

УДК 629.7.083

**ГРИШИН В.М.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,  
старший науковий співробітник

**ВАБІЩЕВИЧ О.В.**, науковий співробітник

## **ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ НАЯВНИХ ТРІЩИН У КОНСТРУКЦІЯХ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ НА ЇЇ ТЕХНІЧНИЙ СТАН**

*Розглядається питання впливу на технічний стан літальних апаратів (ЛА) наявності тріщин в елементах їх конструкції та пропонується розрахунок визначальних параметрів цих тріщин*

*Ключові слова: ресурс, авіаційна техніка, втомна міцність, тріщини, напруження*

До цього часу підтримання справності бойової авіаційної техніки (АТ) Повітряних Сил Збройних Сил (ПС ЗС) України здійснюється шляхом проведення робіт з продовження призначених строків служби АТ.

Необхідність початку цих робіт (з 1997 року) була визначена тим, що АТ, яка знаходиться на озброєнні ПС ЗС України, мала вичерпані запаси по строках служби і одночасно значні залишки по ресурсах.

Наприкінці 90-х років фахівцями Державного науково-дослідного інституту авіації було створено державну систему підтримання справності авіаційної техніки ПС ЗС України, складовою якої є теоретичні дослідження з визначення можливості збільшення (продовження) призначених показників АТ, та напрацьовані відповідні методичні рекомендації з проведення цих досліджень та робіт. В основному, ця теоретична база удосконалювалася та розвивалася стосовно продовження строків служби.

Але вже сьогодні, у зв'язку з вичерпанням запасів по ресурсах практично усіх типів ЛА державної авіації, виникає актуальна задача розширення та удосконалення теоретичної бази зі збільшення ресурсних показників АТ.

У ряді науково-дослідних робіт ДНДІА було визначено фактори, що впливають у процесі експлуатації АТ на її технічний стан, і які пов'язані зі строком служби або наробітком техніки.

Дослідження зміни технічного стану під впливом ресурсних факторів відіграє головну роль у прогнозуванні остаточного ресурсу ЛА та всієї АТ.

Особливий інтерес визиває процес зміни витривалості (втомної міцності) авіаційної конструкції (з металу або сплаву) зі зростанням пошкоджень під час тривалої експлуатації, адже ресурс конструкції тісно пов'язаний з її пошкодженістю [1, 4].

У даній статті розглядається питання впливу на технічний стан ЛА такого ресурсовизначаючого фактора, як наявність тріщин в елементах їх конструкції та

пропонується методика розрахунку визначальних параметрів цих тріщин.

Встановлення значень ресурсних показників обумовлене інтенсивністю відмов та несправностей за певний період часу. Значна кількість несправностей знаходиться у причинно-послідовному зв'язку з порушенням цілісності (появою тріщини) або руйнуванням якогось елемента конструкції [5].

Необхідно звернути увагу на те, що останнім часом при дефектуванні ЛА, їх обладнання та компонентів зі значними строками служби і наробітком, під час робіт з визначення можливості продовження їх експлуатації, кількість виявлень тріщин елементів конструкції ЛА значно збільшилась.

Наприклад, на літаках типу МіГ-29 було виявлено тріщини довжиною від декількох до 25 міліметрів на передньому стояку шасі; в районі кріплення ліхтаря по шпангоуту; обшивки задньої правої панелі клина повітрозбірника; на профілях внутрішньої обшивки капотів двигунів; патрубків капотів двигунів; кришок, а також тріщини інших елементів.

Для того, щоб урахувати вплив цього фактора на ресурсні показники та можливість їх продовження, необхідно знати причини виникнення тріщин, їх розвитку та подальші наслідки цих явищ.

Визначенням закономірностей руйнування вчені займаються з початку минулого століття, цьому присвячена наука – механіка руйнування, яка вивчає умови зародження, закономірності розвитку тріщин та питання удосконалення розрахункових методів забезпечення довговічності конструкцій [2, 3].

За результатами проведення значної кількості робіт, теоретичних та експериментальних досліджень щодо вивчення природи і закономірностей процесів зміни несучої здатності конструкцій при їх роботі, було розроблено концепцію в'язкості руйнування металів, концепцію квазікрихкого руйнування, визначені мікроструктури металів і сплавів та їх зміни під навантаженням, визначені критерії розвитку тріщин у металах і сплавах, що схильні до деформації, виведені вирази та формули для розрахунків потенційної живучості або тріщиностійкості конструкцій, отримані експериментальні дані по характерних параметрах.

Скористаємося деякими з цих результатів для вирішення задачі щодо визначення впливу розвитку тріщин елементів ЛА на їх технічний стан та врахування наявності тріщин при розрахунках з продовження ресурсних показників АТ, а саме такими:

- встановлено, що існує деяка критична довжина тріщини  $l_{кр}$ . Тріщини, довжина яких менше  $l_{кр}$ , як правило не зростають і є безпечними. Тому якщо у конструкції є тріщина з довжиною  $l$ , менше  $l_{кр}$ , то, не дивлячись на високу концентрацію напруженості у верхівці тріщини, конструкція буде зберігати достатній рівень працездатності. Тріщини, довжина яких більше за  $l_{кр}$ , при заданому напруженні у верхівці розповсюджуються спонтанно і на практиці є небезпечними.  $l_{кр}$  розраховуються за формулою [3]:

$$l_{кр} = 2E\gamma / (\pi\sigma^2), \quad (1)$$

де  $E$  – модуль пружності першого роду;  $\gamma$  – питоме поверхнєве натягнення, що вводитьься за аналогією з таким же поняттям для рідини;  $\sigma$  – діюче напруження.

Основним критерієм розвитку тріщин у металах і сплавах (характерних в авіаційних конструкціях тріщин типу “розрив”) [6] є критерій інтенсивності напружень  $K_c = \sigma\sqrt{\pi l}$ . Критичне значення коефіцієнта  $K_c$  (на момент руйнування) визначають експериментальними методами. Це значення залежить від товщини, розміру, форми тріщини та типу навантаження.

Умови міцності для крихкого руйнування будемо визначати не в формі  $\sigma_\delta = \sigma_p$  (діючі напруження дорівнюють руйнівним), а у формі  $K_\delta = K_c$ , тобто  $\sigma_{кр}\sqrt{\pi l} = K_c$ ,

де  $\sigma_{кр}$  - напруження, діюче на момент руйнування.

Різниця тут у тому, що міцність конструкції залежить не тільки від рівня напружень, а й від довжини наявної в ній тріщини.

З виразу  $\sigma_{кр} = \frac{K_c}{\sqrt{\pi l}}$  видно, що руйнівне напруження визначається саме довжиною тріщини і при зростанні тріщини воно є меншим. Складаються умови для “вибухового” зростання тріщини з катастрофічними наслідками.

У залежності від схеми та умов навантаження конструкції коефіцієнти інтенсивності в основному надаються у вигляді  $K_c = \sigma Y \sqrt{l}$ .

Безрозмірний множник  $Y$  носить в механіці руйнування назву “К-тарировки”, який залежить від відношення довжини тріщини  $l$  до характерних розмірів тіла, а саме до товщини перетину  $b$ , тобто від числа  $\lambda = l/b$ .

Залежність  $Y(\lambda)$  зазвичай представляють таблицею або приблизною формулою

$$Y(\lambda) = C_0 + C_1\lambda + C_2\lambda^2 + C_3\lambda^3 + \dots + C_n\lambda^n, \quad (2)$$

де  $n$  – максимальний ступінь апроксимаційного полінома.

У спеціальних довідниках є набір “К-тарировок” для різних форм тіла та умов їх навантаження, що полегшує розрахунок потенційної живучості або тріщиностійкості конструкцій.

Для наочності можна навести конкретні приклади використання викладених підходів до оцінки тріщиностійкості конструкції.

Приклад 1. В алюмінієвій панелі літака шириною  $b = 2\text{ м}$  і товщиною  $h = 1\text{ мм}$  виявлена плоска наскрізна тріщина. Тріщина розташована перпендикулярно напрямку розтягування в центральній частині. Її довжина  $l = 20\text{ мм}$ . Необхідно визначити, чи безпечна при даній ситуації експлуатація такої панелі?

Рішення. Панель виготовляється з алюмінієвого сплаву марки В-95, в'язкість руйнування цього матеріалу дорівнює  $23\text{ МПа м}^{1/2}$ . На неї діє зусилля  $98\ 000\text{ Н}$ . Довжина тріщини мала в порівнянні з шириною панелі. Коефіцієнт інтенсивності напружень в цьому випадку  $K_c = \sigma\sqrt{0,5\pi l}$ . Критерій крихкого руйнування

$K_c = K_{1c}$  визначає критичний розмір тріщини  $l_{кр} = 2K_{1c}^2 / \pi\sigma^2$ , де

$$\sigma = F/(bh) = 98000/(2000 \cdot 1) = 49\text{ МПа}.$$

Звідси

$$l_{кр} = 2 \cdot 23^2 / (3,14 \cdot 49^2) \cong 0,43 \cong 430 \text{ мм},$$

тобто, тріщина довжиною 20 мм є безпечною.

Розглянемо приклад розрахунку довговічності тріщини по числу циклів.

Приклад 2. Полоса з однією крайовою тріщиною піддана циклічним розтягуванням. Розмах коефіцієнта інтенсивності напружень  $K=1,12$ , матеріал смуги – сталь А514 ( $\sigma_{0,2} = 700 \text{ МПа}$ ,  $K_{1C} = 5300 \text{ Н / мм}^{3/2}$ ). Початкова довжина тріщини  $l_{кр} = 7,6 \text{ мм}$ , параметри циклу навантаження:

$$\sigma_{\max} = 320 \text{ МПа}, \sigma_{\min} = 175 \text{ МПа}, \Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} = 145 \text{ МПа}.$$

Рішення. Відомо, що швидкість розповсюдження циклічних тріщин набагато менше крихких і залежить тільки від коефіцієнта інтенсивності напружень.

Прийнято вважати, що швидкість розвитку тріщини втомни при багатоциклічному навантаженні підпорядковується залежності Периса  $dl/dN = A(\Delta K)^n$ , де  $A$  і  $n$  - емпіричні коефіцієнти, визначаються в залежності від типу матеріалу.  $n = 2 \dots 7$  (найчастіше – 4), збільшення  $n$  відповідає збільшенню крихкості матеріалу;  $\Delta K_c = K_{\max} - K_{\min}$  – перепад (розмах) коефіцієнта інтенсивності напружень за один цикл навантаження;  $N$  - число циклів.

Припустимо, що після обробки результатів втомних випробувань зразків з даної сталі відповідно до формули Периса

$$\frac{dl}{dN} = 3,553 \cdot 10^{13} K^{2,95} \text{ мм / цикл}, \quad (3)$$

якщо  $\Delta K_c$  виразити в  $\text{Н / мм}^{3/2}$ .

Критичну довжину тріщини визначаємо відповідно до критерію Ірвіна ( $K_{\max} = K_{1C}$ ):

$$l_{кр} = \left( \frac{K_{1C}}{1,12 \sigma_{\max} \sqrt{\pi}} \right)^2 \approx 70 \text{ мм}. \quad (4)$$

Проінтегрувавши рівняння Периса, отримаємо, що на поширення тріщини від  $l_0 = 7,6$  до  $l_0 = 70$  мм потрібно 82000 циклів.

Треба зауважити, що існуючі методи оцінки втомної довговічності і тріщиностійкості конструкції не обмежуються формулами Периса. Широко розвиваються підходи, що враховують реальні процеси, які відбуваються в вершині тріщини або надрізу [2].

Останнім часом для вирішення практичних задач прогнозування довговічності тріщин в авіаційних конструкціях використовуються методи, засновані на обліку результатів випробувань в умовах, що імітують натурні умови польоту (типовий політ). Отримані таким чином прогнози мають великий ступінь достовірності, що робить їх більш придатними для практичного використання.

## **Висновки**

У переважній більшості випадків причиною втрати працездатності конструкцій є виникнення тріщини. З обґрунтуванням поняття “в'язкість

руйнування” можна розділяти тріщини на небезпечні та безпечні.

Критерієм небезпеки (безпеки) тріщин є її критична довжина, яка в свою чергу залежить від коефіцієнта інтенсивності напружень і напруженості конструкції при роботі.

Використовуючи залежності для підрахунку інтенсивності напружень, а також критерії Периса, можна визначати гранично допустиму довжину тріщин, залишковий ресурс конструкції та періодичність проведення профілактичних оглядів.

## **ЛІТЕРАТУРА**

1. Иванова В.С., Терентьев В.Ф. Природа усталости металов. М.: Наука, 1989. 301 с.
2. Нотт Дж. Ф. Основы механики разрушения. М.: Металургия, 1987. 217 с.
3. Партон В.З. Механика разрушения. От теории к практике. М.: Наука, 1998. 239 с.
4. Пивоваров В.А. Эксплуатационная повреждаемость турбин авиационных силовых установок. М.: Транспорт, 1977. 120 с.
5. Техническая эксплуатация летательных аппаратов /Под ред.. Н.Н. Смирнова. М.: Транспорт,. 1990. 423 с.
6. Н.Ф.Хильченко, В.П. Куц. Строительная механика и прочность авиационных конструкций. КВВАИУ, 1992. 224 с.

*Надійшла до редакції 29.10.2013*