

УДК 539.3

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup2.07

С. В. УГРІМОВ, П. П. ГОНТАРОВСЬКИЙ, Н. Г. ГАРМАШ,
І. І. МЕЛЕЖИК, Т. В. ПРОТАСОВА

*Інститут енергетичних машин і систем ім. А. М. Підгорного НАН України,
Харків, Україна*

РОЗРАХУНКОВИЙ АНАЛІЗ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ТРІЩИНИ В ДИСКУ ВЕНТИЛЯТОРА АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА НА ЗАЛИШКОВУ ДОВГОВІЧНІСТЬ

Проектування та виготовлення сучасної й конкурентної авіаційної техніки обумовлює необхідність підвищення міцності та надійності її конструктивних елементів. Одними з найнебезпечніших дефектів авіаційних двигунів, що впливають на безпечну експлуатацію та потребують детального аналізу й контролю, є тріщини та мікротріщини. Зміна їх розмірів при обертанні може призвести до руйнування та аварійних ситуацій. Розрахункова оцінка кінетики тріщин у елементах авіаційних двигунів при багаторежимному циклічному навантаженні в пружно-пластичній постановці, з використанням концепції накопичення розсіяних пошкоджень у матеріалі дозволяє визначити залишковий ресурс авіаційної техніки.

Метою дослідження є проведення чисельного аналізу впливу параметрів тріщини в дисках вентиляторів авіаційних двигунів на залишкову довговічність авіаційної техніки з урахуванням малоциклової втоми при багаторежимному циклічному навантаженні на основі розробленої уточненої розрахункової методики оцінки кінетики тріщин. Виконано оцінку тріщиностійкості диска вентилятора газотурбінного двигуна типу Д-18Т при наявності осьової подряпини між двома сусідніми зубцями обода глибиною 0,15 см і довжиною 9,5 см при віднульовому циклічному навантаженні, що відповідає періоду від зльоту до посадки літака. Аналіз розвитку радіально-осьової тріщини в ободі диска ґрунтується на використанні кривих малоциклової втоми стандартних зразків і кінетичних діаграм втомного руйнування типу Періса. Проведено розрахункові дослідження кінетики тріщини для випадків, коли значення відцентрової сили від пера лопаток на 10 % менше та на 10 % більше від прийнятого. Результати показали, що число циклів до руйнування змінюється приблизно на 15 % (збільшується в першому випадку і зменшується в другому). Аналіз тріщиностійкості вентиляторних дисків газотурбінних двигунів показав, що наявність тріщини суттєво впливає на число циклів до руйнування, тому для забезпечення надійної стабільної роботи й довговічності та для своєчасного виявлення потенційно небезпечних тріщин необхідно проведення міжремонтних контролів у ободі щонайменше через кожні 1 тис. циклів польоту. Застосування розробленої методології оцінки розвитку тріщин і використання отриманих результатів досліджень дозволять зменшити витрати на проектування нової техніки, визначати живучість конструкцій, установлювати періодичність контролю для забезпечення надійності експлуатації та своєчасного її припинення, скоротити кількість експериментальних досліджень і буде сприяти підвищенню конкурентної здатності вітчизняної авіаційної техніки.

Ключові слова: напружений стан; міцність; тріщиностійкість; пошкоджуваність; довговічність; авіаційна техніка; газотурбінний двигун

Вступ

Забезпечуючи високу ефективність, надійність і потужність у широкому діапазоні експлуатаційних умов, газотурбінні двигуни (ГТД) являються ключовими елементами сучасної авіаційної та енергетичної техніки [1]. Одними з найбільш важливих компонентів цих двигунів є вентиляторні диски, які працюють в умовах значних силових, температурних навантажень і циклічних режимів роботи. Забезпечення їхньої міцності та довговічності при складних експлуатаційних режимах є необхідною умовою надійності та стабільної роботи двигуна в цілому [2, 3].

У реальних умовах експлуатації ГТД зазнають впливів механічного навантаження (статичного й динамічного) та температури [4, 5]. Наслідком такого навантаження є поступове накопичення розсіяного втомного пошкодження, що призводить до виникнення втомних тріщин та інших видів пошкоджень. При досягненні тріщиною критичного розміру виникає небезпека руйнування диска з катастрофічними наслідками для всієї конструкції. Тому розроблення методів [3, 6-8], які дають змогу вчасно діагностувати таку тріщину та передбачити наслідки її розвитку, є актуальною практичною проблемою.



Аналіз відмов і пошкоджень авіаційних двигунів – це процес, що охоплює дослідження причин і механізмів поломок із використанням різних методів [7, 9]. Мета аналізу – встановити, чи була поломка спричинена дефектами в матеріалах, неправильним складанням або іншими факторами. Важливість такого аналізу полягає в підвищенні надійності та безпеки експлуатації внаслідок запобігання повторним відмовам шляхом виявлення та усунення їх першопричин, зокрема шляхом встановлення строку технічного обслуговування. За рахунок своєчасного контролю й ремонту та на основі даних про відмови збільшується ресурс двигуна та покращується його технічне обслуговування.

Зростаючі вимоги до економічності, екологічності й ресурсу газотурбінних установок зумовлюють необхідність застосування нових підходів у проектуванні, моделюванні й оцінці міцності вентиляторних дисків. Особливу увагу науковці приділяють аналізу напружено-деформованого стану [2, 10], впливу геометричних параметрів, матеріалів і технологій виготовлення на експлуатаційні характеристики, а також розробці методів удосконалення [6] та підвищення надійності ГТД. Серед найбільш небезпечних дефектів, що визначають рівень експлуатаційної безпеки та потребують комплексного дослідження, є тріщини, зміна розмірів яких при обертанні, а також змінний контакт їхніх берегів можуть привести до руйнування й виникнення аварійних ситуацій. Саме тому значна кількість наукових робіт присвячена вивченню процесів зародження та поширення тріщин [4, 5, 8, 9, 11].

У даній роботі за допомогою уточненої розрахункової методики визначення кінетики росту тріщин, яка ґрунтується на використанні кривих малоциклової втоми стандартних зразків і кінетичних діаграм втомного руйнування типу Періса та не потребує проведення складних експериментальних досліджень, виконано чисельний аналіз впливу характеристик тріщини в дисках вентиляторів авіаційних двигунів на їх залишкову довговічність [3].

Постановка задачі дослідження

Рахунковий аналіз міцності вентилятора, який виготовлений з титанового сплаву BT3-1 [12], виконано за допомогою удосконаленої методики оцінки напружено-деформованого стану [10] й тріщиностійкості елементів конструкцій [3, 11].

Вентилятор ГТД має 33 лопатки з ялинковими хвостовиками із трьома зубцями. Довжина пера лопаток складає близько 86,2 см, довжина хвостовика – 3,5 см. На рис. 1 наведено схематичне зображення ялинкового замкового з'єднання лопаток з диском.

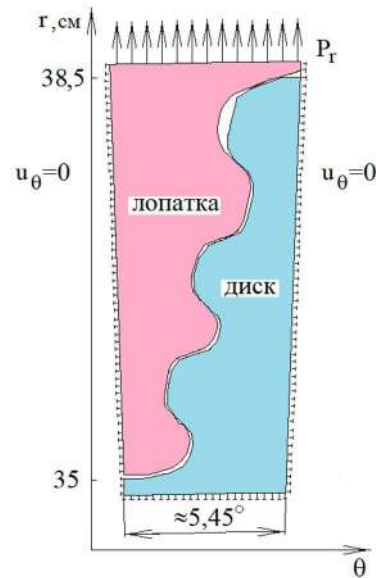


Рис. 1. Схема ялинкового замкового з'єднання лопаток із диском

Наявні дані досліджень дисків вентиляторів (рис. 2), свідчать, що руйнування відбувалося в результаті розвитку радіально-осьової тріщини в ободі диска, яка мала напівеліптичну форму. При дослідженні живучості диска вентилятора для обчислення коефіцієнтів інтенсивності напружень (КІН) використовували інтерполяційний метод А. В. Овчинникова [13].



Рис. 2. Фрагмент диска вентилятора після руйнування

Прийняті фізичні властивості титанового сплаву [12]: густина $\rho=4,5 \text{ г/см}^3$; модуль пружності $E=1,15 \times 10^5 \text{ МПа}$; коефіцієнт Пуассона $\nu=0,3$.

Метою дослідження є розрахункова оцінка тріщиностійкості диска за наявності осьової подряпини між сусідніми зубцями (глибина $l_0=1,5 \text{ мм}$, довжина

$c_0=190$ мм) в умовах віднульового циклічного навантаження, що відповідає періоду «зліт – посадка» літака. Моделювання розвитку радіально-осьової тріщини в ободі диска базується на діаграмі втомного крихкого руйнування з використанням КІН у вершинах напівеліптичної поверхневої тріщини. Значення КІН при максимальному навантаженні циклу визначено за інтерполяційним методом А. В. Овчинникова.

Для розрахунку кінетики тріщини в ободі диска ГТД на першому етапі проводиться визначення напружено-деформованого стану диска методом скінченних елементів в осесиметричній постановці.

Для визначення напружено-деформованого стану диска розглянемо два варіанти розрахункової схеми:

1. Диск розглядається під впливом відцентрових сили від лопаток з урахуванням шару замкових з'єднань хвостовиків лопаток із ортотропними властивостями матеріалу;

2. Диск розглядається без шару замкових з'єднань з урахуванням відцентрових зусиль від лопаток і відкинутого шару.

Відцентрові сили, що виникають у перах лопаток P_b , передаються на їхні хвостовики. У результаті контактної взаємодії із зубцями диска (рис. 3) навантаження від відцентрових сил хвостовиків і зубців спрямовуються безпосередньо на обід диска.

Для першої розрахункової схеми зусилля, що виникають у перах лопаток і передаються на ортотропний шар замкових з'єднань, рівномірно розподіляються по циліндричній поверхні радіусом $r_b=0,385$ м і довжиною твірної $l_b=0,25$ м.

Площа вказаної поверхні становить $2\pi \cdot 0,385 \cdot 0,25 = 0,60476$ м². Приймаючи відцентрову силу одного пера лопатки рівною 1,8326 МН, визначимо радіальні напруження σ_r , що діють на шар замкових з'єднань від 33 лопаток:

$$\sigma_r = \frac{1,8326 \cdot 33}{2\pi \cdot 0,385 \cdot 0,25} = 100 \text{ МПа}.$$

Зазорами між зубцями хвостовиків та пазами диска можна знехтувати, тому питому вагу ортотропного шару замкових з'єднань слід приймати рівною питомій вазі матеріалу диска (титанового сплаву ВТЗ-1).

Для другої розрахункової схеми до відцентрових зусиль від лопаток додаються відцентрові сили від відкинутого шару, при цьому результуюча сила становить 137 МПа.

Результати

Розрахунок кінетики радіально-осьової тріщини в ободі диска ГТД виконано для обох розрахункових схем із подальшим порівнянням отриманих результатів.

На рис. 3 представлено меридіональний переріз диска з відповідною скінченноелементною дискретизацією та його деформований стан для двох варіантів постановки задачі.

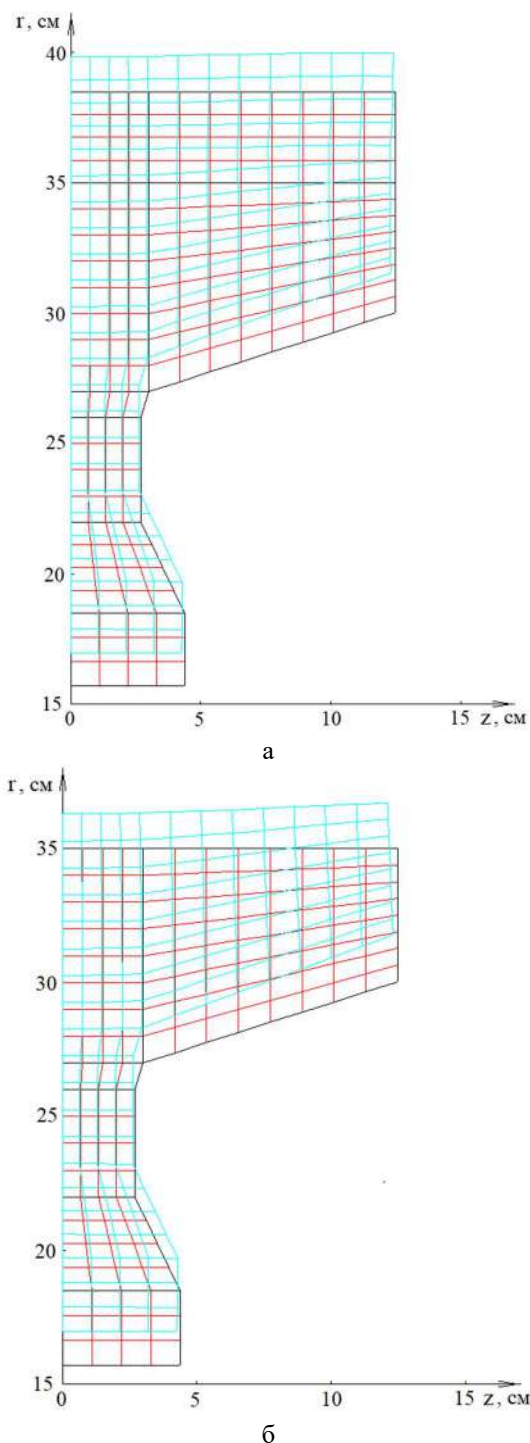


Рис. 3. Меридіональний переріз диска з дискретизацією на скінченні елементи та деформований стан диска (масштаб переміщень збільшено в 10 разів): а – перший варіант розрахункової схеми; б – другий варіант розрахункової схеми

Аналіз результатів свідчить про незначні розбіжності в значеннях переміщень поблизу обох диска. Установлено, що результати, отримані за першою розрахунковою схемою, є більш достовірними завдяки врахуванню особливостей роботи замкового з'єднання.

Розподіл радіальних σ_r , осьових σ_z і окружних σ_θ напружень, а також інтенсивності напружень σ_i наведено на рис. 4–7. Результати, представлені на рисунках (а), відповідають першому варіанту розрахункової схеми, а на рисунках (б) – другому варіанту.

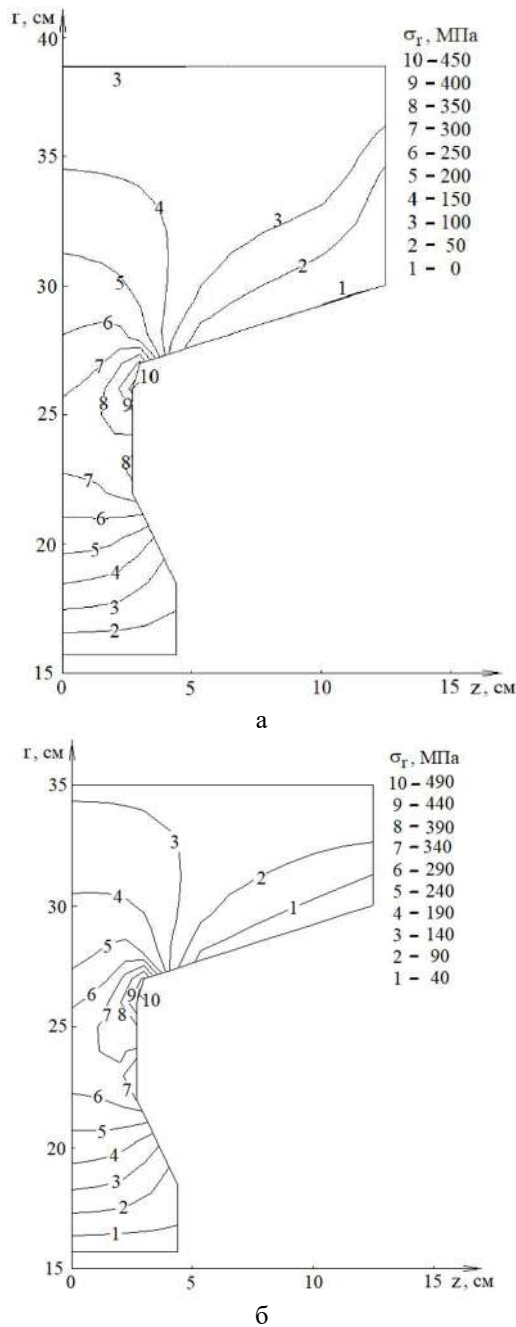


Рис. 4. Розподіл радіальних напружень σ_r : а – перший варіант розрахункової схеми; б – другий варіант розрахункової схеми

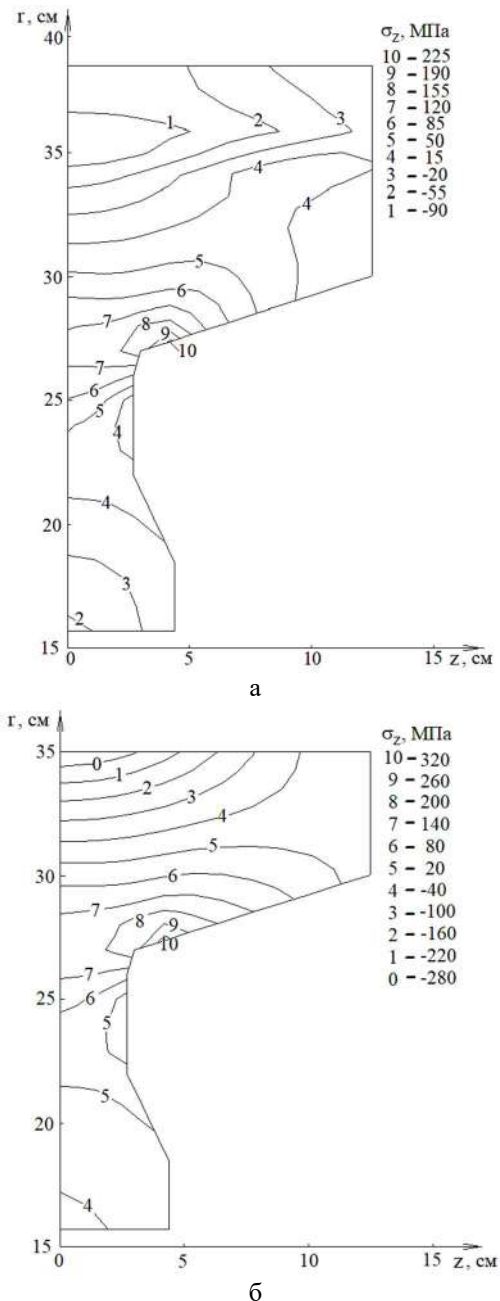


Рис. 5. Розподіл осьових напружень σ_z : а – перший варіант розрахункової схеми; б – другий варіант розрахункової схеми

Значення напружень $\sigma_\theta(r)$ для розрахунку кінетики тріщин в ободі диска наведено в таблиці 1, де $x = (38,5 - r)$ см.

Швидкість розвитку поверхневої напівеліптичної тріщини $\frac{dl}{dN}$ при циклічному навантаженні в матеріалі ВТЗ-1 описується рівнянням Періса [14, 15].

$$\frac{dl}{dN} = 2 \cdot 10^{-10} \cdot K_I^{2,2}, \quad (1)$$

де K_I – КІН у вершині тріщини, МПа $\sqrt{м}$; N – кількість циклів навантаження.

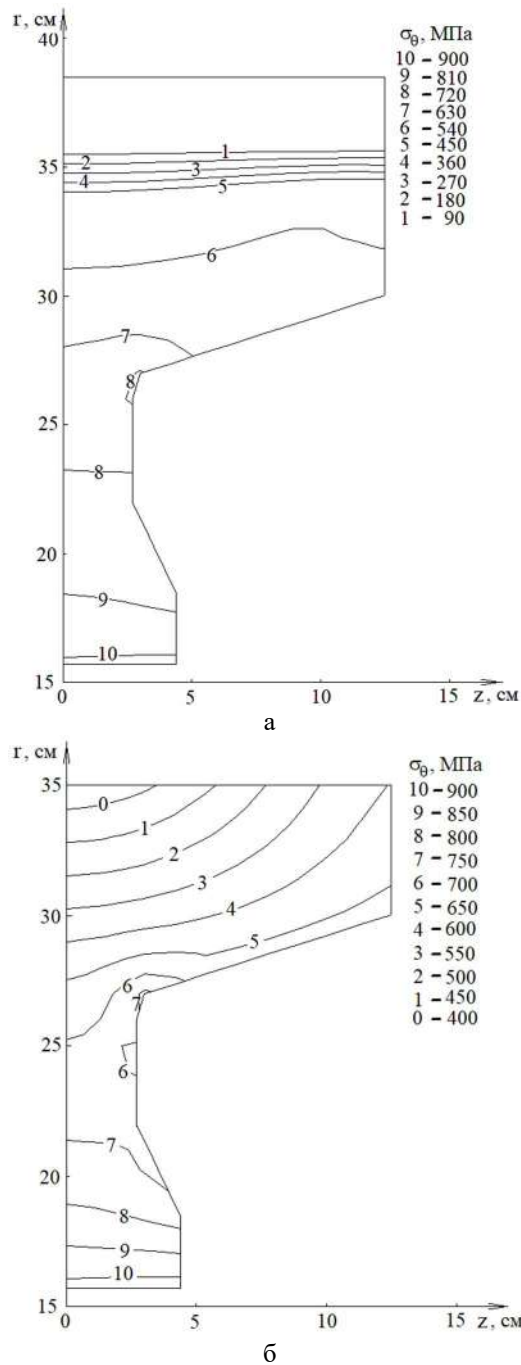


Рис. 6. Розподіл окружних напружень σ_θ :
а – перший варіант розрахункової схеми;
б – другий варіант розрахункової схеми

Таблиця 1

Напруження $\sigma_\theta(x)$ в ободі диска

σ_r , МПа	z, см	x, см							
		0	0,5	1,5	2,5	3,5	4,5	5,5	6,5
		σ_θ , МПа							
100	0	434	447,3	473,8	500,2	527,4	556,0	586,5	618,0
	3,594	457,05	467,6	488,7	510,4	533,1	557,5	584,9	616,5
137	0	365,75	385,2	424,1	462,8	501,6	541,3	581,8	621,3
	3,594	401,9	418,4	451,4	485,1	519,7	556,1	595,9	640,5

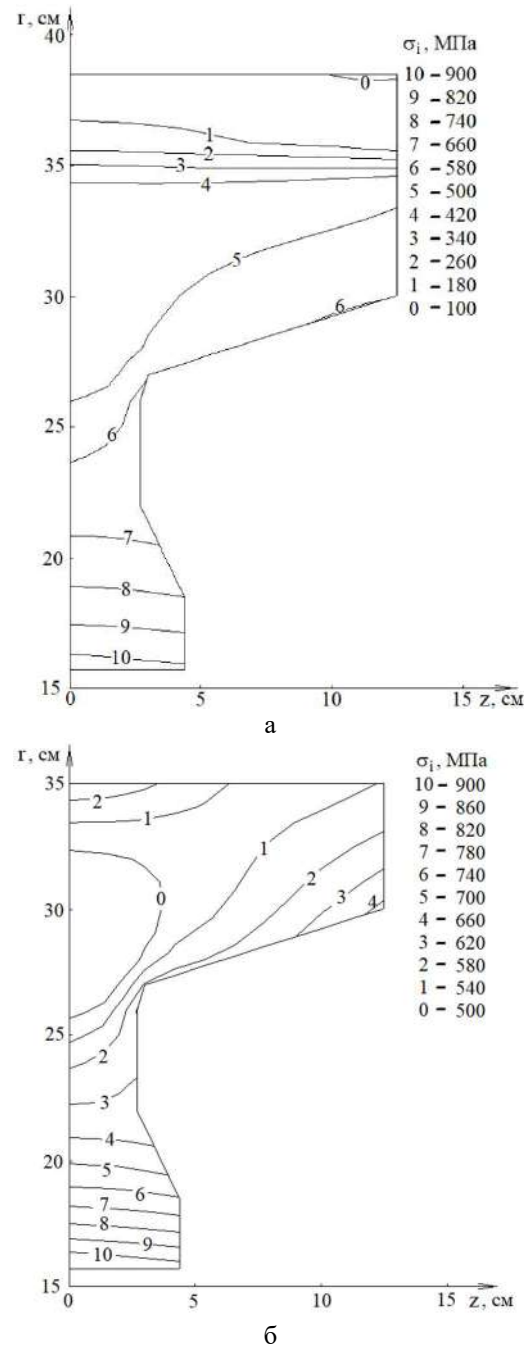


Рис. 7. Розподіл інтенсивності напружень σ_i :
а – перший варіант розрахункової схеми;
б – другий варіант розрахункової схеми

При досягненні КІН критичного значення $K_I = K_{IC} = 250 \text{ МПа} \sqrt{\text{м}}$ буде здійснюватися долом диска.

Результати розрахунків тріщиностійкості диска при початкових розмірах напівеліптичної тріщини $l_0 = 0,15 \text{ см}$, $c_0 = 9,5 \text{ см}$ наведено в таблиці 2.

У таблиці 2 наведено наступні величини: $l_{\max}$, $c_{\max}$ – параметри тріщиностійкості в момент руйнування диска; $N_{\max}$ – кількість циклів навантаження в момент руйнування диска; K_I^A , K_I^B – значення КІН у момент

руйнування відповідно в точках А та В (рис. 8), у яких визначаються максимальні розміри тріщин $l_{\max}$, $c_{\max}$.

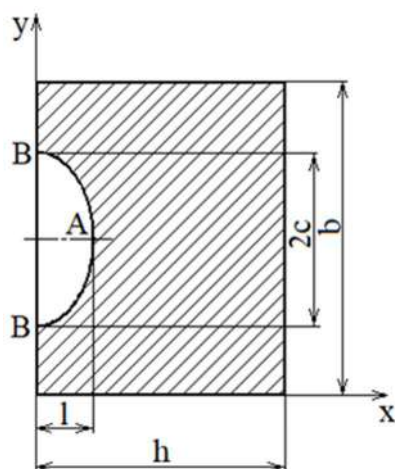


Рис. 8. Переріз тіла в площині поверхневої напівеліптичної тріщини

Результати, отримані для $\sigma_r=100$ МПа та $z=3,594$ см, слід вважати більш достовірними, оскільки вони враховують жорсткість на згин замкових з'єднань, а також усереднені окружні напруження по ширині обода.

Таблиця 2

Параметри тріщиностійкості обода диска в момент руйнування

σ_r , МПа	z , см	$l_{\max}$, см	$c_{\max}$, см	$N_{\max}$, цикли	K_I^A , МПа $\sqrt{м}$	K_I^B , МПа $\sqrt{м}$
100	0	3,85	10,4	7580	250	180
	3,594	3,75	10,3	6800	250	180
137	0	4,20	10,4	10800	250	178
	3,594	4,00	10,4	8860	250	178

Одержані окружні напруження в серединній площині диска є заниженими внаслідок значної податливості обода в площині rz , що призводить до завищеної оцінки кількості циклів до руйнування.

На рис. 9 наведено залежність глибини тріщини l від кількості циклів до руйнування N для двох розрахункових схем.

Через відсутність достовірних даних щодо облопачування диска, розрахункові дослідження проведено для випадків, коли значення відцентрової сили пера лопаток приблизно на 10 % менше або на 10 % більше від прийнятого рівня. При цьому навантаження від пера лопаток на циліндричну поверхню на радіусі 38,5 см не повинно бути більшим за 110 МПа, оскільки перевищення цього значення може спричинити пластичні деформації в ступиці. Було виконано розрахунки для варіантів навантажень $\sigma_r=90$ МПа і $\sigma_r=110$ МПа при радіусі 38,5 см, а також для $\sigma_r=126$ МПа і $\sigma_r=146$ МПа при радіусі 35 см без замкових з'єднань.

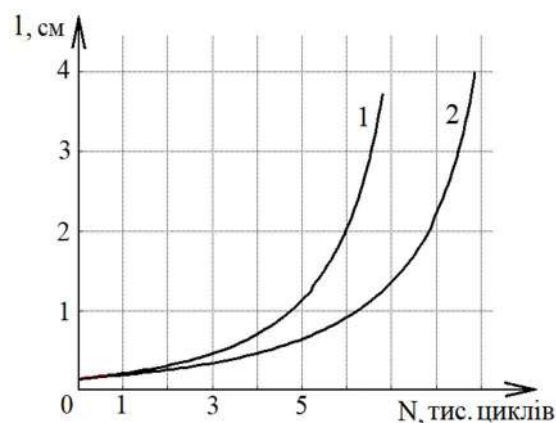


Рис. 9. Залежність глибини тріщини l в ободі диска від кількості циклів до руйнування N (1 – для першої розрахункової схеми, 2 – для другої)

Одержані значення напружень $\sigma_\theta(x)$ для розрахунку кінетики тріщин в ободі наведено в таблиці 3. Результати розрахунків тріщиностійкості обода диска при значеннях відцентрових сил облопачення, нижчих і вищих за прийняті, наведено в таблиці 4.

Таблиця 3

Значення напружень $\sigma_\theta(x)$ в ободі

σ_r , МПа	z , см	x , см							
		0	0,5	1,5	2,5	3,5	4,5	5,5	6,5
		σ_θ , МПа							
90	0	406,3	418,8	443,8	408,6	494,6	521	549,6	579,2
	3,594	427,8	437,7	457,6	478,6	499,3	522,3	548,0	577,6
110	0	461,65	475,7	503,8	531,9	560,7	591,1	623,4	656,9
	3,594	486,35	497,5	519,8	542,7	566,8	592,7	621,8	655,4
126	0	343,2	361,5	398,1	434,3	470,8	508,0	545,9	583,0
	3,594	377,0	392,5	423,5	455,0	487,5	521,7	558,9	600,8
146	0	338,1	408,8	450,2	491,2	532,5	574,7	617,7	659,6
	3,594	426,75	444,3	479	515,1	551,9	590,6	632,8	680,3

Таблиця 4

Параметри тріщиностійкості обода диска в момент руйнування при різних рівнях відцентрових сил облопачення

σ_r , МПа	z , см	$l_{\max}$, см	$c_{\max}$, см	$N_{\max}$, цикли	K_I^A , МПа $\sqrt{м}$	K_I^B , МПа $\sqrt{м}$
90	0	4,10	10,5	8840	250	186
	3,594	4,02	10,5	7960	250	190
110	0	3,61	10,2	6540	250	174
	3,594	3,50	10,2	5860	250	174
126	0	4,43	10,6	12540	250	183
	3,594	4,23	10,5	10320	250	184
146	0	3,98	10,4	9420	250	174
	3,594	3,77	10,3	7700	250	174

Властивості тріщиностійкості матеріалів визначаються експериментально за допомогою спеціальних зразків із тріщинами, однак такі дослідження часто супроводжуються значним розкидом даних. Для оцінки впливу початкових розмірів тріщини та властивостей тріщиностійкості на живучість матеріалу

було проведено додаткові дослідження. Зокрема, виконано аналіз живучості диска за наявності осьової подряпини глибиною $l_0=0,5$ мм і довжиною $s_0=95$ мм. Цей розмір тріщини за глибиною втричі менший, ніж у попередніх дослідженнях. Розрахунки здійснені для першого варіанта розрахункової схеми при $\sigma_f=100$ МПа, $z=3,594$ см, а також для таких заданих коефіцієнтів рівняння Періса (1): $C_N=2 \cdot 10^{-10}$, $n_N=2,2$ і $C_N=4 \cdot 10^{-10}$, $n_N=2,2$.

Результати проведених досліджень представлено на рис. 10 і в табл. 5. Аналіз отриманих даних свідчить, що зменшення глибини тріщини втричі призводить до зростання кількості циклів у 1,5 рази. У той же час, підвищення коефіцієнта C_N у рівнянні Періса вдвічі призводить до зменшення кількості циклів до руйнування в два рази.

На основі узагальнення отриманих результатів можна стверджувати, що навіть незначне пошкодження поверхні у вигляді подряпини може суттєво впливати на загальну міцність конструкції. Для забезпечення високої точності та коректності отриманих експериментальних даних ключовим є надійне визначення характеристик тріщиностійкості матеріалу.

Таблиця 5
Параметри тріщиностійкості обода диска в момент руйнування

Властивості матеріалу	$l_{\max}$, см	$s_{\max}$, см	$N_{\max}$, цикли	K_I^A , МПа $\sqrt{м}$	K_I^B , МПа $\sqrt{м}$
$C_N=2 \cdot 10^{-10}$, $n_N=2,2$	3,75	10,3	10280	250	181
$C_N=4 \cdot 10^{-10}$, $n_N=2,2$	3,76	10,3	5050	250	181

Розрахункові дослідження тріщиностійкості для значень відцентрових сил на 10 % менших і на 10 % більших від прийнятого показали, що число циклів до руйнування збільшується та зменшується приблизно на 15 %, відповідно.

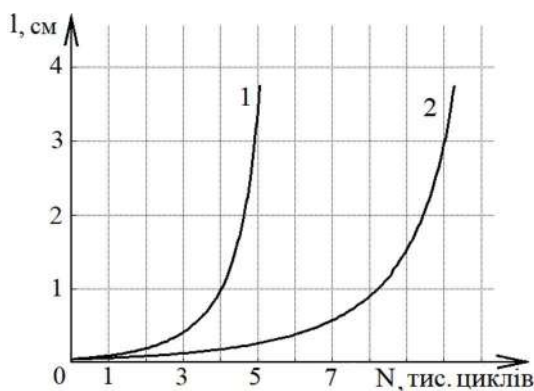


Рис. 10. Залежність глибини тріщини l в ободі диска від числа циклів N до руйнування: 1 – результат для властивостей матеріалу $C_N=4 \cdot 10^{-10}$, $n_N=2,2$, 2 – для $C_N=2 \cdot 10^{-10}$, $n_N=2,2$

Висновки

Застосування вдосконаленої методики оцінки напружено-деформованого стану та прогнозування розвитку тріщин у конструкціях під дією циклічного навантаження [3, 11], яка базується на аналізі розмахів пружно-пластичних деформацій у зоні вершини тріщини, а також використанні кривих малоциклової втоми стандартних циліндричних зразків і кінетичних діаграм втомного руйнування типу Періса, дозволило провести дослідження міцності диска вентилятора ГТД типу Д-18Т.

Виконано оцінку тріщиностійкості диска вентилятора за наявності осьової подряпини між сусідніми зубцями обода, глибиною 0,15 см, а довжиною 9,5 см, при віднульовому циклічному навантаженні, що відповідає етапу зльоту та посадки літака. Процес розростання радіально-осьової тріщини в ободі диска відбувається відповідно до діаграми втомного руйнування. Під час аналізу максимального навантаження в циклі коефіцієнт інтенсивності напружень визначається із застосуванням методики Овчинникова А. В., а швидкість розвитку поверхневої напівеліптичної тріщини при циклічному навантаженні моделювалась рівнянням Періса.

Оцінка тріщиностійкості вентиляторних дисків ГТД для різних випадків навантаження показала, що наявність і розвиток тріщин суттєво скорочує кількість циклів до руйнування. Для забезпечення надійної та довготривалої експлуатації вентилятора, а також своєчасного виявлення дефектів необхідно проводити міжремонтний контроль стану обода диска щонайменше після кожних 1 тисячі циклів польоту.

Результати проведених досліджень мають значну практичну цінність для авіабудівної галузі України та дозволять підвищити термін надійної експлуатації літальних апаратів, зменшити витрати й тривалість їх розробки та сприятимуть підвищенню безпеки при виконанні цивільних і бойових завдань.

Внесок авторів: формулювання проблеми – П. П. Гонтаровський, Н. Г. Гармаш, С. В. Угрімов; огляд та аналіз інформаційних джерел – І. І. Мележик, Т. В. Протасова; виконання розрахункової оцінки – І. І. Мележик, Т. В. Протасова; аналіз отриманих результатів – П. П. Гонтаровський, Н. Г. Гармаш, С. В. Угрімов.

Конфлікт інтересів

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

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Доступність даних

Результати попередніх пов'язаних досліджень [3], на які роблять посилання автори в тексті цієї публікації, надруковано в науковій статті в періодичному фаховому виданні України. Вони містяться у відкритому доступі, а інформація про них і відповідне посилання наведено в описі використаних літературних джерел.

Використання штучного інтелекту

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

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Турбореактивний двоконтурний авіаційний двигун Д-18Т серії 3. АТ «Мотор Січ»: офіційний сайт. – 2025. – Режим доступу: <https://motorsich.com/ukr/products/aircraft/tde/d-18t/>.

2. Товкач, С. С. Адаптивні кінематичні структури до побудови конструкції авіаційного газотурбінного двигуна / С. С. Товкач // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2025. – № 4, sup 1 (205). – С. 157–162. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.20>.

3. Estimation of the Strength of a Gas Turbine Engine Fan Disk Based on the Analysis of its Crack Resistance. *Journal of Mechanical Engineering* / P. P. Hontarovskiy, S. V. Ugrimov, N. V. Smetankina et al. // *Journal of Mechanical Engineering* 2025. – Vol. 28, № 4. – P. 27–34. DOI: <https://doi.org/10.15407/jpmach2025.04.026>.

4. Fatigue Crack Propagation Analysis in an Aero-Engine Turbine Disc using Computational Methods and Spin Test / H. Xiannian, C. Chuanyong, X. Haijun et al. // *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*. – 2023. – Vol. 124. – 12 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tafmec.2022.103745>.

5. Fatigue Crack Propagation Simulation of Airfoil Section Blade under Aerodynamic and Centrifugal Loads / W. Wang, K. Ni, H. Ma et al. // *Engineering Fracture Mechanics* – 2023. – Vol. 293. – 14 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2023.109702>.

6. Неманежин, Є. О. Чисельно-експериментальне дослідження високотемпературної багаточислової втомної міцності монокристалічних лопаток газових турбін / Є. О. Неманежин // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2024. – № 5 (199). – Р. 14–26. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2024.5.02>.

7. Experimental and Numerical Study on Dynamic Behavior Evolution of Cracked Blade-Disc / We. Wang, H. Guan, S. Zhou et al. // *Mechanical Systems and Signal Processing* – 2025. – Vol. 237. – 16 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2025.113076>.

8. A Hybrid Modeling Method of Fatigue Crack Growth for Gas Turbine Blades under Combined High and Low Cycle Fatigue Loadings / S. Yang, Q. Huang, X. Gu et al. // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science* – 2023. – Vol. 238, iss. 11. – 13 p. DOI: <https://doi.org/10.1177/09544062231216278>.

9. Bobyr, M. I. Continuum Damage Mechanics in Problems of Prediction of Structural Members Load-Bearing Capacity / M. I. Bobyr, V. V. Koval', D. K. Fam // *Int. Appl. Mech.* – 2025. – Vol. 61. – P. 114–125. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10778-025-01338-5>.

10. Three-Dimensional Stress-Strain State Analysis of the Bimetallic Launch Vehicle Propellant Tank Shell / P. P. Gontarovskiy, N. V. Smetankina, N. G. Garmash et al. // *Strength Mater.* – 2023. – Vol. 55(5). – P. 916–926. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11223-023-00582-9>.

11. Investigation of Crack Kinetics Under Multi-mode Cyclic Loading / P. Hontarovskiy, N. Garmash, I. Melezhyk et al. // In: Altenbach, H., Gao, XW., Syngelakis, S., Cheng, A.H.D., Lampart, P., Tkachuk, A. (eds) *Advances in Mechanical and Power Engineering III. CAMPE 2025. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Springer, Cham, 2026. – P. 352–363. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-032-16381-3_34.

12. Database of Steel and Alloy (Marochnik). – Режим доступу: <https://www.splav-kharkov.com/en/index.php>.

13. Ovchinnikov, A. V. An Interpolation Method of Calculation of Stress Intensity Factors / A. V. Ovchinnikov // *Strength of Materials*, 1988. – Vol. 20, iss. 6. – P. 710–717. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF01530081>.

14. Alshoaibi, A. M. Numerical Analysis on Fatigue Crack Growth at Negative and Positive Stress Ratios / A. M. Alshoaibi, Y. A. Fageehi // *Materials* – 2023. – Vol. 16. – 14 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/ma16103669>.

15. Experimental and Numerical Study on Crack Propagation of Cracked Plates under Low Cycle Fatigue Loads / D. Qin, X. Geng, Z. Jie, H. Yaoyu // *J. Mar. Sci. Eng.* – 2023. Vol. 11. – 24 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/jmse11071436>.

References

1. Aircraft engines. Turbofan D-18T series 3. JSC "Motor Sich": official website. 2025. Available at: <https://motorsich.com/eng/products/aircraft/tde/d-18t/>.

2. Tovkach, S. Adaptivni kinematychni struktury do pobudovy konstrukttsii aviatsiinooho hazoturbinnoho dvyhuna [Adaptive kinematic structures for construction of an aviation gas turbine engine]. *Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia – Aerospace Technic and Technology*, 2025, no. 4, sup. 1 (205), pp. 157–162. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.20>.

3. Hontarovskiy, P. P., Ugrimov, S. V., Smetankina, N. V., Garmash, N. H., Melezhyk, I. I., Protasova, T. V. Estimation of the Strength of a Gas Turbine Engine Fan Disk Based on the Analysis of its Crack Resistance. *Journal of Mechanical Engineering – Problemy Mashynobuduvannya*, 2025, vol. 28, no. 4, pp. 27–34. DOI: <https://doi.org/10.15407/pmach2025.04.026>.

4. Xiannian, H., Chuanyong, C., Haijun, X., Xiaojun, G., Xiaoming, S., Weirong, H. Fatigue Crack Propagation Analysis in an Aero-Engine Turbine Disc using Computational Methods and Spin Test. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2023, vol. 124. 12 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tafmec.2022.103745>.

5. Wang, W., Ni, K., Ma, H., Xiong, Q., Wu, Z., Wang, H., Fan, C. Fatigue Crack Propagation Simulation of Airfoil Section Blade under Aerodynamic and Centrifugal Loads. *Engineering Fracture Mechanics*, 2023, vol. 293. 14 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2023.109702>.

6. Nemanzhyn, Ye. *Chyselno-eksperymentalne doslidzhennia vysokotemperaturnoi bahatotsyklovoi vtomnoi mitsnosti monokystalichnykh lopatok hazovykh turbin* [Numerical and experimental study of high-temperature multi-cycle fatigue strength of single-crystal gas turbine blades]. *Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia – Aerospace Technic and Technology*, 2024, no. 5 (199), pp. 14–26. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2024.5.02>.

7. Wang, W., Guan, H., Zhou, S., Ma, H., Guo, X. Experimental and Numerical Study on Dynamic Behavior Evolution of Cracked Blade-Disc. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2025, vol. 237. 16 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2025.113076>.

8. Yang, S., Huang, Q., Gu, X., Lan, J., Sui, Y. A Hybrid Modeling Method of Fatigue Crack Growth for gas Turbine Blades Under Combined High and Low Cycle Fatigue Loadings. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical*

Engineering Science, 2023, vol. 238, iss. 11. 13 p. DOI: <https://doi.org/10.1177/09544062231216278>.

9. Bobyr, M. I., Koval', V. V., Fam, D. K. Continuum Damage Mechanics in Problems of Prediction of Structural Members Load-Bearing Capacity. *Int. Appl. Mech.*, 2025, vol. 61, pp. 114–125. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10778-025-01338-5>.

10. Gontarovskiy, P. P., Smetankina, N. V., Garmash, N. G., Melezhyk, I. I., Protasova, T. V. Three-Dimensional Stress-Strain State Analysis of the Bimetallic Launch Vehicle Propellant Tank Shell. *Strength Mater.*, 2023, vol. 55(5), pp. 916–926. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11223-023-00582-9>.

11. Hontarovskiy, P., Garmash, N., Melezhyk, I., Protasova, T., Ugrimova, K. Investigation of Crack Kinetics Under Multi-mode Cyclic Loading. In: Altenbach, H., Gao, XW., Syngellakis, S., Cheng, A.HD., Lampart, P., Tkachuk, A. (eds) *Advances in Mechanical and Power Engineering III. CAMPE 2025. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Springer, Cham, 2026, pp. 352–363. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-032-16381-3_34.

12. Database of Steel and Alloy (Marochnik). Available at: <https://www.splav-kharkov.com/en/index.php>.

13. Ovchinnikov, A. V. An Interpolation Method of Calculation of Stress Intensity Factors. *Strength of Materials*, 1988, vol. 20, iss. 6, pp. 710–717. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF01530081>.

14. Alshoaibi, A. M., Fageehi, Y. A. Numerical Analysis on Fatigue Crack Growth at Negative and Positive Stress Ratios. *Materials*, 2023, vol. 16. 14 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/ma16103669>.

15. Qin, D., Geng, X., Jie, Z., Yaoyu, H. Experimental and Numerical Study on Crack Propagation of Cracked Plates under Low Cycle Fatigue Loads. *J. Mar. Sci. Eng.*, 2023, vol. 11. 24 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/jmse11071436>.

Надійшла до редакції 22.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 29.07.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 04.09.2026

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE EFFECT OF CRACK PARAMETERS IN AN AIRCRAFT ENGINE FAN DISK ON RESIDUAL LIFE

Sergiy Ugrimov, Pavlo Hontarovskiy, Nataliia Garmash, Iryna Melezhyk, Tetiana Protasova

The design and manufacture of modern, competitive, and durable aircraft necessitate increased strength and reliability of their structural components. Cracks and microcracks are among the most dangerous defects in aircraft engines, as they affect safe operation and require detailed analysis and monitoring. Changes in their dimensions during rotation can lead to failure and accidents. A computational assessment of crack kinetics in aircraft engine components under multi-mode cyclic loading within an elastic-plastic framework, using the concept of accumulated scattered damage in the material, enables the determination of the residual life of aircraft equipment. The aim of the study is to conduct a numerical analysis of the influence of crack parameters in aircraft engine fan discs on the residual life of aircraft equipment, accounting for low-cycle fatigue under multi-mode cyclic loading, using a refined computational methodology for assessing crack kinetics. An assessment of the crack resistance of a D-18T gas turbine engine fan disc in the presence of an axial scratch between two adjacent teeth of the rim, 0.15 cm deep and 9.5 cm long, under a zero-cycle loading condition corresponding to the period from aircraft takeoff to landing was performed. The analysis of the growth of a radial-axial crack in the disk rim is based on low-cycle fatigue curves for standard specimens and Peris-type fatigue failure kinetic diagrams. Computational studies of crack kinetics were conducted for cases where the inertial force from the blade tips is 10% less and 10% greater than the assumed value. The results showed that the

number of cycles to failure varies by approximately 15% (increasing in the first case and decreasing in the second). An analysis of the crack resistance of gas turbine engine fan discs showed that the presence of a crack significantly affects the number of cycles to failure. Therefore, it is necessary to conduct interim inspections of the rim at least every 1,000 flight cycles to ensure reliable, stable operation and durability, and to detect potentially dangerous cracks in a timely manner. The application of the suggested methodology for assessing crack propagation and the use of the research results obtained will make it possible to reduce the costs of designing new equipment, determine the survivability of structures, establish inspection intervals to ensure operational reliability and timely cessation of operation, reduce the number of experimental studies, and contribute to enhancing the competitiveness of domestic aviation equipment.

Keywords: stress state; strength; crack resistance; damage susceptibility; durability; aircraft; gas turbine engine.

Угримов Сергій Вікторович – доктор технічних наук, старший науковий співробітник, учений секретар, Інститут енергетичних машин і систем ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, Харків, Україна

Гонтаровський Павло Петрович – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, старший науковий співробітник, Інститут енергетичних машин і систем ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, Харків, Україна

Гармаш Наталія Григорівна – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, старший науковий співробітник, Інститут енергетичних машин і систем ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, Харків, Україна

Мележик Ірина Іванівна – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, Інститут енергетичних машин і систем ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, Харків, Україна

Протасова Тетяна Володимирівна – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, Інститут енергетичних машин і систем ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, Харків, Україна

Sergiy Ugrimov – Doctor of Technical Sciences, Principal Scientist, Scientific Secretary, Anatolii Pidhornyi Institute of Power Machines and Systems of NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: sugrimov@ipmach.kharkov.ua, ORCID: 0000-0002-0846-4067

Pavlo Hontarovskiy – Candidate of Technical Sciences, Principal Scientist, Senior Scientific Researcher, Anatolii Pidhornyi Institute of Power Machines and Systems of NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: gontarpp@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8503-0959

Nataliia Garmash – Candidate of Technical Sciences, Principal Scientist, Senior Scientific Researcher, Anatolii Pidhornyi Institute of Power Machines and Systems of NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: garm.nataly@gmail.com, ORCID: 0000-0002-4890-8152

Iryna Melezhyk – Candidate of Technical Sciences, Senior Scientific Researcher, Anatolii Pidhornyi Institute of Power Machines and Systems of NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: melezhkyk81@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8968-5581

Tetiana Protasova – Candidate of Technical Sciences, Senior Scientific Researcher, Anatolii Pidhornyi Institute of Power Machines and Systems of NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: tatyprotasova@gmail.com, ORCID: 0000-0003-1489-2081