Методика експериментального дослідження термоциклічної довговічності робочих лопаток турбін ТРДДФ військового призначення

Євгеній Лайське
провідний науковий співробітник – провідний інженер-випробувач
науково-дослідного відділу випробувань пілотованих літальних апаратів
Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації
озброєння та військової техніки
18028, вулиця В. Чорновола, 164, Черкаси, Україна
e-mail: lewik2008@ukr.net,
ORCID: 0000-0023-4800-1120

Анотація (Abstract). Актуальність цієї статті обумовлена тим, що вкрай важливо підтримувати технічний стан парку військових авіаційних двигунів для забезпечення високого рівня надійності та безпеки польотів. Це, в свою чергу, потребує проведення експериментальних досліджень термоциклічної довговічності робочих лопаток, які лімітують ресурс авіаційного двигуна. Метою дослідження є обґрунтування подальшого розвитку методики експериментального дослідження термоциклічної довговічності робочих лопаток турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння, що вичерпали ресурс, для оцінки їх залишкової міцності. Основними методами дослідження є методи аналізу та синтезу, дедукції та індукції, а також методи експериментальних досліджень. Об'єктом експериментального дослідження обрано десять зразків робочих лопаток авіаційного двигуна РД-33. Експериментальне дослідження виконувалось на спеціальній установці, яка дозволяє проводити дослідження зразків на розтягання і повзучість у повітряному середовищі при ізотермічних і термоциклічних режимах. Для дослідження залишкового ресурсу зразків робочих лопаток використано методику експериментального дослідження, що передбачає виконання трьох етапів (підготовчого, основного, заключний). Подальший розвиток методики полягає у новому порядку підготовки зразків робочих лопаток, визначенні параметрів термоциклічних режимів і механічних навантажень для випробувань зразків, встановленні тривалості їх витримки при максимальній температурі, розширенні сучасного інструментарію при аналітичної обробки результатів експериментальних досліджень. При проведенні експериментального дослідження параметри режимів випробувань визначалися таким чином, щоб була можливість дослідити вплив основних факторів навантаження на залишкову довговічність матеріалу, а саме: величини механічних напружень; максимальної і мінімальної температури зразка у циклі; часу нагріву та охолодження; часу витримки зразка при максимальній температурі. На підставі аналізу отриманих експериментальних даних зроблено висновок про суттєву залежність довговічності зразків робочих лопаток від рівня температур, напружень і часу витримки при максимальному значенні температури у циклі. Основними результатами статті є доведення наявності ресурсного потенціалу робочих лопаток за критеріями залишкової деформації повзучості та довговічності, що створює підстави для прогнозування та обґрунтованого продовження встановленого ресурсу при експлуатації авіаційних двигунів військового призначення за технічним станом. Запропонований подальший розвиток методики експериментального дослідження термоциклічної довговічності робочих лопаток турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння відповідає вимогам Авіаційних правил у частині норм льотної придатності двигунів повітряних суден щодо стратегії управління ресурсом авіаційних двигунів. Матеріали статті можуть бути корисними для розробників, виробників і експлуатантів силових установок, а також науковцям і дослідникам в галузі авіаційного двигунобудування.

Ключові слова (Keywords): авіаційний двигун, термоциклічна довговічність, пошкодженість, робоча лопатка, експеримент.

Introduction (Вступ)

Підтримка технічного стану парку двигунів і забезпечення високого рівня надійності та безпеки польотів ґрунтується на одержаних експериментально характеристиках термоциклічної довговічності жароміцних сплавів робочих лопаток турбін, що лімітують ресурс авіаційного двигуна. В цьому контексті актуальним є проведення комплексних досліджень теплового та напружено-деформованого станів матеріалу робочих лопаток (РЛ), які дозволяють визначити основні фактори, що впливають на механізм її пошкоджуваності.

Materials and Methods (Матеріали та методи)

Вагомий внесок у розвиток основних положень міцністної надійності матеріалів та елементів конструкцій авіаційних двигунів, у тому числі термоциклічної повзучості і тривалої міцності матеріалу робочих лопаток авіаційної газової турбіни після напрацювання зроблено вітчизняною науковою школою, засновниками якої є Писаренко Г.С., Карпінос Б.С., Серенсен С.В., Третьяченко Г.М. Так, у роботах (Serensen, Dulnev, Bychkov, 1961; Pisarenko, 1980; Tretyachenko, Karpinos, 1990) проведено аналіз досліджень щодо довговічності конструктивних елементів, що працюють в екстремальних умовах. У роботі (Karpinos, 2022) визначається залишкова повзучість при термічному циклі і довговічність матеріалі РЛ турбіни високого тиску шляхом випробувань. У роботі (Kulyk, Kucher, Koveshnikov, Dubrovskyi, Petruk, 2009) пропонується методика дослідження впливу асиметрії циклу термомеханічного навантаження на довговічність жароміцних матеріалів при термоциклічних випробуваннях. У роботі (Pityak, Bilyavin, Mahotkin, Rovkov, 2005) представлено методику і результати експерименту виявлення деформації та напруженості в елементах конструкції під впливом температурних градієнтів.

Підходи до експериментальних і розрахунків методів оцінки накопичення пошкоджень у деталях авіаційного двигуна досліджують зарубіжні вчені. Зокрема, С.С. Менсоном (Manson S.) (Manson, 1974) проведено розрахунок малоциклічної довговічності лопатки, остаточного терміну служби за законом лінійної взаємодії повзучості і втоми. С. Маджумдар (Majumdar S.) (Majumdar, 1975) дослідив повзучість РЛ турбіни, залежність між повзучістю і втомою для розрахунку довговічності, запропонував метод прогнозування малоциклічної втоми і відмов при повзучості. Ґрунтовний аналіз явища повзучості і моделей її розрахунку для різних компонент авіаційних двигунів надано в роботі Линь Юань (Lin Yuan) (Lin Yuan, Wang Chenglong, Sun Yongchao, Sun Mingbo, Yuan Yu, Gao Zhan & Xiao Yiwen, 2023).

Проте, проблемні питання оцінки термоциклічної довговічності матеріалу РЛ турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ) військового призначення, що мають попереднє напрацювання, потребують подальшого розвитку науково-методичного апарату для проведення експериментальних досліджень.

Відповідно до вище означеного, мета статті полягає в обгрунтуванні подальшого розвитку методики експериментального дослідження термоциклічної довговічності РЛ ТРДДФ, що вичерпали ресурс, для оцінки їх залишкової міцності і представленні результатів її реалізації.

РЛ турбін працюють на різних режимах роботи двигуна, під дією високих температур і в широкому спектрі силових навантажень, при цьому накопичення пошкодженості в них відбувається за механізмами, як термічної втоми, так і повзучості.

Механізм руйнування РЛ в експлуатації активується через зародження тріщини втоми, яка під дією діючих напружень збільшує свої розміри. Тріщина, виконуючи роль концентратора напружень, зменшує площу поперечного перерізу РЛ, при деякому значенні якої вона вже не витримує діючих навантажень і руйнується під дією циклічного та статичного навантажень (рис.1).

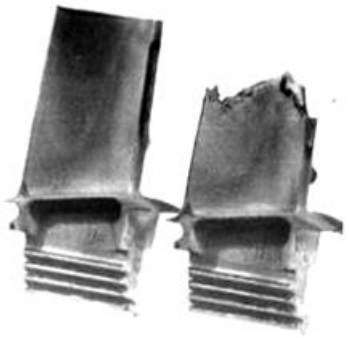


Рисунок 1. Руйнування РЛ (Karpinos, Samuleev, Lyashenko, Lais'ke, Rutkovs'kyi, 2013)

На зруйнованій РЛ спостерігаються зони розвитку тріщини втоми та зламу на границях зерен сплаву. Звичайно, процеси руйнування розвиваються у часі та, насамперед, залежать від домінуючих факторів впливу (температури, навантаження і часу їх дії).

Методика експериментального дослідження зразків РЛ. Організація і проведення експериментального дослідження потребує здійснення планування експериментів на принципах мінімально достатньої кількості чинників для забезпечення виявлення максимально можливого їх впливу на результат. Для дослідження залишкового ресурсу зразків РЛ запропонована методика експериментального дослідження (рис. 2), що передбачає виконання трьох етапів: підготовчого, основного, заключного.

ПІДГОТОВЧИЙ ЕТАП: Підготовка експериментального обладнання (Е 1.1), дослідних зразків (Е 1.2), визначення режимів їх випробувань (рис.2), а саме необхідних рівнів температур і напружень за результатами моделювання теплового напружено-деформованого стану РЛ турбін (Е 1.3).

ОСНОВНИЙ ЕТАП: За допомогою установки починається нагрівання зразка до заданої температури з використанням методу високотемпературних випробувань (Е.2.1). Витримка зразка при заданій (максимальній) температурі протягом заданого часу (Е.2.2).

Потім здійснюється охолодження зразка до заданої (мінімальної) температури та її витримка на зразку протягом заданого часу (за програмою) (Е.2.3). Процес термоциклічного навантаження за програмою випробувань повторюється до технічної зупинки експериментальної установки для її обслуговування.

Виконання технічного обслуговування (заміна графітового стержня, кварцового стакану, ущільнювачів, промивка дзеркал у камерах нагрівання та охолоджування, перевірка працездатності установки на технологічному зразку тощо) (Е.2.4). Продовження проведення випробувань зразків на термоциклічну повзучість до руйнування зразка.

ЗАКЛЮЧНИЙ ЕТАП: Аналітична обробка результатів експериментальних досліджень (Е.3.1), що передбачає розрахунок значень: накопичених пошкодженостей від експлуатаційних факторів на режимі "РПТ"; залишковий ресурс пластичності і міцності матеріалу РЛ для неусталеної і прискореної стадій; усталеної стадії (напівциклів нагрівання та охолодження), а також для отримання регресійного повної кривої.

На відміну від існуючих методик, пропонується покращення якості випробувань зразків РЛ за рахунок введення процедур визначення режимів випробувань і встановлення тривалості витримки, а також покращення аналітичної обробки результатів експериментальних досліджень.

Так, визначення режимів випробувань зразків РЛ (Е 1.3) виконується за допомогою математичних моделей, які змістовно розглянуті в статті (Pityak, Bilyavin, Mahotkin, Rovkov, 2005). Розтягуючі напруження у зразку РЛ повинні мати значення, що мають місце в реальній РЛ під дією відцентрових сил, а саме, σ=(100…126) МПа. Температура зразка РЛ повинна відповідати розрахунковій максимальній температурі РЛ на режимі підвищеної температури (РПТ) $T=965^0C$ і циклічній зміні температури $T=965^0C \leftrightarrow 500^0C$ за часом. Час нагрівання й

охолодження лопатки на перехідних режимах роботи двигуна відповідають значенням t=180 сек, t=90 сек.

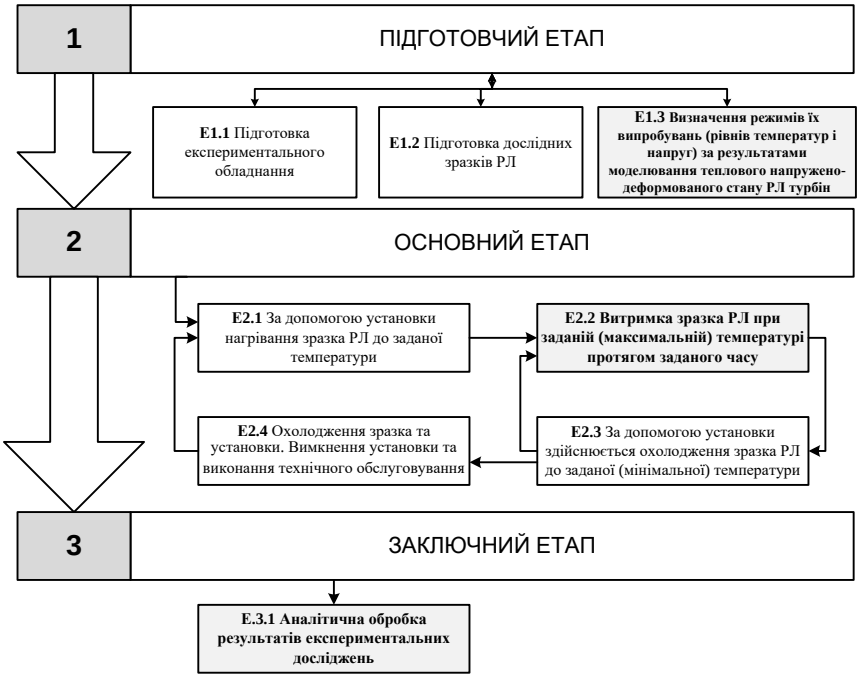


Рисунок 2. Блок-схема методики експериментального дослідження зразків РЛ на термоциклічну довговічність

Введення процедури встановлення тривалості витримки зразків РЛ при максимальній температурі (Е.2.2) необхідно для виявлення впливу часу витримки при різних формах циклів, що вказуватиме на ступень термовтоми і зміну довговічності.

Аналітична обробки результатів експериментальних досліджень (Е.3.1) передбачає розширення використання сучасного інструментарію обробки даних.

Results (Результати)

Метою експериментального дослідження є оцінка залишкової міцності РЛ газової турбіни високого тиску ТРДДФ РД-33 на підставі вивчення змін механічних властивостей/поведінки матеріалу при зовнішньому термомеханічному навантаженні.

Об’єктом експериментального дослідження обрано 10 зразків з РЛ газової турбіни високого тиску двигуна РД-33.

Експериментальне дослідження виконувалось на спеціальній установці “Лускунчик” Інституту проблем міцності ім. Г.С. Писаренко НАН України, яка дозволяє проводити дослідження зразків на розтягання і повзучість у повітряному середовищі при ізотермічних і термоциклічних режимах.

При проведенні експериментального дослідження за запропонованою методикою параметри режимів випробувань визначалися таким чином, щоб була можливість дослідити вплив основних факторів навантаження на залишкову довговічність матеріалу, а саме: величини механічних напружень; максимальної і мінімальної температури зразка у циклі; часу нагріву та охолодження; часу витримки зразка при максимальній температурі.

Відповідно до цього прийнято класичний план багатофакторного експерименту (табл.1).

Кожний режим багатофакторного експерименту має власний характер випробувальних циклів зразків РЛ на довговічність (рис. 3).

Таблиця 1. План багатофакторного експерименту за режимами

Режим	Температура випробувань, T_{max}	Час витримки середній, $\tau_{витр.ср}$	Навантаження, σ	Деформація, ε	Час до руйнування зразка $\tau_{руйн.}$	Кількість циклів, $N_{цикл}$
Режим 1	const	180 с	var	var	var	var
Режим 2	const	3 год	const	var	var	var
Режим 3	const	90 с	const	var	var	var

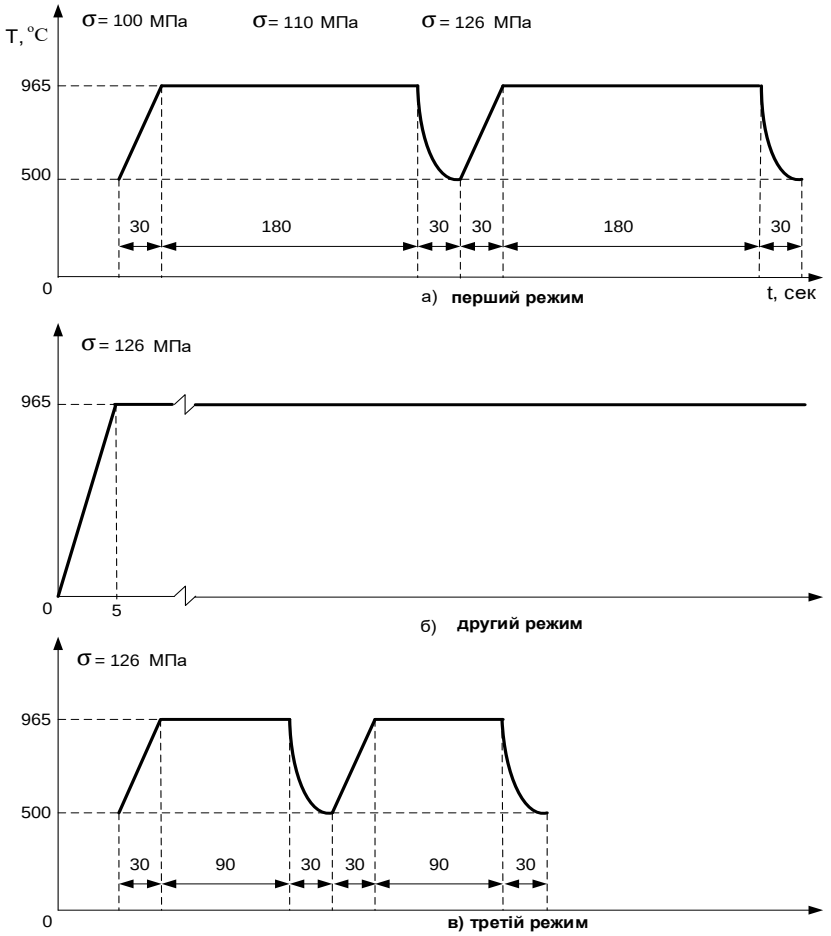


Рисунок 3. Режими випробувань зразків РЛ на довговічність

При проведенні експериментального дослідження передбачалося перевірити такі гіпотези щодо підтвердження/спростування:

Гіпотеза 1: існування лінійної залежності термоциклічної пошкодженості РЛ турбіни від напруження та кількості циклів;

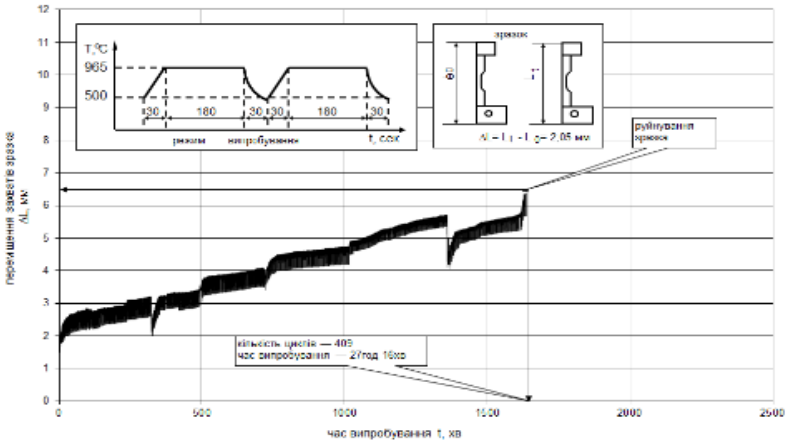
Гіпотеза 2: впливу форми циклу та часу витримки на режимі максимальних температур на час та кількість циклів до руйнування;

Гіпотеза 3: зменшення тривалої міцності пов’язано з вичерпанням ресурсу РЛ на етапі експлуатації двигуна;

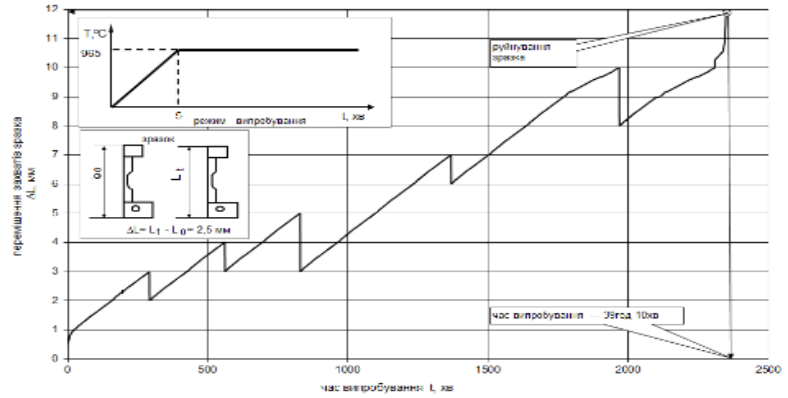
Гіпотеза 4: наявність залежності деформації повзучості за циклічної зміни температури;

Гіпотеза 5: наявності в РЛ запасу міцності для подальшої експлуатації двигуна.

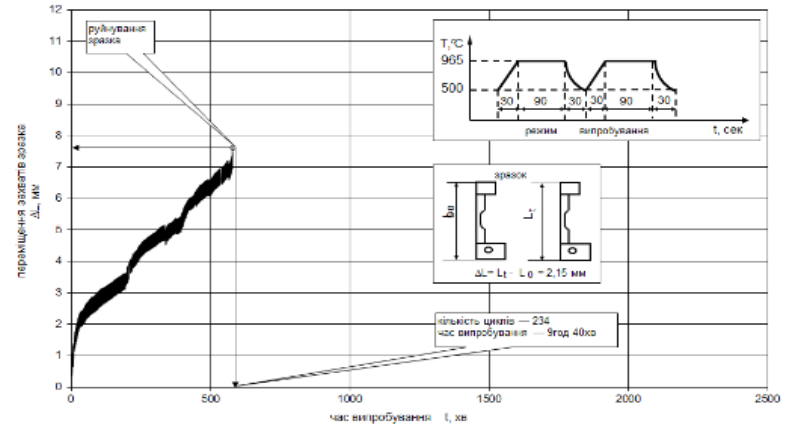
Перевірка означених гіпотез виконується під час випробувань зразків РЛ на предмет мають за мету охарактеризувати поведінку матеріалу під дією навантажень в умовах високих температур із застосуванням спеціального експериментального обладнання. За результатами експерименту одержано залежності деформації зразка (рис. 4).



а) перший режим



б) другий режим



в) третій режим

Рисунок 4. Залежність деформації повзучості за режимами випробувань

Встановлено, що для усіх режимів випробувань криві повзучості мають три стадії: несталої повзучості, сталої повзучості та інтенсивного лавиноподібного деформування. Основна частина деформації накопичувалась на усталеній стадії. Неусталена й усталена стадії мали місце після перерви випробувань. Результати експериментальних досліджень за режимами випробувань наведено на рис. 5.

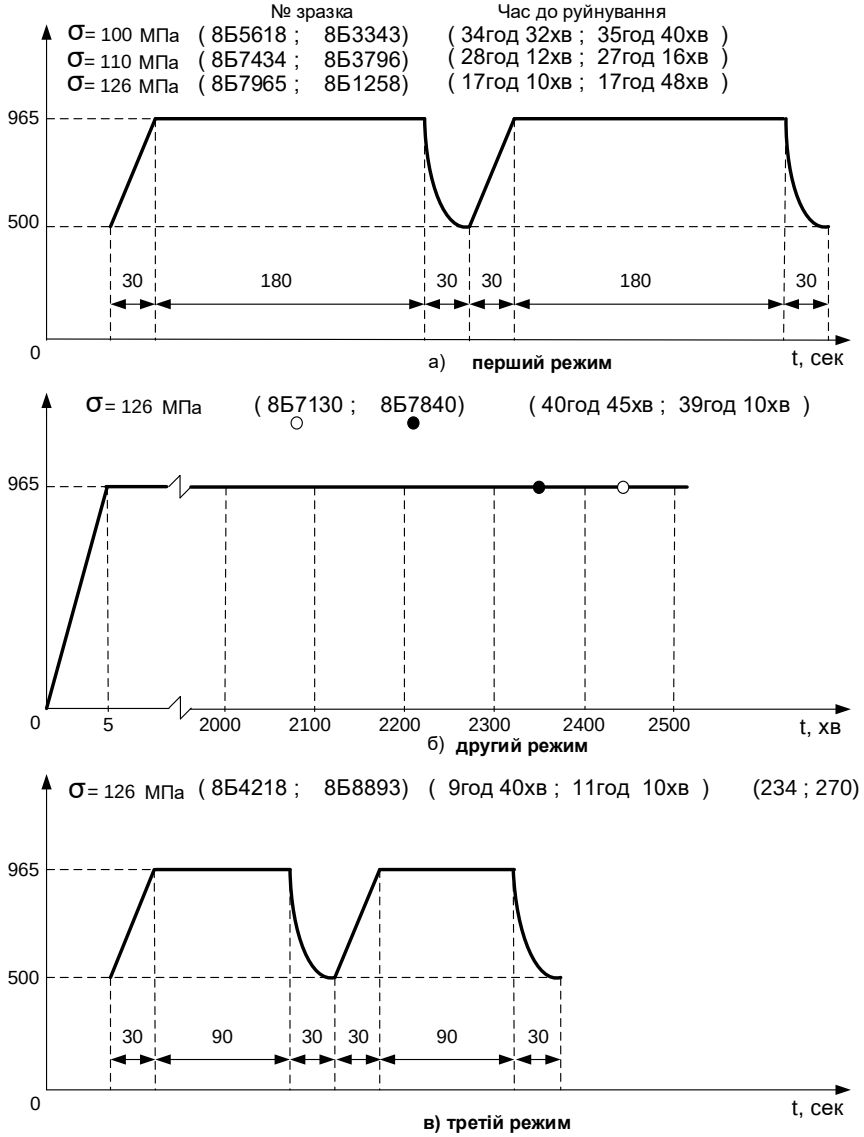


Рисунок 5. Результати експериментальних досліджень за режимами випробувань

Для оцінки залишкової міцності використовується показник деформації матеріалу РЛ (напівцикли та повна):

$$\varepsilon_n = a + bt - ct^2 + dt^3, \tag{1}$$

де ε_n – повна деформація;

t – час.

На основі статистичної обробки дослідних даних одержано кінетичні рівняння для повної кривої зразка РЛ, зокрема за

першим режимом зразок РЛ № 1:

$$\varepsilon_n = 0{,}738 + 1{,}2 \cdot 10^{-3} t - 3 \cdot 10^{-6} t^2 + 1{,}1 \cdot 10^{-9} t^3, \quad R^2 = 0{,}935 \tag{2}$$

другим режимом зразок РЛ № 3:

$$\varepsilon_n = 2{,}26 + 3{,}7 \cdot 10^{-3} t - 3{,}9 \cdot 10^{-6} t^2 + 3{,}5 \cdot 10^{-9} t^3, \; R^2 = 0{,}962 \tag{3}$$

третім режимом зразок РЛ № 8:

$$\varepsilon_n = 1{,}11 + 2{,}6 \cdot 10^{-3} t - 3{,}8 \cdot 10^{-6} t^2 + 2{,}3 \cdot 10^{-9} t^3, \; R^2 = 0{,}962 \tag{4}$$

Підтверджено адекватність запропонованих залежностей з достовірністю $R^2 \geq 0{,}93$. Результати дослідів знаходились у межах побудованих 95% довірчих інтервалів. Розкид значень граничних характеристик матеріалів незначний і складає в середньому 5%.

Отже, форма випробувального циклу, величина напружень, значення максимальної температури суттєво впливають на час і кількість циклів до руйнування:

підвищення в циклі рівня напружень, за інших рівних умов експерименту, призводить до зменшення довговічності практично в два рази, при цьому гранична деформація змінюється не суттєво (за режимом 1 підтверджено гіпотези 1-4);

при постійній максимальній температурі забезпечується максимальна кількість циклів і час до руйнування (за режимом 2 підтверджено гіпотези 2 і 3);

зменшення тривалості часу витримки в циклі при максимальній температурі різко зменшує довговічність (за режимом 3 підтверджено гіпотези 3-5).

Обговорення (Discussions)

Проведене експериментальне дослідження виконано для одного з шести ресурсолімітуючих режимів роботи авіаційного двигуна військового призначення, а саме режиму підвищених температур, який має значний вплив на рівень залишкового ресурсу двигуна. Проведення подальших досліджень за іншими режимами з потенційним запасом залишкового ресурсу від 20% до 90% ставить питання розробки науково-методичного апарату взаємного перерахунку ресурсних показників. Цілком можливим є прийняття єдиного ресурсного показника з урахуванням пошкодженості ресурсолімітуючих деталей двигуна, коли ресурс представлятиметься в двох вимірах статичному та термоциклічному. Обчислення пошкодженості для всіх ресурсолімітуючих елементів дало б можливість встановлювати індивідуальні ресурси модулям двигуна і, якщо забезпечується їх заміна у військових частинах, експлуатувати двигуни практично не вилучаючи їх з експлуатації. Але, перехід до нового ресурсного показника є дискусійним і потребує проведення додаткових ресурсних випробувань авіаційних двигунів з моделюванням ресурсолімітуючих режимів роботи в польотних умовах на стенді.

Conclusion (Висновок)

Таким чином, подальшого розвитку одержала методика експериментального дослідження термоциклічної довговічності РЛ турбіни високого тиску ТРДДФ, особливістю якої, на відміну від існуючих, є визначення параметрів термоциклічних режимів і механічних навантажень, врахування тривалості витримки зразків РЛ при максимальній температурі, розширення інструментарію аналітичної обробки результатів, що дозволяє оцінити термоциклічну повзучість, тривалу міцність матеріалу та залишковий ресурс зразків РЛ турбіни.

Розрахунок залишкової деформації повзучості та довговічності РЛ довів наявність ресурсного потенціалу за запасом міцності і створює підстави для прогнозування та обгрунтованого продовження встановленого ресурсу при експлуатації двигунів за технічним станом.

Подальший розвиток методики експериментального дослідження термоциклічної довговічності РЛ турбіни високого тиску ТРДДФ відповідає вимогам Авіаційних правил у частині норм льотної придатності двигунів повітряних суден щодо стратегії управління ресурсом авіаційних двигунів, а саме встановлення і збільшення призначеного ресурсу основних деталей двигуна на основі використання експериментально обґрунтованих методів розрахунку і баз даних кривих малоциклічної втоми та експлуатації двигуна без обов'язкового знімання в ремонт до досягнення призначеного ресурсу будь якої з основних деталей (Aviation regulations, 2004).

Матеріали статті можуть бути корисними для розробників, виробників і експлуатантів силових установок, а також науковцям і дослідникам в галузі авіаційного двигунобудування.

Recommendations (Рекомендації)

Запропонована методика експериментального дослідження термоциклічної довговічності РЛ турбіни апробована на двигуні РД-33 літака МиГ-29 та може бути рекомендована для інших типів ТРДДФ літаків-винищувачів. Така методика може слугувати основою для удосконалення методики управління ресурсом парку авіаційних двигунів військового призначення, що дозволить проводити комплексний аналіз експлуатаційних параметрів ТРДДФ, моніторинг технічного стану та контролю залишкового ресурсу для управління життєвим циклом авіаційних двигунів.

Acknowledgments (Подяки)

Автор заявляє, що у нього немає конкуруючих інтересів за тематикою статті.

Використані джерела (References)

1. Serensen, S., Dulnev, R., & Bychkov, N. (1961). To estimate resistance to destruction during thermal fatigue. *Problems of strength*, *1* (152), 12–15.
2. Pisarenko, G. (1980). *Strength of materials and structural elements in extreme conditions*. Scientific thought.
3. Tretyachenko, G., & Karpinos, B. (1990). *Strength and durability of materials under cyclic thermal effects.* Scientific thought.
4. Karpinos, B. (2022). Thermodynamic Justification of the Arguments of the Limit States Equations of Materials. *Strength of Materials*, 54 (6), 1050–1056.
5. Kulyk, M., Kucher, O., Koveshnikov, M., Dubrovskyi, S., & Petruk, Ya. (2009). Effect of asymmetry of the thermomechanical load cycle on the durability of heat-resistant materials during thermocycling tests. *Scientific technologies, 3*. 6–18.
6. Pityak, I., Bilyavin, A., Mahotkin, A., & Rovkov, V. (2005). *Influence of temperature gradients on deformations and stresses in structural elements*. Herald of. Zaporiszhzhia National University.
7. Manson, S. (1974). *Temperature stresses and low-cycle fatigue and low-cycle fatigue.* Mechanical engineering.
8. Majumdar, S. (1975). Low-cycle fatigue and creep analysis of gas turbine engine components. *Journal of Aircraft*, vol. 12, no. 4, 376–382.
9. Lin Yuan, Wang Chenglong, Sun Yongchao, Sun Mingbo, Yuan Yu, Gao Zhan & Xiao Yiwen. (2023). Review on Creep Phenomenon and Its Model in Aircraft Engines. *International Journal of Aerospace Engineering*, P. 16. https://doi.org/10.1155/2023/4465565
10. Karpinos, B., Samuleev, V., Lyashenko, V., Lais'ke E. & Rutkovs'kyi A. (2013). Thermal cyclic creep and long-term strength of the material of aircraft gas turbine blades after operation. *Strength of Materials*, vol. 45, no. 5, 542–548.
11. *Aviation regulations.* (2004). Part 33. Standards of airworthiness of aircraft engines. Interstate Aviation Committee.