

УДК 534.1, 539.4

doi: 10.32620/aktt.2024.5.02

Є. О. НЕМАНЕЖИН

*Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна*

## ЧИСЕЛЬНО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНОЇ БАГАТОЦИКЛОВОЇ ВТОМНОЇ МІЦНОСТІ МОНОКРИСТАЛІЧНИХ ЛОПАТОК ГАЗОВИХ ТУРБІН

**Предметом** дослідження є анізотропні монокристалічні лопатки турбін авіаційних газотурбінних двигунів (АГТД), а також їх характеристики багатоциклової втомної міцності в умовах високих температур. **Метою** статті є визначення межі витривалості монокристалічних лопаток турбіни високого тиску АГТД в умовах високої температури, яка дорівнює 820°C. **Задачею** дослідження є розробка методу розрахунково-експериментального дослідження характеристик високотемпературної багатоциклової втомної міцності лопаток газових турбін, що виготовляються з монокристалічних нікелевих жароміцних сплавів. Використовуваними **методами** дослідження є: метод комп'ютерного моделювання, за допомогою якого створювалася 3D-модель охолоджуваної лопатки турбіни високого тиску; метод скінчених елементів, за допомогою якого проводилося визначення напружено-деформованого стану лопатки за обраною формою резонансних коливань; тензометричний та резонансний методи, за допомогою яких при високотемпературному навантаженні проводилося визначення характеристик втомної міцності монокристалічних лопаток турбін. Отримано наступні **результати**. Проаналізовано літературні джерела, в яких описуються теоретичні та експериментальні методи визначення характеристик міцності лопаток при комбінованому динамічному та високотемпературному навантаженню. Описано розроблену спеціальну установку для випробування лопаток турбін в умовах температурного та динамічного (резонансного) навантаження. Запропоновано комбінований метод оцінки багатоциклової втомної міцності в умовах високих температур, який включає проведення досліджень на натурних лопатках турбіни та розрахунки методом скінчених елементів. Проведено та описано динамічне та температурне тарування відібраних для дослідження монокристалічних лопаток турбін. Виконані втомні випробування з визначення межі витривалості лопаток в умовах високої температури, яка дорівнює  $T = 820^\circ\text{C}$ . **Висновки**. Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному. Розроблено спеціалізовану експериментальну установку для дослідження межі витривалості монокристалічних лопаток АГТД в умовах високотемпературного навантаження. Створено метод комбінованого чисельного (ANSYS) та експериментального (натурні випробування) дослідження високотемпературної багатоциклової втомної міцності лопаток турбін, виготовлених із монокристалічних жароміцних сплавів. Намічено напрямки подальших досліджень.

**Ключові слова:** скінчено-елементний аналіз; ортотропія властивостей; тривимірна скінчено-елементна модель; напружено-деформований стан; власна частота коливань; втома; міцність; експериментальна верифікація; термонапружений стан; ресурс; лопатки турбіни; авіаційний газотурбінний двигун.

### Постановка проблеми та її актуальність

Руйнування, спричинені багатоцикловою втомою в авіаційних газотурбінних двигунах, є досить поширеною проблемою, що впливає на різноманітні матеріали та деталі. На теперішній час руйнування від багатоциклової втоми є основною причиною відмов компонентів газотурбінних авіаційних двигунів, таких як високонавантажені лопатки турбіни [1]. Лопатки турбін у високопродуктивних авіаційних і ракетних двигунах все частіше виготовляють з монокристалічних нікелевих сплавів, які володіють високими тепло механічними властивостями

[2, 3]. Однак, в умовах роботи при високих температурах та значних відцентрових навантаженнях, лопатки турбін з нікелевих сплавів, зміцнені  $\gamma'$ -осадами, неминуче зазнають мікроструктурної деградації. При цьому відбуваються процеси коалесценції, розчинення і сплавлення  $\gamma'$ -осадів [4]. Також важливим фактором, який слід враховувати при дослідженні втомної міцності лопаток турбін є вторинна та первинна кристалографічні орієнтації. Контроль та оптимізація параметрів кристалічної орієнтації можуть суттєво підвищити опір втомному руйнуванню лопаток турбін [1]. Беручи до уваги наведені вище чинники дуже актуальною науково-технічною задачею є створення комбінованого чисельно-експериментального методу дослідження характе-



Creative Commons Attribution  
NonCommercial 4.0 International

ристик високотемпературної багатоциклової втомної міцності монокристалічних лопаток турбін авіаційних газотурбінних двигунів (АГТД).

### Формулювання мети дослідження

Експериментальне визначення межі витривалості монокристалічних лопаток турбіни високого тиску АГТД в умовах високої температури є дуже складною та нетривіальною задачею. Отримання такого результату є одним із необхідних параметрів, який відкриває можливість до проведення подальших розрахунків з визначення запасів міцності лопаток турбін в умовах високотемпературного навантаження. В зв'язку з цим із поставленої мети виділяються наступні задачі. По перше, необхідне створення твердотільної 3D-моделі лопатки турбіни з використанням засобів комп'ютерного моделювання, а також побудова скінченно-елементної розрахункової моделі для визначення напружено-деформованого стану лопатки за обраною формою коливаль. Друга задача полягає у проведенні експериментального дослідження з визначення характеристик багатоциклової втомної міцності монокристалічних лопаток турбін в умовах високої температури.

### Аналіз результатів останніх досліджень та публікацій, що стосуються проблеми

Останнім часом було проведено багато досліджень фізико-хімічного механізму деградації  $\gamma'$ -осадів. Дослідниками запропоновано багато моделей сплавлення, які з точки зору матеріалознавства добре застосовуються до монокристалічних сплавів [3, 5]. В той же час, механічні властивості сплавів на основі нікелю сильно залежать від мікроструктури [3]. Зазначена вище мікроструктурна деградація призводить до зниження механічних властивостей, що, в свою чергу, погіршує експлуатаційні характеристики лопаток турбін і, відповідно, збільшує витрати на їх відновлення.

Багато дослідників проводили роботи, які зосереджувались на оцінці впливу мікроструктурної деградації на механічні властивості нікелевих жароміцних сплавів. Зокрема, науковці у публікації [6] показали, що зосередження великої кількості  $\gamma'$ -осадів у сплавах на основі нікелю значно збільшує швидкість росту тріщин, що призводить до скорочення терміну служби деталей. Науковці у роботах [7, 8] займалися дослідженням особливостей мікроструктурної деградації і виявили її вплив на механічні властивості нікелевих сплавів. Згідно їх дослідження, мікроструктурна деградація прискорює стимуляцію втомного пошкодження під час процесу повзучості-втоми. Вчені у працях [9, 10] вивчали

вплив морфології огрубіння сплаву на його термомеханічну втомну поведінку і довели його вплив на зменшення термомеханічної втомної довговічності.

Згідно наявних результатів проведених досліджень можна зробити висновок, що мікроструктурна деградація спричиняє погіршення характеристик міцності сплавів на основі нікелю. Сучасні конструкційні структури лопаток турбіни є дуже складними, і тому дуже багато експериментальних досліджень поведінки матеріалів лопаток було виконано на стандартних зразках, а також на зразках-свідках, які вирізаються з тіла лопаток турбін. Зокрема, науковці у [11] досліджували вплив мікроструктурної деградації, спричиненої експлуатацією, на властивості матеріалу при втомному навантаженні. З використанням спеціальних дрібномасштабних зразків, дослідниками було виявлено негативний вплив на опір втомному руйнуванню. Вчені у роботі [12] провели порівняльне експериментальне дослідження двох турбінних лопаток, виготовлених зі сплаву GH4037. В результаті випробувань зразків з турбінних лопаток було встановлено, що дрібнодисперсні  $\gamma'$ -осади і комірчасті осади на границях зерен, спричинені високотемпературними навантаженнями під час експлуатації, зменшили опір втомному руйнуванню та підвищили швидкість деформації повзучості.

### Виділення невирішених раніше частин загальної проблеми, якій присвячена робота

Аналізуючи результати наукових досліджень, спрямованих на встановлення втомної міцності лопаток газових турбін в умовах високотемпературного навантаження, можна спостерігати, що проведені роботи лише частково розкривають проблематику цього складного питання. У вищевказаних дослідженнях експериментальними та чисельними методами моделюються лише частинні випадки високонавантажених місць на лопатках турбіни. У цьому дослідженні пропонується більш комплексний підхід, а саме випробування повнорозмірних лопаток турбін в умовах комбінованого динамічного (багатоциклового втомного) та високотемпературного навантаження. Такі експериментальні дослідження дозволять більш повною мірою оцінити складний навантажений стан лопаток турбін саме через можливість врахування при таких випробуваннях всіх конструкційних особливостей монокристалічних лопаток турбіни. [13]. Використання чисельного моделювання у ANSYS, в свою чергу, дозволить визначати напружено-деформований стан лопатки турбіни при резонансних коливаннях, що допоможе провести коректне препарування лопаток тензорезисторами.

## Характеристики та параметри випробувального обладнання для проведення високотемпературних втомних випробувань

Для проведення експериментальних робіт було розроблено та виготовлено спеціалізоване випробувальне обладнання. Його призначення полягає у проведенні втомних випробувань лопаток авіаційних газотурбінних двигунів в резонансному режимі збудження при симетричному циклі навантаження в умовах високих температур.

Установка для високотемпературних втомних випробувань лопаток турбін є портативною, настільного типу, живиться від джерела змінного струму  $U = (220 \pm 22) \text{ В}$ ,  $f = (50 \pm 1) \text{ Гц}$ ,  $I = 5 \text{ А}$ . До кліматичних факторів для нормального функціонування обладнання відносяться:

– температура оточуючого середовища від  $+10$  до  $+35 \text{ }^\circ\text{C}$ ;

– відносна вологість повітря – не більше  $80\%$  при температурі  $+35 \text{ }^\circ\text{C}$ .

До основних компонентів експериментальної установки можна віднести: п'єзовібратор; затискне пристосування для лопаток; комплект системи зворотного зв'язку; підсилювач потужності із відповідним до нього узгоджувальним пристроєм; нагрівальний пристрій; блок регулювання температурних режимів; персональний комп'ютер із спеціалізованим програмним забезпеченням.

Основні технічні характеристики установки наведені у таблиці 1.

Принципова схема установки представлена на рис. 1.

Далі розглянемо функціональні особливості зазначених вузлів установки для високотемпературних випробувань.

1. П'єзовібратор (див. позиція 4 на рис. 1) призначений для збудження резонансних коливань об'єкта випробувань (лопатки). Робота п'єзовібратора базується на явищі зворотного п'єзоефекту. При цьому змінне електричне напру-

ження, яке прикладається до електродів, перетворюється в змінну механічну деформацію п'єзокерамічних кілець, котра шляхом силового стовпа передається на ресору затискного пристрою та слугує джерелом збудження об'єкта дослідження (лопатки турбіни). В процесі роботи, п'єзостовп вібратора охолоджується вентилятором, який розташований у нижній частині корпусу.

2. Затискне пристосування клинового типу (див. позиція 6 на рис. 1) призначене для закріплення захватів з випробовуваними об'єктами (лопатками) із забезпеченням високої добротності всієї коливальної системи. Це дозволяє забезпечити, при резонансному режимі, необхідний рівень механічного навантаження при мінімальній витраті потужності. Геометрія захвату лопаток турбін забезпечує одночасну опору на впадину останнього зуба ялинкової хвостової частини лопатки, а також на її трактоутворюючу полицю.

3. Система зворотного зв'язку (див. позиції 5, 10, 11, 12 на рис. 1) призначена для непрямої оцінки відносного значення зміни рівня навантаження об'єкту дослідження (лопатки турбіни) в ході проведення випробування і може використовуватися для підтримки рівня навантаження, з урахуванням специфіки роботи елементів конструкції установки при роботі в умовах високих температур. В приведеній у цьому дослідженні установці використовується комбінована система зворотного зв'язку, яка складається з механічного вимірювача амплітуд (МВА) та безконтактного датчика зворотного зв'язку (ДЗЗ). Принцип роботи системи зворотного зв'язку полягає у прямому вимірюванні амплітуди  $A$  (мм) коливань лопатки в умовах робочих температур, за допомогою МВА, з наступним встановленням залежності виду:

$$A = f(U_{\text{ДЗЗ}}), \quad (1)$$

де  $U_{\text{ДЗЗ}}$  – електричний сигнал на апаратурі від ДЗЗ, який виникає при наявних значеннях амплітуди  $A$ , мм.

Таблиця 1

Технічні параметри установки для високотемпературних випробувань лопаток турбін ГТД

| Назва параметра                                                                                   | Значення    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|
| Максимальна довжина досліджуваних об'єктів, мм, без хвостової частини                             | $\leq 120$  |
| Діапазон робочих частот, Гц                                                                       | 500...15000 |
| Максимальна температура нагріву випробовуваного об'єкта в небезпечному перерізі, $^\circ\text{C}$ | 900         |
| Відносна похибка автоматизованого виводу установки на заданий рівень навантаження, $\gamma$ , %   | $\leq 2$    |
| Коефіцієнт варіації рівня навантаження при автоматизованій підтримці, $\nu$ , %                   | $\leq 2$    |
| Відносна похибка частоти, яка задається з ПК, $\epsilon_{\text{ПК}}$ , %                          | $\leq 0,1$  |

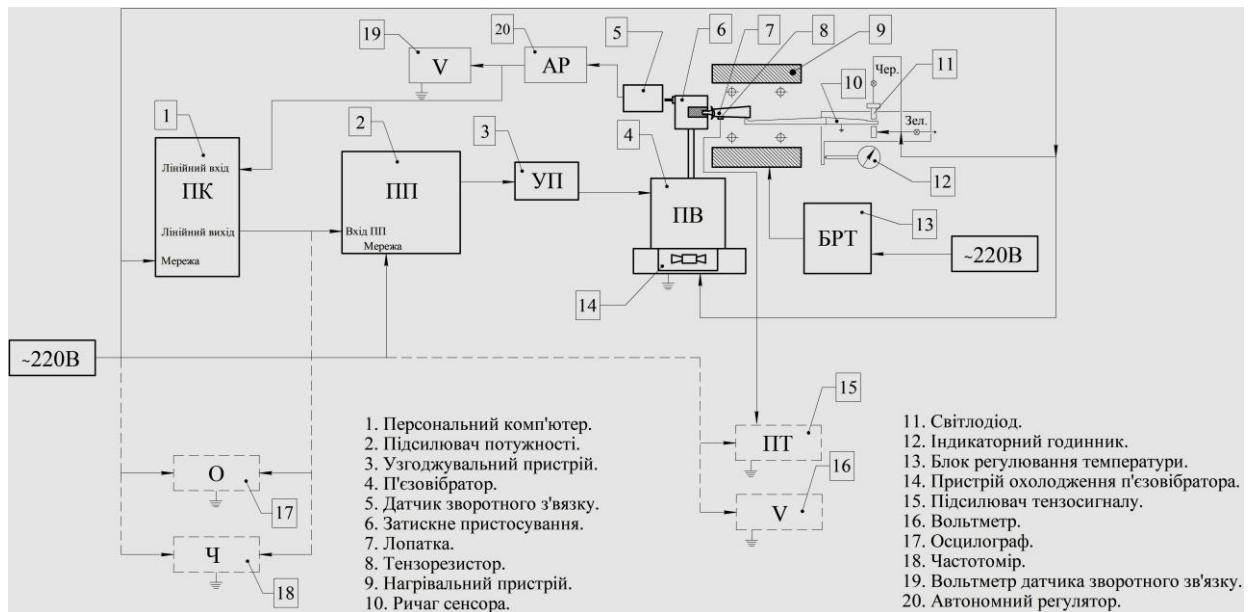


Рис. 1. Принципова схема установки для високотемпературних втомних випробувань лопаток турбін

В якості датчика зворотного зв'язку в установці застосовується електромагнітний датчик, який використовується для контролю вібропереміщень затискного пристосування від реактивного моменту при резонансних коливаннях лопатки турбіни. ДЗЗ підключається через спеціалізований автономний регулятор, котрий має можливість для налаштування рівня сигналу для узгодження з персональним комп'ютером. Слід зазначити, що оптимальне місце розміщення, робочий зазор та просторова орієнтація ДЗЗ виявляються експериментально для кожної лопатки. Зокрема, при цьому забезпечуються такі параметри, як:

- лінійність залежності сигналу ДЗЗ від рівня навантаження;
- відсутність значних викривлень форми сигналу при робочому рівні навантаження, що перевіряється осцилографом;
- оптимальний рівень сигналу.

Перед початком кожного випробування, а також після кожної перестановки об'єкту дослідження (лопатки) або ДЗЗ в ході роботи, наново проводиться визначення співвідношень електричного сигналу ДЗЗ з рівнем навантаження об'єкту по процедурі індивідуального динамічного тарування.

Принцип вимірювання полягає у визначенні моменту торкання об'єкту (лопатки) наконечником важеля сенсора при його резонансних коливаннях і відліку по індикаторному годиннику від моменту торкання у вихідному стані.

Момент торкання при коливаннях випробовуваного об'єкту (лопатки) супроводжують наступні признаки:

- спрацьовування сигнального світлодіоду зеленого кольору при розриві його контакту з хвостовою частиною важеля сенсора;
- поява специфічного звуку при контакті наконечника важеля сенсора та лопатки, що коливається;
- відхилення стрілки допоміжного вольтметра, підключеного до вихідного каналу ДЗЗ.

Для обмеження діапазону руху сенсорного важеля передбачений обмежувальний пружинний контакт з сигнальним світлодіодом червоного кольору.

Вимірювання амплітуд коливань лопаток проводиться відліком згідно індикаторного годинника з ціною поділу шкали 0,01 мм по переміщенням вимірювальної консолі МВА. Відлік від встановленого нуля проводиться по спрацьовуванню зеленого світлодіоду, загоряння червоного позначає вихід переміщень сенсорного важеля за межі робочого діапазону.

4. Підсилювач потужності (ПП) (див. позиція 2 на рис. 1) призначений для підсилювання по рівню потужності та узгодження з п'єзовібратором по амплітуді електричного сигналу, який поступає зі звукової карти персонального комп'ютера. До основних технічних характеристик ПП відносяться:

- максимальна вихідна потужність – 500 Вт;
- максимальне вхідне напруження – 800 В;
- робочий діапазон частот – від 500 до 15000 Гц;
- вхідний спротив – не менше 10 кОм.

Підсилювач працює у ключовому режимі (D-клас), що забезпечує коефіцієнт корисної дії ККД близько 92 %. Узгодження ПП з п'єзовібратором відбувається за допомогою узгоджувального пристрою (див. позиція 3 на рис. 1).

5. Блок регулювання температур (БРТ) (див. позиція 13 на рис. 1) призначений для вимірювання температури випробовуваного об'єкту (лопатки турбіни), температури в камері нагрівання, а також для нагріву об'єкта дослідження (лопатки) та підтримки стабільного температурного режиму.

Основним робочим елементом БРТ є універсальний мікропроцесорний двоканалний регулятор. Електричний сигнал аналогового виду з термопари поступає на вхід регулятора. БРТ оснащений програмним забезпеченням, котре дозволяє працювати в режимі вимірювання температури, а також в режимі автоматичного підігріву та підтримки заданого температурного режиму (режим термостабілізації).

При роботі БРТ в режимі термостабілізації використовується термopара, яка постійно встановлена в камері нагрівання. Мікропроцесорний регулятор блоку отримує на вхідний канал величину реальної температури в камері, порівнює її зі значенням, отриманим в процесі температурного тарування, та виробляє керуючий сигнал для регулювання потужності електричного струму, який подається на нагрівальний пристрій.

Енергоспоживання БРТ знаходиться на рівні до 2 кВт. Діапазон підтримування температури – 200...900 °С. Похибка підтримання температури в нагрівальній камері не більше 1 %.

6. Нагрівальний пристрій (НП) (див. позиція 9 на рис. 1) представляє собою електропіч спротиву. Нагрівальними елементами у пристрої є стрижні карбіду кремнію з довжиною активної нагрівальної частини близько 100 мм. НП складається із вузла корпусу печі та вузла підвіски, призначеного для позиціонування та регулювання вузла корпусу печі відносно затискного пристосування та п'єзовібратора.

7. Персональний комп'ютер (ПК) (див. позиція 1 на рис. 1), який працює у складі установки під керуванням спеціалізованого програмного забезпечення (ПЗ), призначений для реалізації автоматизованого режиму роботи установки. Зокрема, ПК зі спеціальним ПЗ виконує наступні функції:

- формування синусоїдального сигналу заданої частоти та амплітуди;
- вимірювання сигналу датчика зворотного зв'язку;
- автоматичний пошук резонансної частоти об'єкта дослідження (лопатки турбіни);
- автоматичне підтримування заданого рівня навантаження та резонансного режиму збудження лопатки;
- обчислення кількості циклів навантаження та автоматична зупинка процесу випробування після відпрацювання об'єктом заданої кількості циклів;

– автоматичну зупинку процесу випробування при зниженні резонансної частоти лопатки, різкій зміні форми сигналу або в інших позаштатних ситуаціях.

Підключення ПК до підсилювача потужності здійснюється через лінійний вихід звукової карти, а до підсилювача датчика зворотного зв'язку через лінійний вхід звукової карти. Робочий діапазон лінійного входу звукової карти складає, як правило, близько 1 В, що узгоджується з вихідним діапазоном підсилювача сигналу ДЗЗ.

Основний принцип роботи випробувального обладнання полягає у наступному: об'єкт дослідження встановлюється в затискному пристосуванні, яке закріплюється через ресору на силовому стовпі п'єзовібратора. Збудження коливань випробовуваного об'єкту (лопатки) здійснюється шляхом подачі синусоїдального сигналу на вхід підсилювача потужності від звукової карти персонального комп'ютера. Перед початком випробування проводиться температурне та динамічне тарування лопатки турбіни, обраної для дослідження.

На рис. 2 представлено загальний вигляд установки для високотемпературних втомних випробувань лопаток турбін ГТД.

### Динамічне та температурне тарування лопаток турбін

Для проведення досліджень були обрані 17 монокристалічних лопаток турбіни високого тиску з кристалографічною орієнтацією (КГО)  $\langle 001 \rangle$  з відхиленням не більше 6,2°. Лопатки виготовлялися з жароміцного нікелевого монокристалічного сплаву із додатковим нанесенням теплозахисного покриття. Модуль пружності матеріалу ортотропного лопаток дорівнює  $E_x = E_y = E_z = 1,12 \cdot 10^5$  МПа при температурі 820 °С та  $E_x = E_y = E_z = 1,5 \cdot 10^5$  МПа при температурі 20 °С.

Дослідження характеристик втомної міцності монокристалічних лопаток турбіни високого тиску проводилися по методиці пришвидшеного стандартного методу [14, 15], яка полягає у підтвердженні межі витривалості при випробуванні 8 лопаток поспіль, які не мають зруйнуватися на заданому рівні навантаження. Базове число циклів випробувань для лопаток, виготовлених із нікелевого жароміцного сплаву складало  $N = 2 \cdot 10^7$  циклів.

Першим етапом після встановлення лопаток у затискному пристосуванні було проведення динамічного тарування для температурних втомних випробувань. Динамічне тарування проводиться з метою встановлення залежності амплітуди коливань ( $A$ , мм) і амплітуди деформацій ( $\varepsilon$ ) у лопатках з величиз-

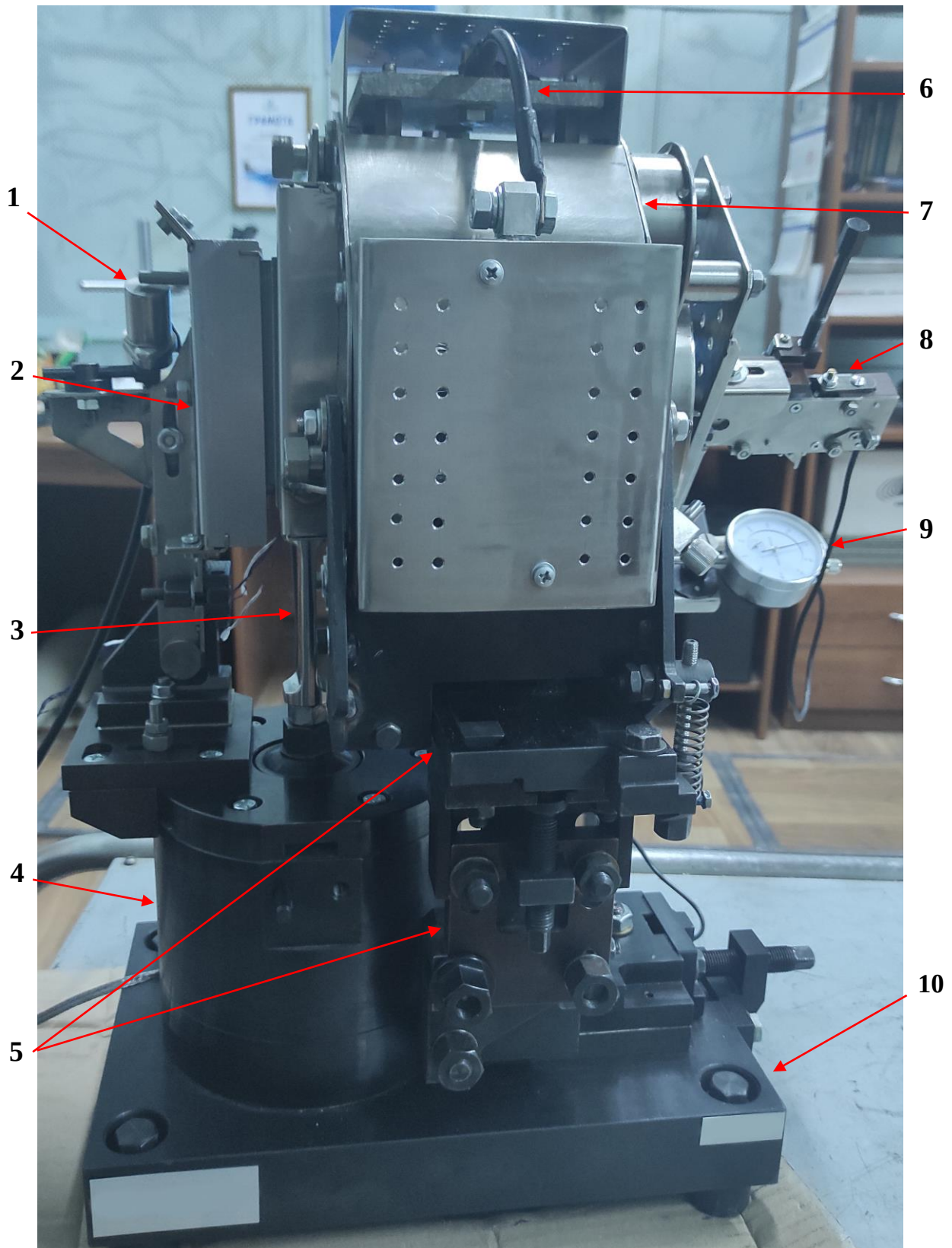


Рис. 2. Загальний вигляд експериментальної установки: 1 – датчик зворотного зв'язку (ДЗЗ); 2 – затискне пристосування; 3 – ресора; 4 – п'єзовібратор; 5 – підвіска та приладдя регулювання нагрівального пристрою; 6 – підключення блоку регулювання температури (БРТ); 7 – нагрівальний пристрій (НП); 8 – механічний вимірювач амплітуди (МВА); 9 – індикаторний годинник; 10 – станина

ною електричного сигналу ( $U_{ДЗЗ}$ ) датчика зворотного зв'язку (ДЗЗ) з наступним визначенням шкали робочих параметрів програми втомних випробувань. Динамічне тарування виконане в умовах нормальної температури ( $T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ).

Деформації на лопатках задавалися згідно показів тензорезисторів з базовою довжиною виміральної решітки 3 мм. Схема препарування лопаток тензорезисторами представлена на рис. 3. Місце дії максимальних амплітуд деформацій позначене на схемі в якості тензорезистора Т2. В процесі динамічного тарування було визначено співвідношення показів тензорезисторів Т2 та Т1 по відношенню один до одного. Маючи співвідношення вказаних тензорезисторів, в подальшому в даній роботі, в якості основного тензорезистора, за яким задаються навантаження, виступав тензорезистор Т1, який знаходився на вихідній кромці. Таке рішення було прийнято через те, що при великих значеннях деформацій, тензорезистор, який фіксує найбільші показники амплітуди деформацій, часто виходить з ладу і унеможливорює продовження замірів по своїм показникам.

Для проведення втомних випробувань у даному випадку була обрана перша форма коливань лопаток турбін, відібраних для досліджень.

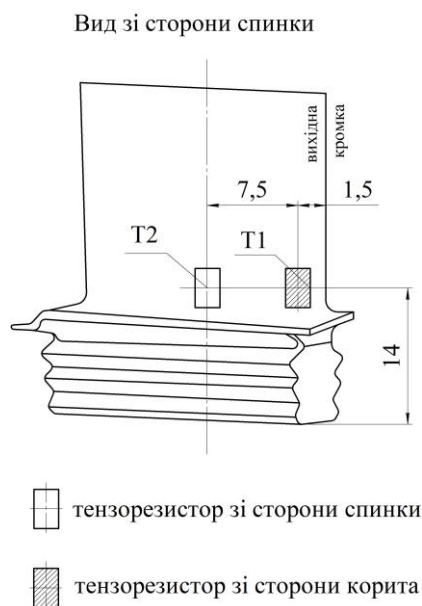


Рис. 3. Схема препарування лопаток турбіни тензорезисторами

Раніше, у попередній публікації [16] описано: процес проведення побудови твердотільної 3D-моделі охолоджуваної лопатки турбіни високого тиску АГТД; процедуру визначення пружних характеристик ортотропного монокристалічного матеріалу з властивостями кубічної симетрії; процедуру

побудови дискретної тривимірної скінченно-елементної моделі лопатки турбіни; процес задання граничних умов до розрахункової моделі. У зазначеній публікації [16], зокрема, міститься опис процесу проведення модального аналізу лопатки турбіни охолоджуваної конструкції, при якому були змодельовані та показані перші чотири власні форми та частоти коливань. Для даного дослідження було прийнято рішення обрати першу резонансну форму коливань, через те, що саме ця форма, як правило, є найбільш вираженою для лопаток та збуджується в результаті впливу багатьох чинників.

На рис. 4 показано результати скінченно-елементного моделювання розподілу деформацій по поверхні лопатки за першою формою коливань. Розрахунок розподілу деформацій по лопатці для першої форми коливань проведено для температури  $T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Деформації, наведені на рисунку, є нормалізованими по відношенню до одиниці. Прямокутники червоного кольору вказують на місця розташування тензорезисторів, співвідношення яких було визначено при проведенні процедури динамічного тарування лопаток. Бачимо, що результати розрахункового та експериментального визначення місць дії деформацій по лопатці мають добру збіжність.

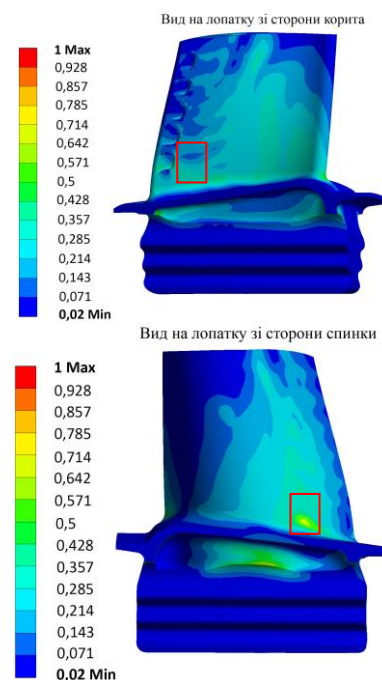


Рис. 4. Розподіл деформацій по повздовжній осі лопатки для першої резонансної форми коливань

Спільне використання результатів чисельного аналізу для власних форм коливань лопатки та експериментальних результатів динамічних досліджень дає змогу отримати кількісну оцінку напружено-деформованого стану під час вимушених коливань

на резонансних режимах. Теоретичний розрахунок дає детальну картину розподілу амплітуд деформацій на конкретній власній частоті по всьому об'єму лопатки, але тільки з точністю до довільного множника. В експерименті під час збудження резонансного режиму коливань є можливість виміряти фактичне значення амплітуди деформації в місці встановлення датчика. Саме це дало змогу відновити детальну картину розподілу амплітуд деформацій по всій лопатці при проведенні експерименту, описаного у цьому розділі дисертаційного дослідження.

Наступним етапом після динамічного тарування було проведено температурне тарування лопаток. Така процедура відбувається перед початком високотемпературних випробувань для встановлення параметрів їх температурного режиму.

В результаті температурного тарування визначається наступне:

- залежність між показами штатної термопары нагрівального пристрою (НП) та термопарами досліджуваного об'єкту при заданому температурному режимі;

- час досягнення на об'єкті заданої температури та час стабілізації температурного режиму системи «НП – об'єкт випробування».

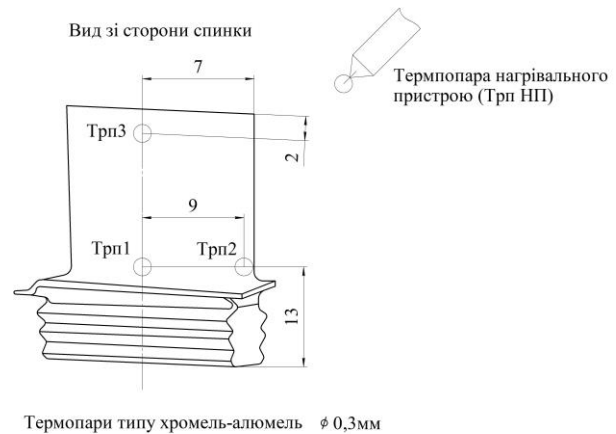
Для температурного тарування використовувалася один об'єкт дослідження (лопатка). Схема препарування лопаток термопарами складається виходячи із задач випробувань з урахуванням епюр розподілу напружень при заданій для випробувань формі коливань. Температурний режим випробування задавався для найбільш небезпечних перерізів лопатки.

Для температурного тарування використовуються термопари типу хромель-алюмель. Після досягнення задач температурного тарування, режим температури при випробуваннях підтримувався згідно показів штатної термопары, встановленої у нагрівальному пристрої.

Обране для випробувань значення високої температури ( $T = 820^\circ\text{C}$ ) задавалося по периферії лопаток, де діють максимальні деформації. Розподіл поля температур у лопатці для двох фіксованих режимів було отримано при температурному таруванні, як показано на рис. 5.

### Проведення експерименту та результати дослідження втомної міцності монокристалічних лопаток турбін

При динамічному таруванні було проведено порівняльний аналіз розподілу та співвідношень амплітуд деформацій лопаток в умовах нормальної ( $T = 20^\circ\text{C}$ ) та високої температури ( $T = 820^\circ\text{C}$ ).



|        |       |       |
|--------|-------|-------|
| Трп НП | 850°C | 900°C |
| Трп1   | 630°C | 677°C |
| Трп2   | 647°C | 690°C |
| Трп3   | 820°C | 871°C |

Рис. 5. Схема препарування лопаток термопарами та розподіл температур по лопатці при температурному таруванні

По результатам проведеного порівняння було визначено, що в умовах високої температури ( $T = 820^\circ\text{C}$ ) відбувається невелике зміщення вузлової лінії коливань пера лопатки. Це явище обумовлюється такими факторами, як:

- зменшення модулю пружності при наближенні до периферії лопаток у відповідності до температурного поля, яке створюється нагрівальним пристроєм (НП);

- конструкційні та геометричні особливості лопаток, обраних для випробувань.

У даному дослідженні зміщення вузлової лінії коливань відслідковувалася по розподілу амплітуд переміщень резонансних коливань по поверхні лопатки (по хорді та повздовжній осі) в умовах нормальної ( $T = 20^\circ\text{C}$ ) та високої ( $T = 820^\circ\text{C}$ ) температур. Для проведення вимірювань амплітуд коливань лопаток було обрано 4 контрольні точки з наступними координатами:

- по хорді пера (відлік від вихідної кромки)  $\Delta B = 1,5\text{ мм}$  та  $\Delta B = 4,5\text{ мм}$ ;

- по повздовжній осі (відлік від торця)  $\Delta H = 2,5\text{ мм}$  та  $\Delta H = 6,5\text{ мм}$ .

Вимірювання амплітуд переміщень у кожній точці по чергово проводилося за допомогою механічного вимірювача амплітуд (МВА) та показів індикаторного годинника.

Результати вимірювання амплітуд переміщень при резонансних коливаннях у чотирьох контрольних точках, які описують зміщення вузлових ліній на лопатці в умовах нормальної ( $T = 20^\circ\text{C}$ ) та високої ( $T = 820^\circ\text{C}$ ) температур представлені у таблицях 2 та 3 відповідно.

Таблиця 2

Розподіл амплітуд резонансних коливань у контрольних точках пера при температурі 20°C

| № п/п лопатки | T, °C | Показники по T1, $\varepsilon_{T1}, 1 \cdot 10^{-3}$ | U <sub>дзз</sub> , мВ | A · 10 <sup>-3</sup> , мм |                     |                     |                     |
|---------------|-------|------------------------------------------------------|-----------------------|---------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
|               |       |                                                      |                       | $\Delta B = 1,5$ мм       |                     | $\Delta B = 4,5$ мм |                     |
|               |       |                                                      |                       | $\Delta H = 2,5$ мм       | $\Delta H = 6,5$ мм | $\Delta H = 2,5$ мм | $\Delta H = 6,5$ мм |
| МЛ2           | 20    | 0,29                                                 | 8                     | 76                        | 65                  | 65                  | 59                  |
|               |       | 0,58                                                 | 15                    | 106                       | 84                  | 84                  | 72                  |
|               |       | 0,75                                                 | 20,5                  | 124                       | 94                  | 94                  | 82                  |
| МЛ1           | 20    | 0,29                                                 | 8                     | 61                        | 58                  | 59                  | 53                  |
|               |       | 0,58                                                 | 15                    | 80                        | 69                  | 69                  | 60                  |
|               |       | 0,75                                                 | 20,5                  | 93                        | 75                  | 75                  | 64                  |
| МЛ3           | 20    | 0,29                                                 | 8                     | 64                        | 52                  | 48                  | 35                  |
|               |       | 0,58                                                 | 15                    | 74                        | 60                  | 58                  | 44                  |
|               |       | 0,75                                                 | 20,5                  | 80                        | 65                  | 65                  | 52                  |

Таблиця 3

Розподіл амплітуд резонансних коливань у контрольних точках пера при температурі 820°C

| № п/п лопатки | T, °C | Показники по T1, $\varepsilon_{T1}, 1 \cdot 10^{-3}$ | U <sub>дзз</sub> , мВ | A · 10 <sup>-3</sup> , мм |                     |                     |                     |
|---------------|-------|------------------------------------------------------|-----------------------|---------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
|               |       |                                                      |                       | $\Delta B = 1,5$ мм       |                     | $\Delta B = 4,5$ мм |                     |
|               |       |                                                      |                       | $\Delta H = 2,5$ мм       | $\Delta H = 6,5$ мм | $\Delta H = 2,5$ мм | $\Delta H = 6,5$ мм |
| МЛ2           | 820   | 0,29                                                 | 10                    | 78                        | 56                  | 55                  | 50                  |
|               |       | 0,58                                                 | 15                    | 101                       | 67                  | 70                  | 62                  |
|               |       | 0,75                                                 | 20                    | 124                       | 80                  | 86                  | 73                  |
| МЛ1           | 820   | 0,29                                                 | 10                    | 52                        | 42                  | 43                  | 35                  |
|               |       | 0,58                                                 | 15                    | 72                        | 56                  | 53                  | 43                  |
|               |       | 0,75                                                 | 20                    | 93                        | 72                  | 62                  | 51                  |
| МЛ3           | 820   | 0,29                                                 | 10                    | 58                        | 36                  | 44                  | 34                  |
|               |       | 0,58                                                 | 15                    | 68                        | 46                  | 52                  | 40                  |
|               |       | 0,75                                                 | 20                    | 80                        | 54                  | 58                  | 46                  |

Після проведення втомних випробувань в умовах високої температури (T = 820 °C) були отримані результати визначення характеристик високотемпературної багатоциклої втомної міцності монокристалічних лопаток турбіни високого тиску. Ці результати представлені у таблиці 4.

Отримане значення межі витривалості монокристалічних лопаток турбіни при високотемпературному багатоцикловому втомному навантаженні, у подальшому, при отриманні інших необхідних параметрів, може використовуватися при розрахунках запасів міцності лопаток турбін.

Також по результатам дослідження можемо спостерігати руйнування, яке було зафіксовано на лопатці з маркуванням МЛ7 при проведенні випробувань в умовах високої температури. Отримане руйнування лопатки має форму тріщин, які проходить вздовж вузлових ліній по першій формі резонансних коливань, без виходу на торець та вихідну кромку. Схематичне зображення місць розташуван-

ня руйнування лопатки з маркуванням МЛ7 показано на рис. 6.

## Висновки проведеного дослідження

Спираючись на матеріали описаного матеріалу можна зробити наступні висновки:

1. У приведеному дослідженні представлено експериментальне визначення характеристик міцності монокристалічних лопаток газової турбіни при високотемпературному багатоцикловому втомному навантаженні. Дослідження проведено на спеціалізованій установці, призначення якої полягає у збудженні коливань об'єкту дослідження в резонансному режимі при симетричному циклі навантаження в умовах високих температур.

2. Надано змістовну інформацію про принцип роботи експериментального обладнання. Також зазначено та описано основні складові частини установки.

Таблиця 4

Результати дослідження характеристик багатocyклої втомної міцності робочих лопаток турбіни високого тиску при температурі 820°C

| № п/п лопатки | Маркування лопаток | $\varepsilon, 1 \cdot 10^{-3}$ | Число циклів випробування | Частота лопатки, Гц | Результат                |
|---------------|--------------------|--------------------------------|---------------------------|---------------------|--------------------------|
| 1             | МЛ7                | 2,14                           | $10,26 \cdot 10^6$        | 8418                | Руйнування (див. рис. 6) |
| 2             | МЛ9                | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8702                | Не зруйнована            |
| 3             | МЛ8                | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8773                | Не зруйнована            |
| 4             | МЛ6                | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8479                | Не зруйнована            |
| 5             | МЛ3                | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8772                | Не зруйнована            |
| 6             | МЛ2                | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8717                | Не зруйнована            |
| 7             | МЛ13               | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8474                | Не зруйнована            |
| 8             | МЛ16               | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8553                | Не зруйнована            |
| 9             | МЛ1                | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8714                | Не зруйнована            |
| 10            | МЛ12               | 1,98                           | $2 \cdot 10^7$            | 8610                | Не зруйнована            |
| 11            | МЛ4                | 1,12                           | $2 \cdot 10^7$            | 8694                | Не зруйнована            |
| 12            | МЛ10               | 1,12                           | $2 \cdot 10^7$            | 8695                | Не зруйнована            |
| 13            | МЛ11               | 1,12                           | $2 \cdot 10^7$            | 8637                | Не зруйнована            |
| 14            | МЛ15               | 1,12                           | $2 \cdot 10^7$            | 8543                | Не зруйнована            |
| 15            | МЛ17               | 1,12                           | $2 \cdot 10^7$            | 8882                | Не зруйнована            |
| 16            | МЛ5                | 1,12                           | $2 \cdot 10^7$            | 8387                | Не зруйнована            |
| 17            | МЛ14               | 1,12                           | $2 \cdot 10^7$            | 8762                | Не зруйнована            |

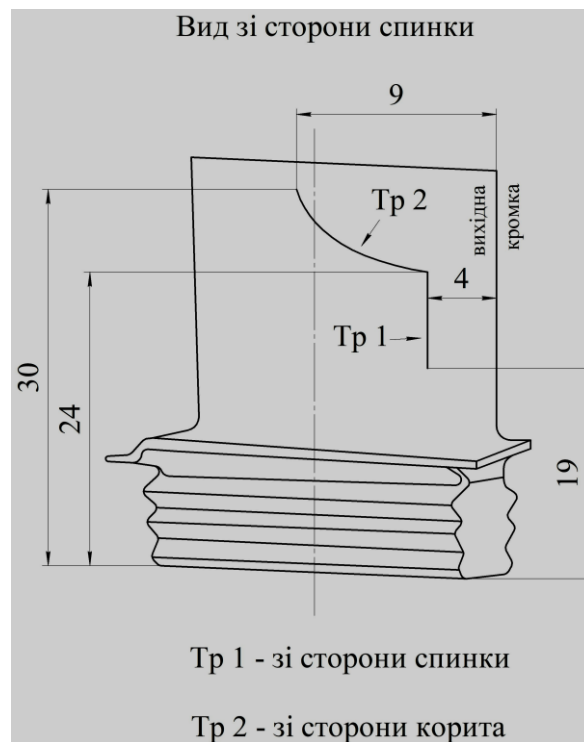


Рис. 6. Схема руйнування лопатки МЛ7 при втомних випробуваннях

3. Для проведення втомних випробувань були відібрані монокристалічні лопатки турбіни високого тиску, відлиті з орієнтацією  $\langle 001 \rangle$ . Для об'єктів дослідження проведено динамічне тарування, з використанням тензорезисторів з довжиною вимірювальної решітки 3 мм. Використання отриманих експериментально результатів динамічних досліджень сумісно з розрахунками розподілу деформацій при чисельному скінченно-елементному аналізі власних форм коливань лопатки турбіни дало змогу отримати кількісну оцінку напружено-деформованого стану під час вимушених коливань на резонансних режимах.

4. Було виконано температурне тарування, з використанням термопар типу хромель-алюмель, а також проведено динамічне тарування лопаток в умовах нормальної та високої температур з використанням механічного вимірювача амплітуд переміщень.

5. При проведенні втомних випробувань була визначена межа витривалості монокристалічних лопаток турбіни високого тиску при високій температурі ( $T = 820^\circ\text{C}$ ). Отримане значення межі витривалості, отримане в ході проведення експериментальних досліджень, може в подальшому, при визначенні інших необхідних параметрів, використовуватися при розрахунках характеристик міцності лопаток турбіни.

#### Напрями майбутніх досліджень

У подальшому планується розширення функціоналу спеціальної установки для випробувань лопаток турбін в умовах багатоциклового втомного навантаження при високих температурах, яка описана у цьому дослідженні. Необхідне виготовлення нових захватних пристосувань для лопаток з різними конструкційними особливостями хвостової частини та трактоутворюючих полиць, планується пристосування лазерних триангуляційних датчиків з високою точністю вимірювання для більш зручної фіксації амплітуд переміщень при коливаннях лопаток.

#### Конфлікт інтересів

Автор заявляє, 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 попереднього пов'язаного дослідження [16], на яке робить посилання автор у тексті

цєї публікації, опубліковано у науковій статті в періодичному фаховому виданні України, міститься у відкритому доступі, а інформація про нього та відповідне посилання приведено у описі використаних літературних джерел інформації.

#### Використання засобів штучного інтелекту

Автор підтверджує, що не використовував технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

#### Література

1. Arakere, N. K. *Effect of crystal orientation on fatigue failure of single crystal base turbine blade superalloys* [Text] / N. K. Arakere, G. Swanson // *Journal of engineering for gas turbines and power*. – 2002. – Vol. 124. – No. 1. – P. 161-176. DOI: 10.1115/1.1413767.
2. Reed, R. C. *The superalloys: fundamentals and applications* [Text] / R. C. Reed // *Cambridge university press*. – 2006. DOI: 10.1017/CBO9780511541285.
3. Fan, Y. S. *Mechanical properties deterioration and its relationship with microstructural variation using small coupons sampled from serviced turbine blades* [Text] / Y. S. Fan, W. Q. Huang, X. G. Yang, D. Q. Shi, Sh. L. Li // *Materials science and engineering: A*. – 2019. – Vol. 757. – P. 134-145. DOI: 10.1016/j.msea.2019.04.100.
4. Huang, W. Q. *Evaluation of service e-induced microstructural damage for directionally solidified turbine blade of aircraft engine* [Text] / W. Q. Huang, X. G. Yang, S. L. Li // *Rare metals*. – 2018. – Vol. 38. – No. 2. P. 1-8. DOI: 10.1007/s12598-018-1016-z.
5. Fedelich, B. *Rafting during high temperature deformation in a single crystal superalloy: experiments and modeling* [Text] / B. Fedelich, A. Epishin, T. Link, H. Klingelhöffer, G. Künecke, P. Dolabella Portella // *Superalloys*. – 2012. – P. 491-500. DOI: 10.1002/9781118516430.ch54.
6. Ott, M. *Dependence of the high-temperature low-cycle fatigue behavior of the monocrystalline nickel-based superalloys CMSX-4 and CMSX-6 on the  $\gamma/\gamma'$ -morphology* [Text] / M. Ott, H. Mughrabi // *Materials science and engineering: A*. – 1999. – Vol. 272. – No. 1. – P. 24-30. DOI: 10.1016/S0921-5093(99)00453-0.
7. Tinga, T. *Directional coarsening in nickel-based superalloys and its effect on the mechanical properties* [Text] / T. Tinga, W. A. M. Brekelmans, M. G. D. Geers // *Computational materials science*. – 2010. – Vol. 47. – No. 2. – P. 471-481. DOI: 10.1016/j.commatsci.2009.09.013.
8. Yin, Q. *Creep-fatigue behavior of nickel-based single crystal superalloy with different orientations: experimental characterization and multi-scale simulation* [Text] / Q. Yin, J. D. Wang, Z. X. Wen, Q. Y. Shi, Y. D. Lian, Z. F. Yue // *Materials science and engineering:*

A. – 2023. – Vol. 886. DOI: 10.1016/j.msea.2023.145667.

9. Kirka, M. Influence of coarsened and rafted microstructures on the thermomechanical fatigue of a Ni-based superalloy [Text] / M. Kirka, K. Brindley, R. Neu, S. Antolovich, S. Shinde, P. Gravett // *International journal of fatigue*. – 2015. – Vol. 81. – P. 191-201. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.08.001.

10. Kirka, M. Parameters influencing thermomechanical fatigue of a directionally-solidified Ni-base superalloy [Text] / M. Kirka, K. Brindley, R. Neu, S. Antolovich, S. Shinde, P. Gravett // *International journal of fatigue*. – 2015. – Vol. 81. – P. 48-60. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.07.011.

11. Holländer, D. Small-scale specimen testing for fatigue life assessment of service-exposed industrial gas turbine blades [Text] / D. Holländer, D. Kulawinski, A. Weidner, M. Thiele, H. Biermann, U. Gampea // *International journal of fatigue*. – 2016. – Vol. 92. – No. 1. – P. 262-271. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2016.07.014.

12. Tong, J. Assessment of service induced degradation of microstructure and properties in turbine blades made of GH4037 alloy [Text] / J. Tong, X. Ding, M. Wang, K. Yagi, Y. Zheng, Q. Feng // *Journal of alloys and compounds*. – 2016. – Vol. 657. – P. 777-786. DOI: 10.1016/j.jallcom.2015.10.071.

13. Неманежин, Є. О. Теоретичні та експериментальні методи визначення характеристик міцності лопаток турбін при термомеханічному навантаженні [Текст] / Є. О. Неманежин, В. М. Івко, Ю. І. Торба // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 4 спецвипуск 1(173). – С. 93-101. DOI: 10.32620/aktt.2021.4sup1.13.

14. Sun, D. Study on creep-fatigue interaction mechanism and life prediction of aero-engine turbine blade [Text] / D. Sun, G. Ma, Z. Wan, J. Gao // *Engineering failure analysis*. – 2023. – Vol. 154. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2023.107715.

15. Zhang, M., Liu, Y., Wang, W., Wang, P., Li, J. The fatigue of impellers and blades [Text] / M. Zhang, Y. Liu, W. Wang, P. Wang, J. Li // *Engineering failure analysis*. – 2016. – Vol. 62. – P. 208-231. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2016.02.001.

16. Неманежин, Є. О. Методика оцінки залежності власних частот коливань лопаток газових турбін від анізотронії монокристалу [Текст] / Є. О. Неманежин, Г. І. Львов, Ю. І. Торба // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 4 спецвипуск 2(190). – С. 50-58. DOI: 10.32620/aktt.2023.4sup2.06.

## References

1. Arakere, N. K., & Swanson, G. Effect of crystal orientation on fatigue failure of single crystal nickel base turbine blade superalloys. *Journal of engineering for gas turbines and power*, 2002, vol. 124, no. 1, pp. 161-176. DOI: 10.1115/1.1413767.

2. Reed, R. C. The superalloys: fundamentals and applications. *Cambridge university press*, 2006. DOI: 10.1017/CBO9780511541285.

3. Fan, Y. S., Huang, W. Q., Yang, X. G., Shi, D. Q., Li, & Sh. L. Mechanical properties deterioration and its relationship with microstructural variation using small coupons sampled from serviced turbine blades. *Materials science and engineering: A*, 2019, vol. 757, pp. 134-145. DOI: 10.1016/j.msea.2019.04.100

4. Huang, W. Q., Yang, X. G., & Li, S. L. Evaluation of service e-induced microstructural damage for directionally solidified turbine blade of aircraft engine. *Rare metals*, 2018, vol. 38, no. 2. pp. 1-8. DOI: 10.1007/s12598-018-1016-z.

5. Fedelich, B., Epishin, A., Link, T., Klingelhöffer, H., Küncke, G., & Dolabella Portella, P. Rafting during high temperature deformation in a single crystal superalloy: experiments and modeling. *Superalloys*, 2012, pp. 491-500. DOI: 10.1002/9781118516430.ch54.

6. Ott, M., & Mughrabi, H. Dependence of the high-temperature low-cycle fatigue behavior of the monocrystalline nickel-based superalloys CMSX-4 and CMSX-6 on the  $\gamma/\gamma'$ -morphology. *Materials science and engineering: A*, 1999, vol. 272, no. 1, pp. 24-30. DOI: 10.1016/S0921-5093(99)00453-0.

7. Tinga, T., Brekelmans, W. A. M., & Geers, M. G. D. Directional coarsening in nickel-based superalloys and its effect on the mechanical properties. *Computational materials science*, 2010, vol. 47, no. 2, pp. 471-481. DOI: 10.1016/j.commatsci.2009.09.013.

8. Yin, Q., Wang, J. D., Wen, Z. X., Shi, Q. Y., Lian, Y. D., & Yue, Z. F. Creep-fatigue behavior of nickel-based single crystal superalloy with different orientations: experimental characterization and multi-scale simulation. *Materials science and engineering: A*, 2023, vol. 886. DOI: 10.1016/j.msea.2023.145667.

9. Kirka, M., Brindley, K., Neu, R., Antolovich, S., Shinde, S., & Gravett, P. Influence of coarsened and rafted microstructures on the thermomechanical fatigue of a Ni-based superalloy. *International journal of fatigue*, 2015, vol. 81, pp. 191-201. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.08.001.

10. Kirka, M., Brindley, K., Neu, R., Antolovich, S., Shinde, S., & Gravett, P. Parameters influencing thermomechanical fatigue of a directionally-solidified Ni-base superalloy. *International journal of fatigue*, 2015, vol. 81, pp. 48-60. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.07.011.

11. Holländer, D., Kulawinski, D., Weidner, A., Thiele, M., Biermann, H., & Gampea, U. Small-scale specimen testing for fatigue life assessment of service-exposed industrial gas turbine blades. *International journal of fatigue*, 2016, vol. 92, no. 1, pp. 262-271. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2016.07.014.

12. Tong, J., Ding, X., Wang, M., Yagi, K., Zheng, Y., & Feng, Q. Assessment of service induced degradation of microstructure and properties in turbine blades made of GH4037 alloy. *Journal of alloys and compounds*, 2016, vol. 657, pp. 777-786. DOI: 10.1016/j.jallcom.2015.10.071.

13. Nemaneshyn, Y. O., Ivko, V. M., & Torba, Yu. I. Teoretychni ta eksperymentalni metody

vyznachennya kharakterystyk mitsnosti lopatok turbin pry termomekhanichnomu navantazhenni [Theoretical and experimental methods for determining the strength characteristics of turbine blades under thermomechanical loading]. *Aviacijno-kosmichna texnika i texnologiya - Aerospace technic and technology*, 2021, vol. 4 special issue 1(173), pp. 93-101. DOI: 10.32620/aktt.2021.4sup1.13 (In Ukrainian).

14. Sun, D., Ma, G., Wan, Z., & Gao, J. Study on creep-fatigue interaction mechanism and life prediction of aero-engine turbine blade. *Engineering failure analysis*, 2023, vol. 154. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2023.107715.

15. Zhang, M., Liu, Y., Wang, W., Wang, P., & Li, J. The fatigue of impellers and blades. *Engineering failure analysis*, 2016, vol. 62, pp. 208-231. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2016.02.001.

16. Nemaneshyn, Ye. O., Lvov, G. I., & Torba, Yu. I. Metody`ka ocinky` zalezhnosti vlasny`x chastot koly`van` lopatok gazovy`x turbin vid anizotropiyi monokry`stalu [A method for evaluation of the dependence of gas turbine blade vibrations on monocrystalline anisotropy]. *Aviacijno-kosmichna texnika i texnologiya - Aerospace technic and technology*, 2023, vol. 4 special issue 2(190), pp. 50-58. DOI: 10.32620/aktt.2023.4sup2.06 (In Ukrainian).

Надійшла до редакції 15.05.2024, розглянута на редколегії 15.10.2024

## NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF HIGH-TEMPERATURE MULTI-CYCLE FATIGUE STRENGTH OF SINGLE-CRYSTAL GAS TURBINE BLADES

Yevhen Nemaneshyn

**The subject** of the research is anisotropic single-crystal turbine blades of aircraft gas turbine engines (AGTE), as well as their multi-cycle fatigue strength characteristics at high temperatures. **The goal** of this study was to determine the endurance limit of single-crystal high-pressure turbine blades of an AGTE at high temperatures of 820°C. **The objective** of the study is to develop a method for calculating and experimentally investigating the characteristics of high-temperature multi-cycle fatigue strength of gas turbine blades made of single-crystal nickel heat-resistant alloys. The research **methods** used are: method of computer modelling, which was used to create a 3D model of a cooled high-pressure turbine blade; finite element method, which was used to determine the stress-strain state of the blade according to the selected form of resonant vibrations; strain and resonance methods, which were used to determine the fatigue strength characteristics of single-crystal turbine blades under high-temperature loading. The following **results** were obtained. Literary sources describing theoretical and experimental methods for determining the strength characteristics of blades under combined dynamic and high-temperature loading were analyzed. The developed special installation for testing turbine blades under conditions of temperature and dynamic (resonant) loading was described. A combined method for assessing the multi-cycle fatigue strength at high temperatures is proposed, which includes studies on full-scale turbine blades and finite element calculations. The dynamic and temperature characterization of single-crystal turbine blades selected for the study was carried out and described. Fatigue tests were performed to determine the endurance limit of the blades at a high temperature equal to  $T = 820^\circ\text{C}$ . **Conclusions.** The scientific novelty of the obtained results is as follows. A specialized experimental setup was developed to study the endurance limit of single-crystal AGTE blades under high-temperature loading. A method for combining numerical (ANSYS) and experimental (field tests) study of high-temperature multi-cycle fatigue strength of turbine blades made of single-crystal heat-resistant alloys was developed. The direction of further research is presented.

**Keywords:** finite element analysis; orthotropy of characteristics; three-dimensional finite element model; stress-strain state; natural vibration frequency; fatigue; strength; experimental verification; thermal stress state; re-source; turbine blades; aircraft gas turbine engine.

Неманежин Євген Олександрович – інженер-дослідник ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Yevhen Nemaneshyn – Research Engineer at SE “Ivchenko-Progress”, Zaporizhzhia, Ukraine,  
e-mail: Yevhen.Nemaneshyn@infiz.khpi.edu.ua, ORCID: 0000-0002-5855-508X,  
Scopus Author ID: 58598957200.