

УДК 629.7.083

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

**БЄЛІНСЬКА Р.Б.**, науковий співробітник

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

## **АЛГОРИТМ РОЗРАХУНКУ ТРІЩІНОСТІЙКОСТІ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

*Проводиться аналіз тріщин в елементах конструкції літальних апаратів (ЛА), виявлених під час виконання робіт з продовження призначених показників ЛА, та надається перелік параметрів для практичного розрахунку критичної довжини тріщин*

*Ключові слова: критична довжина тріщини, ресурс, авіаційна техніка, тріщини, напруження*

Як відомо, будь яка матеріальна конструкція, агрегат чи деталь, їхні елементи, що виконують певні технічні функції, мають властивість з часом “старіти”, що негативно впливає на спроможність їх функціонування і може привести до повної відмови. Також відомо, що всі металеві елементи вже зі свого “народження” мають велику кількість мікротріщин у структурі.

Протягом часу використання цих конструкцій, під впливом постійних та змінних навантажень, різних несприятливих умов експлуатації та інших чинників, деякі тріщини починають повільно або швидко розвиватися, що може привести з часом до повного руйнування конструкції.

Поява зростаючих тріщин є дуже небезпечним фактором, на який необхідно постійно звертати увагу під час експлуатації авіаційної техніки, тому що від нього залежать можливість та безпека її використання.

Як показує аналіз Донесень про несправності ЛА (таблиця 1), тріщини виявляються під час оцінення технічного стану в процесі експлуатації і ремонту практично на всіх типах авіаційної техніки, що перебуває на озброєнні авіації ЗС України та інших військових формувань.

У зв'язку з тим, що ця техніка має значні строки служби та напрацювання, створено систему продовження призначених показників авіаційної техніки ЗС України, що дозволяє її експлуатувати за межами, встановленими розробником та виробником. Результатом роботи за цією системою є приведення техніки до справного стану з певним запасом ресурсу та строків служби. Для цього необхідно якомога точніше визначити поточний технічний стан виробу авіаційної техніки, якісно провести відновні роботи та спрогнозувати зміну цього стану за часом.

Очевидно, що на вказані процеси безпосередньо впливає наявність тріщин та їх наслідки, і це потребує певних розрахунків щодо тріщиностійкості елементів виробів авіаційної техніки, що є актуальною задачею сьогодення. Розрахувати безпечність тріщин можливо, користуючись методологією, наведеною у роботах [1, 2, 3], за якою визначається критична довжина тріщини.

У відповідності з указаною методологією до основних параметрів розвитку тріщин у деформованих металах та сплавах відносяться коефіцієнти інтенсивності та в'язкості руйнування  $K_c$  і  $K_{1c}$ .

Критичний коефіцієнт інтенсивності напружень  $K_{1c}$  є мінімальним значенням коефіцієнта інтенсивності напружень  $K_c$ , при якому накопиченої енергії деформації стає достатньо для подальшого розповсюдження тріщини.

Згідно з [2, 3] критичний розмір тріщини можливо розрахувати за формулою

$$l_{кр} = K_{1c}^2 / \pi \sigma^2,$$

де  $\sigma = F/(bh)$  - напруження, що діє на елемент конструкції,  $F = C q S$  - сила (навантаження),  $C$  - аеродинамічний коефіцієнт,  $q$  - швидкісний натиск,  $S$  - площа елемента конструкції,  $b, h$  - його ширина та товщина.

Звісно, що прийняття рішення щодо можливості подальшого використання за призначенням елементів конструкції виробу АТ після виявлення у них тріщин повинно базуватися на аналізі наслідків їх появи та визначення можливості і необхідності їх усунення. І в першу чергу необхідно проводити розрахунки тріщиностійкості елементів ЛА з небезпечними наслідками, попередньо виділивши їх у окрему групу.

На прикладі аналізу результатів оцінки технічного стану щодо виявлених тріщин літаків типу МіГ-29 під час виконання робіт з продовження їх призначених показників у 2012...2014 роках (таблиця 2) можливо визначити елементи конструкції, вузли та агрегати, у яких поява тріщин може привести до небезпечних наслідків.

На літаках типу МіГ-29 застосовуються такі сучасні конструктивні матеріали як нержавіюча сталь ВНС-2М, алюмінієві сплави Д19, АК-4-1, титан, алюмінієво-літійовий сплав "01420", та біля 7% від маси конструкції складають композитні матеріали, зокрема на основі вуглепластика КМУ 4Л, які в значній мірі є нестійкими до появи втомлених тріщин.

У деяких випадках під час визначення величини в'язкості руйнування елементів конструкції, що виготовлені з високоміцних та термічно зміцнених сплавів, можливо скористатися більш відомим параметром - значенням межі плинності  $\sigma_{0.2}$ . Цей параметр для вказаних вище сплавів є аналогом  $K_c$ , тому що  $\sigma_{0.2}$  - це мінімальна інтенсивність напружень, при якій може початися крихке руйнування при відповідній температурі та невеликій товщині елемента для забезпечення умови плоского деформованого стану [4].

Скориставшись даними, наприклад, з таблиці 2, формулами з рисунку 1 для розрахунку  $K_c$ , відповідно до схеми та умов навантаження конструкції, та знаючи: марку матеріалу, форму тріщини, довжину і товщину, розміри елемента конструкції,

Таблиця 1

## Характерні тріщини, виявлені під час експлуатації ЛА у період 1998 – 2011 роки

Тип ЛА				
Місце тріщини				
СУ-27	СУ-27	Міг 29	Міг 29	Ми-8
кронштейна 11.5003.3.320.902 кріплення МР-70 управління носками крила лів. та прав площин	труби зовнішнього обдуву скла фонаря Т6М-7601-5030. зварного шва балок Т-6-64105-500 оснвних стояків шасі 2 вип	при демонтованому з літака КСА-3 виявлено поперечну тріщину балки 5.12.1500.2040.00	контура підвода палива до форсунок, між 1-ою та 24-ою форсунками	l = 61 мм верхнього зварного шва закінчювочної частини вихлопного насадка лів. двигуна ТВ3-117 ВМ
на внутрішньої частині штока правої стійки в зоні сходження з посадочним діаметром осі колеса по гострій кромці штока	по зварному шву трубопроводу підводу палива до гідроциліндрів управління НА вхідної групи компресора (2 вип.)	нижньої полки кронштейну 5.12.5104.0120.00 кріплення качалки 5.12.5104.0110.00 управління РП-280 лівого елерону	внутрішньої секції змішувача камери згорання довжиною 25 мм в осьовому напрямку. (ТВ не більше 15 мм).	4 тріщини втомленості в районі діафрагми № 4 лівого підвісного баку довжиною 3,5см; 2,5 см; 1,5 см; 0,5 см
обойми внутрішнього підшипника лівого осн. стояка	нижнього зварного шва балок основних стояків шасі (3 вип.)	по всій довжині на верхній полиці соплового апарату турбіни низького тиску	трубопроводу 088039930 довж. 1/3 діаметра біля штуцера під'єднання трубопроводу до датчика ДД-2Т	<b>Л-39</b>
зворотного клапана ОК-6 першої гідросистеми	сферичного підшипника задн вузла кріпл.секції закрилків			
коромисла механізму ручного відкриття ліхтаря кабіни льотчика	труби зовнішнього обдуву скла фонаря Т6М-7601-5030	по ніпельному з'єднанню трубопроводу від дроселя до замка контуру закрилків	кронштейна навіски середньої створки лівої основної стійки шасі	по ніпельному з'єднанню трубопроводу від дроселя до замка контуру закрилків
на кронштейнах кріплення МР-70 системи керування носками крила	по зварному шву труби системи зовнішнього обдуву скла фонаря Т-6М-7601-5030 (8 випадків, довж. до 10 см)	середньої частини контактної пластини кожуха ЕКСР-46 довжиною 2 см	качалки 5.12.4207.1130.00 системи управління РДМ трубопроводу першої гідросистеми довжиною 0,3 мм	середньої частини контактної пластини кожуха ЕКСР-46 довжиною 2 см
трубопроводу всмоктування ІГС підводу гідрорідини від фільтру лінії зливу до насосу НІП-112А	рухомого підшипника заднього вузла кріплення половин закрилків	контактної пластини кожуху ЕКСР-46 в середній частині довжиною 2 мм, 20мм	гайки трубопроводу 5.12.5314.8018.99 лінії нагнітання загальної гідросистеми	контактної пластини кожуху ЕКСР-46 в середній частині довжиною 2 мм
на внутрішній частині штоку по гострій кромці штока в місці переходу внутрішнього діаметру штоку к півосі колеса	по зварному шву трубопроводу підводу палива до гідроциліндрів управління направляючими апаратами І ступені компресора колеса	контактної панелі кожуха ЕКСР-46 в середній частині довжиною 20 мм	паливного колектора ОКС біля ніпельного з'єднання трубопроводу Т6-3-5314-4-М253 підводу повітря до пневмоклап. УП-61, прав стояк	контактної панелі кожуха ЕКСР-46 в середній частині довжиною 20 мм
на лонжероні лівої консолі крила в місце кріплення гідроциліндру управління поворотним носком	нижнього зварного шва балок Т-6-6-4105-500 основних стояків шасі (2 випадки)	нижнього зварного шва балок Т6-6-4105-500 основних стійок шасі (5 випадків)	кронштейнів 5.12.2010.1170.91 лівої та правої консолі крила качалки керування елеронами біля нервюри №5	контактної панелі кожуха ЕКСР-46 в середній частині довжиною 20 мм

## Тріщини, виявлені під час робіт з продовження призначених показників ЛА МіГ-29 у період 2012 – 2014 роки

Номер ЛА				
Місце та довжина тріщини (безпе́чність елемента)				
МіГ-29 № 2960729047	МіГ-29 № 2960729049	МіГ-29 № 2960728502	МіГ-29УБ № 50903018624	МіГ-29 № 2960731230
l = 8 мм профілю, шп. № 3	l = 8 мм діафрагми переднього стрингера, нерв. № 2-3 лів.консолі крила ( <b>небезпечно</b> )	анкерної гайки на профілі кріпл ступки закрілка біля нервюру № 2-3 прав консолі крила	балки 5.12.1500.2040.00 відсіку коробки літакових агрегатів ( <b>небезпечно</b> )	хомута довжиною 3м мм в районі шп. № 6 (планер літака)
l = 10 мм обшивки передньої рухомої і панелі клина повітрязабірника	l = 3 мм внутрішньої обшивки підшипника на середньому вузлі навіски прав. закрілка ( <b>небезпечно</b> )	l = 15 мм, 0,3150, 5 мм стільн. обшивки лів. закрілка стрічки l = 10 мм, притискні стрічки панелей клина	кронштейнів кріплення качалок керування елеронами біля нерв.№ 5 лівої та правої консолей крила ( <b>небезпечно</b> )	l = 7 мм профілю зліва (планер літака)
l = 15 мм патрубку (2 шт) лівого капота двигуна.	l = 7 мм на правій панелі, 4-5 стрингер	l = 25 мм зовніш обшивки на шп. № 2 відсіку перед. стояка	обшивки гроту в районі кріплення антени АРК-19	кронштейна у середині каналу шп. № 3 ( <b>небезпечно</b> )
l = 10 мм на кришці Ф-101 (ліва, верхній грот)	l = 10 мм підкільової надбудови ( <b>небезпечно</b> )	профіля шп. № 5-6 ніши основного стояка (лів.)	накладки ступки турбостартера	обшивки по краю правого елерону
обшивки довжиною 55 мм кришки ФН-47 (права, купол шасі)	l = 5 мм, 3 мм проф внутр обш. щитка перед. стояка шасі l = 30 мм нижньої панелі бака № 1 ФН-17( <b>небезпечно</b> )	підсилюючої накладки внутрішньої обшивки в районі шп. № 3, зліва правого повітрязабірника	<b>МіГ-29УБ № 50903018194</b> l = 8мм профілів (4 шт.) по нервюрі № 1, l = 8 мм профілю на закінцівці лів консолі крила	профілів кришки верхнього гроту
обшивки з торця довжиною 15 мм залізу ФН-39 (лівий купол шасі)	l = 3 мм заднього вузла навіски щитка основного (прав.) стояка шасі ( <b>небезпечно</b> )	угольника шп. № 5-6 ніши основного стояка (лів.)	l = 10 мм нержавіючої обшивки переднього стрингера по нерв. № 8 лівої консолі крила	профілів верхньої лівої кришки двигунів
l = 8 мм переднього стояка ( <b>небезпечно</b> )	l = 5 мм, 3 мм внутрішньої обшивки ступки № 4 верхнього лів.входу	профіля l = 130 мм на місці кріплення анкерної гайки. лівий борт шп. № 5А-5	l = 10 мм, 16 мм обшивки на закінцівці правої консолі крила	внутрішньої обшивки правої ступки переднього стояка шасі
l = 8 мм обшивки в районі кріплення ліхтаря по 3 шп.	l = 5 мм, 10 мм обшивки коробочки рухомих панелей клина повітрязабірника	l = 20 мм., грот нижн, шп. № 4-8 профіля l = 10 мм, правий борт шп. 4. грот верхній, шп. № 4-7	l = 7 мм, 2мм нервюру № 11 та № 2 прав. консолі крила ( <b>небезпечно</b> )	вкладиша п'ятої ступки верхнього входу лівого повітрязабірника
l = 10 мм обшивки задньої правої панелі клина повітрязабірника ( <b>небезпечно</b> )	l = 200 мм обшивки на кришці в передній частині контейнера акумуляторних батарей	l = 10 мм обшивки у замка напливу крила (прав.) l = 20 мм профіля на закінцівці правого кіля	l = 10 мм, 8 мм, 10 мм, 10 мм, 5 мм, , 8 мм, 20 мм, 15 мм, 5 мм, 8 мм різних профілів вузлів планера ЛА	внутрішньої обшивки ступки кришки турбостартера
l = 20 мм профілю справа у верхній частині внутрішньої обшивки капота двигуна	l = 60 мм обшивки в районі переднього профіля кришки Ф-40 (верхній грот)	l = 3 мм, деформація профіля у відсіку шп. № 9-10, відсік гальмівних установок	l = 8 мм, 2мм, 5 мм, 10 мм, 20 мм обшивки планера ЛА	притискних стрічок панелей клина
<b>МіГ-29 № 2960729049</b>	обшивки l = 80 мм кришки Ф-29 (права, купол шасі)	l = 8 мм. гальмівний щиток верхній, 5 мм - нижній	l = 8 мм кронштейну в каналі знизу шп. № 6-7 ( <b>небезпечно</b> )	
профіля l = 10 мм нижньої панелі бака № 1 ФН-17	обшивки l = 25 мм кришки ФН-41 (права, купол шасі)	l = 20 мм, 120 мм, 80 мм кришки Ф-40 (верх. грот)	l = 2мм кронштейну по звар. шву в лючку шп. № 1У (крила)	

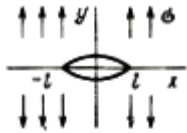
діюче навантаження і в'язкість руйнування матеріалу, можливо практично розрахувати критичну довжину тріщини елементів ЛА МіГ-29.

Приклад практичного розрахунку критичної довжини тріщини стикувальних накладок кіля літака МіГ-29, що послужило основою для написання даної статті, наведено у роботі [5].

Схема навантаження

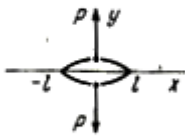
Умови навантаження

Вираз для  $K_C$



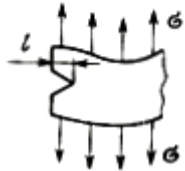
Необмежена площина з тріщиною. Розтягування перпендикулярно тріщині

$$K_C = \sigma\sqrt{\pi \cdot l}$$



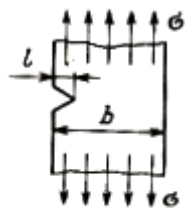
Необмежена площина з тріщиною. Розтягування зосередженими силами

$$K_C = p/\sqrt{\pi \cdot l}$$



Напівплощина з крайовою поперечною тріщиною. Розтягування перпендикулярно тріщині

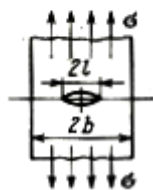
$$K_C = 1,12\sigma\sqrt{\pi \cdot l} = 1,99\sigma\sqrt{l}$$



Напівплощина з крайовою поперечною тріщиною. Вісьове розтягування

$$K_C = \sigma\sqrt{l \cdot Y}; \lambda = \frac{l}{b}, (\lambda \leq 0,7)$$

$$Y(\lambda) = 1,99 - 0,41\lambda + 18,7\lambda^2 - 38,48\lambda^3 + 53,85\lambda^4$$



Полоса з центральною поперечною тріщиною. Вісьове розтягування

$$K_C = \sigma\sqrt{\pi \cdot l \cdot Y}$$

$$\lambda = \frac{l}{b} (\lambda < 0,7);$$

$$Y(\lambda) = 1 + 0,128\lambda - 0,228\lambda^2 + 1,525\lambda^3$$

де  $\sigma$  - діюче на деталь напруження,  
 $p$  - зосереджена сила розтягування,  
 $l$  - критична довжина половини тріщини,

$$l_{\Sigma} = 2l_{кр}$$

$Y(\lambda)$  - коефіцієнт розмірності,

$$\lambda = \frac{l}{b} - \text{подовженість деталі}$$

$b$  - ширина деталі, на якій виявлена тріщина

Рис.1. Види формул для визначення  $K_C$

Таким чином, за наданим у роботі алгоритмом можливо практично розрахувати критичну довжину тріщин елементів конструкції ЛА та визначити їх безпечність, що, як вже згадувалося раніше, було виконано для літака МіГ-29 [5].

## ЛІТЕРАТУРА

1. Пивоваров В.А., Хрустиков С.Г., Коротков В.А. Диагностика повреждаемости авиационных конструкций. М.:– МГТУГА, 2008. 74 с.
2. Гришин В.М., Вабіщевич О.В. Визначення впливу наявних тріщин у конструкціях авіаційної техніки на її технічний стан. Київ, Збірник наукових праць ДНДІА, 2013. 218 с.
3. Н.Ф.Хильченко, В.П. Куш. Строительная механика и прочность авиационных конструкций. КВВАИУ, 1992. 224 с.
4. Партон В.З. Механика разрушения. От теории к практике. М.: Наука, 1998. 239 с.
5. А.П.Бойко, О.М.Добриденко, Р.В.Качмар. Дослідження впливу корозійних уражень, на міцність силової конструкції кіля літаків типу МіГ-29. Київ, Збірник наукових праць ДНДІА, 2009. 198 с.

*Надійшла до редакції 15.10.2014*