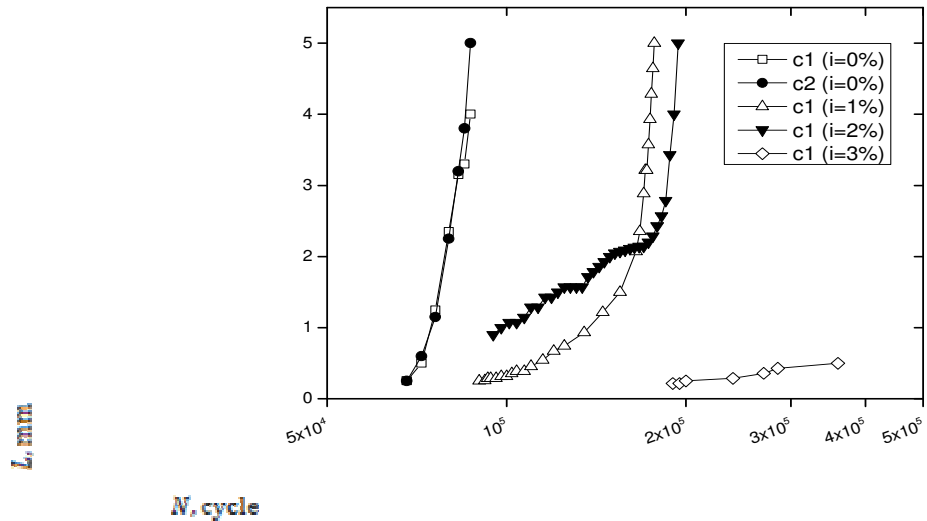
Втомна тріщина в зразках із дорнованими отворами є кутовою і характеризується довжиною видимої поверхневої тріщини c_1 (на вході дорна) та на циліндричній поверхні отвору a (рис.1 б).

Періодом зародження втомної тріщини вважали кількість циклів навантажування, коли довжина тріщини на поверхні зразка $c_1 \approx 0,25$ мм. За моментом появи і розвитком втомних тріщин спостерігали, використовуючи дві цифрові відеосистеми, поєднані з оптичними мікроскопами типу МБС-9 і з'єднані з ПК.

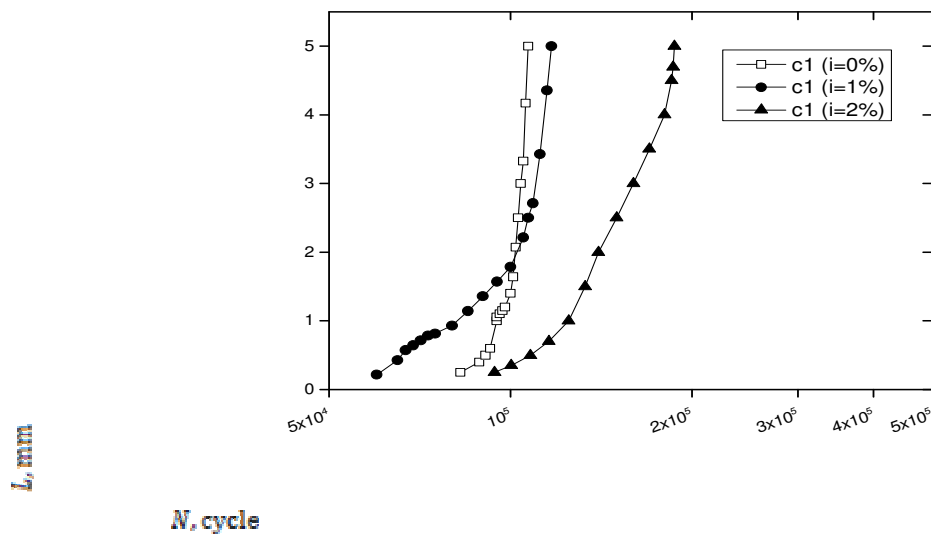
Результати дослідження та їх обговорення. В усіх дорнованих зразках початкова втомна макротріщина зароджувалася на кромках отвору (рис.1 б) з боку входу дорна (А, В) [32]. Коли тріщина проростала на поверхню зразка з боку виходу дорна (С, D), її розміри характеризували довжинами c_1 та c_2 на вході та виході дорна

відповідно.

На рис.3 зображено графіки поширення поверхневої втомної макротріщини на поверхні зразків до 5 мм довжиною залежно від кількості циклів навантажування для різної величини відносного натягу (0, 1%, 2% і 3%) після дорнування для отворів діаметром 8 мм та 10 мм.



a



b

Рисунок 3. Поширення поверхневої втомної макротріщини c_1 до довжини 5 мм у досліджуваних зразках: а – графіки для діаметра отвору 8 мм; б – графіки для діаметра отвору 10 мм

Figure 3. Propagation of surface fatigue crack c_1 to 5 mm length in tested specimens: а – for hole diameter 8 mm; б – for hole diameter 10 mm

З рисунка 3б бачимо, що втомна макротріщина зародилася швидше з отвору, де використовувалося дорнування з натягом 1%. Це зумовлено тим, що поширення втомної тріщини від отвору без дорнування зазвичай відбувалося всередині тіла досліджуваного зразка без виходу на поверхню.

На рис.4 показано кількість циклів до зародження поверхневої тріщини (довжиною 0,25 мм).

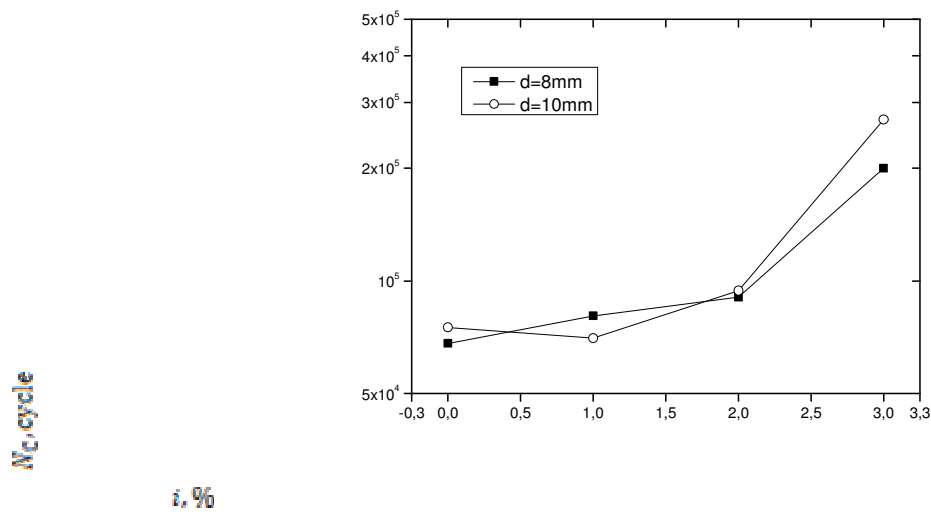


Рисунок 4. Залежність кількості циклів до появи тріщини довжиною 0,25 мм для діаметрів отвору 8 мм та 10 мм з величиною відносного натягу дорнування 0% – 3%

Figure 4. Dependence of number of cycles before 0,25 mm crack appears for the diameter 8 mm and 10 mm and cold expansion rate 0% – 3%.

Спостерігається тенденція підвищення кількості циклів до зародження втомної макротріщини від отворів досліджених зразків пропорційно до збільшення величини відносного натягу дорнування.

Коефіцієнти інтенсивності напружень за розтягу зразка з кутовою тріщиною нормального відриву біля отвору K визначали за формулою Newman та Raju [21]

$$K = \sigma \cdot \sqrt{\pi \frac{a}{Q}} \cdot F_{ch} \left(\frac{a}{c_1}, \frac{a}{t}, \frac{r}{t}, \frac{r}{W}, \frac{c_1}{W}, \varphi \right), \quad (1)$$

де σ – нетто напруження розтягу; t – товщина зразка; $2W$ – ширина зразка; r – радіус отвору; φ – кут між положенням точки на фронті тріщини і лицевою площиною зразка.

Коефіцієнт форми Q визначали за формулою [21]

$$Q = 1 + 1.464 \cdot \left(\frac{c_1}{a} \right)^{1.65}. \quad (2)$$

Поправкову функцію F_{ch} для кутової тріщини у пластині з отвором визначали за формулою [21]

$$F_{ch} = \left[M_1 + M_2 \cdot \left(\frac{a}{t} \right)^2 + M_3 \left(\frac{a}{t} \right)^4 \right] \cdot g_1 \cdot g_2 \cdot g_3 \cdot f_\varphi \cdot f_W \quad (3)$$

де $g_1, g_2, g_3, f_\varphi, f_W$ – поправкові функції для кутової тріщини, які визначають за формулами [21]

$$g_1 = 1 + \left[0.1 + 0.35 \left(\frac{c}{a} \right) \left(\frac{a}{t} \right)^2 \right] (1 - \sin\varphi)^2, \quad (4)$$

$$g_2 = \frac{1 + 0.358\lambda + 1.425\lambda^2 - 1.578\lambda^3 + 2.156\lambda^4}{1 + 0.13\lambda^2}, \quad (5)$$

$$\lambda = \frac{1}{1 + \frac{c}{R} \cos(0.85\varphi)}, \quad (6)$$

$$g_3 = \left(1.13 - 0.09 \frac{c}{a}\right) [1 + 0.1(1 - \cos\varphi)^2] \left[0.85 + 0.15 \left(\frac{a}{t}\right)^{1/4}\right], \quad (7)$$

$$f_\varphi = \left[\left(\frac{c}{a}\right)^2 \sin^2\varphi + \cos^2\varphi\right]^{1/4}, \quad (8)$$

$$f_W = \left[\sec\left(\frac{\pi r}{2W}\right) \sec\left(\frac{\pi(2r + nc)}{4(W - c) + 2nc}\right) \sqrt{\frac{a}{t}}\right]^{1/2}. \quad (9)$$

На рис.5 показано кінетичні діаграми втомного руйнування в координатах РВТ- ΔK .

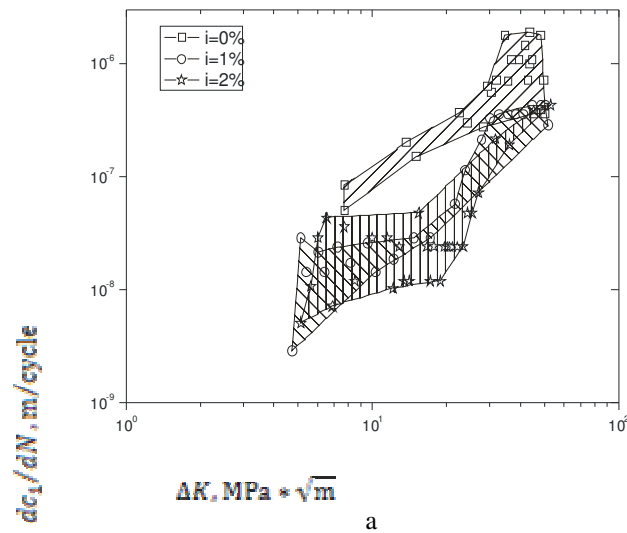


Рисунок 5. Кінетична діаграма втомного руйнування, отримана на зразках із отвором діаметром 8 мм – а та 10 мм – б

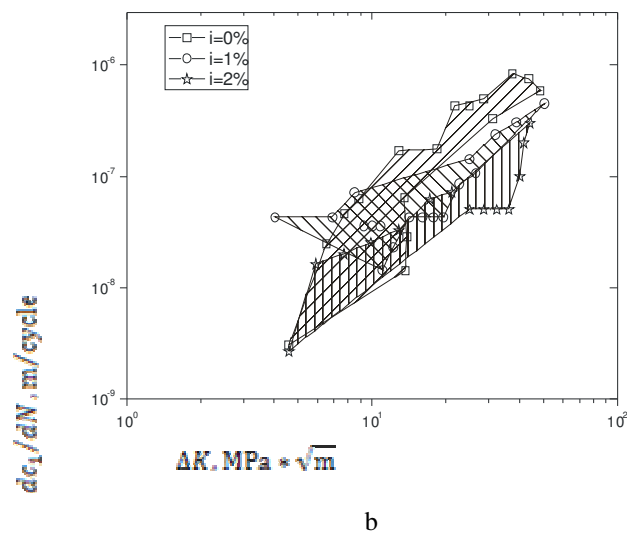


Figure 5. Kinetic diagram of fatigue fracture obtained on samples with a hole diameter 8 mm – a and 10 mm – b

Швидкість росту втомної тріщини у зразках із алюмінієвого сплаву Д16чТ із отворами діаметром 8 мм у подвійних логарифмічних координатах має пропорційну залежність від розмаху КІН. Проте після дорнування отворів (рис.5 а, б) швидкість росту втомної тріщини майже не залежить від розмаху КІН при $\Delta K_1 < 20 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$ і є меншою від швидкості в недорнованих зразках. З збільшенням розмаху КІН ($\Delta K_1 > 20 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$) швидкість росту втомної тріщини зростає і при $\Delta K_1 = 52 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$ досягає швидкості росту тріщини в недорнованому зразку.

Подібну закономірність впливу дорнування на швидкість росту втомної тріщини отримано і для зразків з діаметром отвору 10 мм (рис.5).

Розмах коефіцієнта інтенсивності напружень ΔK визначали за формулою (1), де σ замінювали на розмах напружень $\Delta\sigma = \sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{min}}$.

На рис.6 зображено залежність швидкості росту поверхневої тріщини dc_1/dN від ефективного розмаху ΔK_{eff} . Розмах ефективного КІН визначали за формулою (1), замінивши $\Delta\sigma$ на $\Delta\sigma_{\text{eff}}$, яке обчислювали за формулою

$$\Delta\sigma_{\text{eff}} = \sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{op}} \quad ((10))$$

де σ_{op} – напруження відкриття тріщини.

Напруження відкриття тріщини за різних коефіцієнтів асиметрії циклу навантаження визначають за формулами [21]

$$\left(\frac{\sigma_{\text{op}}}{\sigma_{\text{max}}}\right)_{R=0} = 0.5 \cdot \left(1 - \frac{\sigma_{\text{max}}}{\sigma_B}\right)^2, \quad \text{для} \quad R = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\sigma_{\text{op}}}{\sigma_{\text{max}}} = \left(\frac{\sigma_{\text{op}}}{\sigma_{\text{max}}}\right)_{R=0} \cdot (1 - R)^2 + R, \quad \text{для} \quad R \geq 0 \quad (12)$$

$$\frac{\sigma_{\text{op}}}{\sigma_{\text{max}}} = \left(\frac{\sigma_{\text{op}}}{\sigma_{\text{max}}}\right)_{R=0} \cdot \left(1 - \left(\frac{\sigma_{\text{min}}}{\sigma_B}\right)^2\right)^2, \quad \text{для} \quad R \leq 0 \quad (13)$$

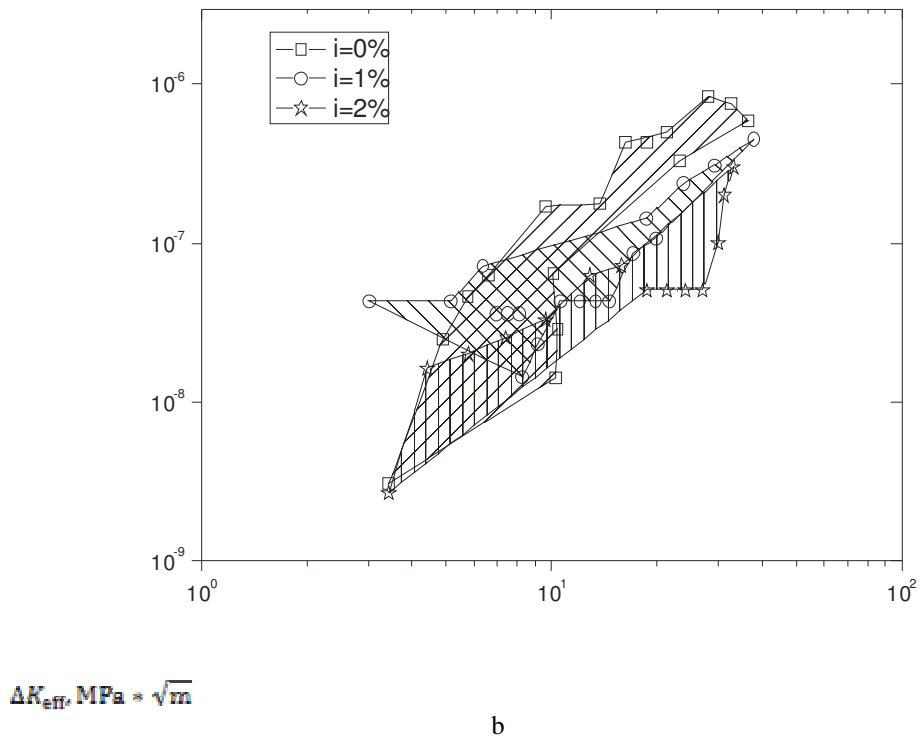
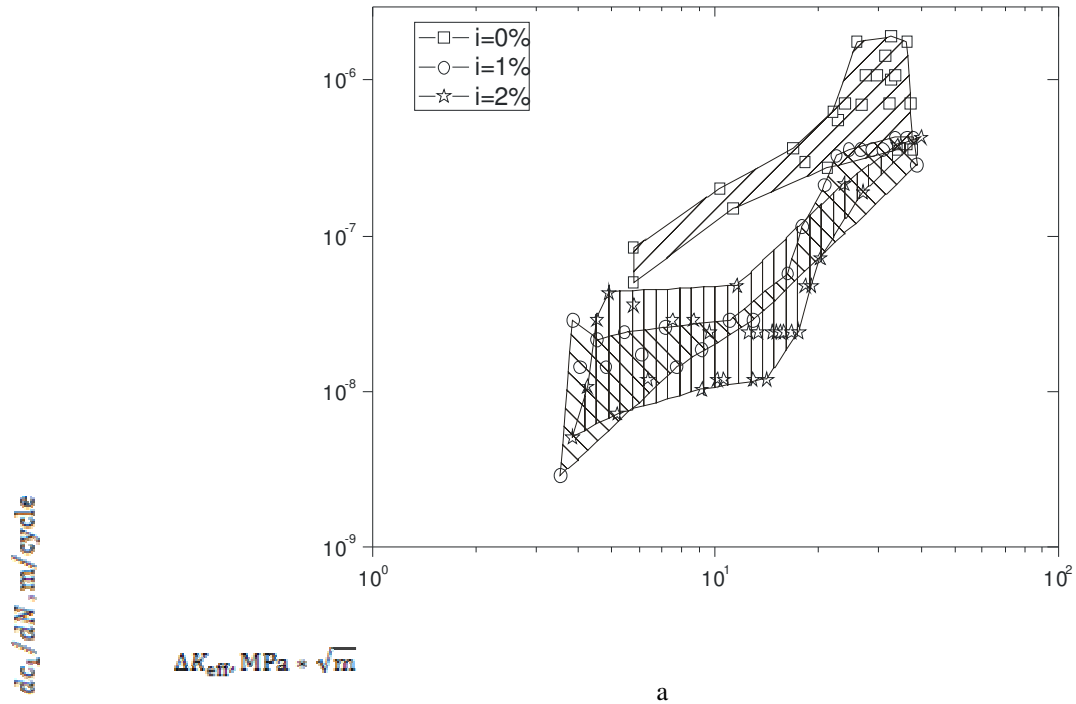


Рисунок 6. Кінетична діаграма втомного руйнування в ефективних координатах, отримана на зразках із отвором діаметром 8 мм – а та 10 мм – б

Figure 6. Kinetic diagram of fatigue fracture in effective coordinates obtained on samples with a hole diameter 8 mm – a and 10 mm – b

Зазначимо, що ефективний розмах КІН визначено у першому наближенні враховує лише залишкові напруження, спричинені циклічним пластичним

деформуванням у вістрі тріщини, та не враховує технологічні залишкові напруження від поверхневого пластичного дорнування отворів.

Висновки. Досліджено основні закономірності впливу пластичного дорнування отворів з відносним натягом 1–3% на зародження та перебіг поширення втомних тріщин в алюмінієвому сплаві Д16чТ. Виявлено, що незалежно від натягу дорнування тріщини зароджуються від кромок пластично деформованих отворів з боку входу дорна.

Кількість циклів до зародження втомної макротріщини на поверхні довжиною 0,25 мм від отворів збільшується з підвищенням відносного натягу дорнування. Це зумовлено домінуючим впливом залишкових стискувальних напружень в околі зміцнених отворів.

З підвищенням відносного натягу дорнування від 1% до 2% ефективний коефіцієнт інтенсивності напружень та швидкість поширення втомної тріщини зменшуються.

Conclusions. The basic regularities of plastic cold worked holes with expansion rate 1–3% for fatigue cracks initiation and propagation in aluminum alloy D16chT are researched. Irrespective of cold expansion rate the cracks were found to start from the edge of plastically deformed holes in side, where the entrance of mandrel was. Number of cycles to surface fatigue crack length of 0,25 mm increases with the increasing holes cold expansion rate. This is due to the dominant influence of residual compressive stresses in the vicinity of hardened holes. With cold expansion rate increasing from 1% to 2% the effective stress intensity factor and fatigue crack propagation rate decreases.

Список використаної літератури

1. Воробьев, Ю.А. Сравнительный анализ способов дорнования отверстий [Текст] / Ю.А. Воробьев, В.В. Воронько, В.Н. Степаненко // Системы обработки информации. – Харківський університет Повітряних Сил, 2007. – Вып. 5 (63). – С. 35–38.
2. Полухин, П.И. Сопротивление пластической деформации металлов и сплавов [Текст] / П.И. Полухин, Г.Я. Гун, А.М. Галкин. – М.: Металлургия, 1976. – 488 с.
3. Упрочнение отверстий болтовых соединений в конструкциях из алюминиевых сплавов. Производственная инструкция ПИ-6843. Издание 4. – 1987. – 16 с.
4. Miller K.J., de los Rios E.R. (Editors). Short fatigue cracks.ESIS Publication 13, Mechanical Engineering Publications, London, 1992.
5. Miller K.J. The two thresholds of fatigue behaviour // Fatigue Fract. Engng Mater. Struct. 18, (9) p. 931–939, 1993.
6. Wanhill R.J.H. Flight simulation fatigue crack growth guidelines. Proc. 8th Int. Congress Fatigue 2002, 1/5, P. 573–584, Sweden, 2002.
7. Halliday M. D., Cooper C., Poole P., Bowen P. On predicting small fatigue crack growth and fatigue life from long crack data in 2024 aluminium alloy // Int. J. of Fatigue. Vol. 25, P.709–718, 2003.
8. Li X.D. Micromechanical model of stage I to stage II crack growth transition for aluminium alloys // Theoretical and Applied Fracture Mechanics. Vol. 24, p. 217–231, 1996.
9. Панасюк, В.В. Основы механики разрушения [Текст] / В.В. Панасюк, А.Е. Андрейкив, В.З. Партон. – К.: Наук. думка, 1988. – 488 с.
10. Андрейкив, А.Е. Усталостное разрушение и долговечность конструкций [Текст] / А.Е. Андрейкив, А.И. Дарчук. – К.: Наук. думка, 1992. – 184 с.
11. Андрейкив, А.Е. Пространственные задачи теории трещин [Текст] / А.Е. Андрейкив. – К.: Наук. думка, 1982. – 342 с.
12. Андрейкив, А.Е. Расчетная модель для определения периода зарождения усталостной макротрещины [Текст] / А.Е. Андрейкив // Физ.-хим. механика материалов. – 1976. – №6. – С. 27–31.
13. Панасюк, В.В. Зарождение усталостных трещин концентратора напряжений [Текст] / В.В. Панасюк, О.П. Осташ, Е.М. Костык // Физ.-хим. механ. матер. – 1985. – №6. – С. 3–10.
14. Стадник, М.М. Расчетная модель для определения усталостной долговечности тела, ослабленного тонкой полостью [Текст] / М.М. Стадник, Р.В. Ризничук // Физ.-хим. механика материалов. – 1989. – №3. – С. 83–88.

15. Панасюк, В.В. К теории деформирования и разрушения металлов при циклическом нагружении [Текст] / В.В. Панасюк, А.Е. Андрейкив, А.И. Дарчук // Тр. IX конференции по прочности и пластичности. – Киев–Москва, 1996. – С. 85–90.
16. V. T. Troshchenko, P. V. Yasnii, V. V. Pokrovskii, B. T. Timofeev, V. A. Fedorova. Effect of single plastic prestraining on crack resistance. 1. The rate of fatigue crack growth in heat-resistant steel// Strength of Materials. – 1988. – Vol. 20, No 12. – P.1552–1558.
17. V. T. Troshchenko, P. V. Yasnii, V. V. Pokrovskii. Effect of single plastic prestraining on crack resistance. 2. An approach to predicting the fatigue crack growth rate// Strength of Materials. – 1988. – Vol. 20, No 12. – P. 1558–1563.
18. Yasnii P.V., Kovalchuk Y.O. The influence of preliminary plastic deformation (tensile-compression) on fatigue crack growth rate. Proc. of Int. Symp. Materials Ageing and Component life Extension, Milan, 1995. – P. 185–194.
19. Ясній, П.В. Пластично деформовані матеріали: втома і тріщино тривкість [Текст] / П.В. Ясній. – Львів: Світ. – 1998. – 298с.
20. Панасюк, В.В.. Основы механики разрушения [Текст] / В.В. Панасюк, А.Е. Андрейкив, В.З. Партон. – К.: Наук. думка, 1988. – 488 с.
21. Андрейкив, А.Е.. Усталостное разрушение и долговечность конструкций [Текст] / А.Е. Андрейкив, А.И. Дарчук. – К.: Наук. думка, 1992. – 184 с.
22. Андрейкив, А.Е. Пространственные задачи теории трещин [Текст] / А.Е. Андрейкив. – К.: Наук. думка, 1982. – 342 с.
23. Андрейкив, А.Е. Расчетная модель для определения периода зарождения усталостной макротрещины [Текст] / А.Е. Андрейкив // Физ.-хим. механика материалов. – 1976. – №6. – С. 27–31.
24. Панасюк, В.В. Зарождение усталостных трещин концентратора напряжений [Текст] / В.В. Панасюк, О.П. Осташ, Е.М. Костык // Физ.-хим. механ. матер. – 1985. – №6. – С. 3–10.
25. Стадник, М.М. Расчетная модель для определения усталостной долговечности тела, ослабленного тонкой полостью [Текст] / М.М. Стадник, Р.В. Ризничук // Физ.-хим. механика материалов. – 1989. – №3. – С. 83–88.
26. Панасюк, В.В. К теории деформирования и разрушения металлов при циклическом нагружении [Текст] / В.В. Панасюк, А.Е. Андрейкив, А.И. Дарчук // Тр. IX конференции по прочности и пластичности. – Киев–Москва, 1996. – С. 85–90.
27. Воронько, В.В. Скоростное дорнования отверстий авиационных конструкций [Текст] / В.В. Воронько // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского, 2009. – №41. – С. 213–226.
28. Воробьев, Ю.А. Сравнительный анализ способов дорнования отверстий [Текст] / Ю.А. Воробьев, В.В. Воронько, В.Н. Степаненко // Системи обробки інформації. – Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского, 2007. – №5. – С. 35–38.
29. Скворцов, В.Ф. Дорнование глубоких отверстий малого диаметра [Текст] / В.Ф. Скворцов, А.Ю. Арляпов. – Томск: Изд-во ТПУ, 2005. – 92 с.
30. H.D. Gopalakrishna, H.N. Narasimha Murthy, M. Krishna, M.S. Vinod, A.V. Suresh Cold expansion of holes and resulting fatigue life enhancement and residual stresses in Al 2024 T3 alloy – An experimental study // Engineering Failure Analysis. – Department of Mechanical Engineering, RV College of Engineering, Bangalore, 2010. – №17. P. 361–368.
31. Степанова, Т.Ю. Технологии поверхностного упрочнения деталей машин: учебное пособие [Текст] / Т.Ю. Степанова. – Ивановский государственный химико-технологический университет, 2009. – 64с.
32. Newman JC, Raju IS. Stress intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies. In: Lewis JC, Sines G, editors. Fracture Mechanics, XIV Symposium, vol. 1, Theory and Analysis, ASTM STP 791. Philadelphia, PA: American Society for Testing and Materials, 1983:1238–65.

Отримано 31.01.2014