

УДК 621.452.3.03-226:539.4

doi: 10.32620/aktt.2021.4sup1.13

Є. О. НЕМАНЕЖИН, В. М. ІВКО, Ю. І. ТОРБА

ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

ТЕОРЕТИЧНІ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ МЕТОДИ ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК МІЦНОСТІ ЛОПАТОК ТУРБІН ПРИ ТЕРМОМЕХАНІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

Предметом вивчення даної статті є методи дослідження та оцінки властивостей лопаток турбін охолоджуваної конструкції при термомеханічному навантаженні. Метою статті є огляд світових досягнень провідних підприємств та науково-дослідних установ у питанні утомних випробувань лопаток турбін при комплексному навантаженні (циклічний температурний вплив, динамічне та статичне навантаження), а також огляд стану цієї теми на підприємствах України та пропозиції щодо її подальшого вивчення. В результаті аналізу публікацій і наукових статей можна дійти висновку, що спеціалізовані науково-дослідні інститути та провідні авіадвигунобудівні підприємства з кінця ХХ ст. займаються вивченням властивостей лопаток турбін в умовах їх роботи у складі двигуна. У світовій практиці існують розрахункові та експериментальні методики термомеханічних випробувань лопаток турбін. Ці випробування направлені на визначення найбільш пошкоджуючих навантажень, встановлення режимів польотного циклу, при яких фіксуються ці навантаження. В результаті визначено, що найбільшу загрозу міцності лопаток турбін несуть перехідні режими роботи двигуна, які є нетривалими за часом (вимірюються у секундах), але при цьому при яких проходить зміна параметрів температурного поля, навантаження від осьових та відцентрових сил. І саме циклювання зазначених параметрів призводить до зниження циклічної довговічності лопаток турбін, особливо охолоджуваної конструкції (наявність перфорацій, внутрішніх охолоджуючих каналів, інших конструкційних елементів призводить до ускладнення об'ємно-напруженого стану лопаток). У статті проаналізовано різні кристалографічні структури лопаток, їх зв'язок з об'ємно-напруженим станом; наведено приклади досліджень, які проводилися на українських підприємствах та їх результатів, які підкреслюють необхідність подальших експериментів у сфері оцінки характеристик міцності при комплексному циклічному навантаженні. Розглянуто приклад установки для випробувань замкових з'єднань лопаток та зразків шестерень, яка може бути адаптована для випробувань лопаток при трьохкомпонентному навантаженні (температурні, динамічні навантаження та імітація впливу відцентрових сил). Зроблено висновок, що при використанні виключно розрахункових методів не можна достовірно оцінити рівень напружень і їх розподіл в зв'язку з тим, що розрахунки лімітовані граничними умовами, які задаються згідно з можливостями тої чи іншої розрахункової моделі. Підводячи підсумок, можна зазначити, що оцінку міцності лопаток при термомеханічному навантаженні доцільно починати з кількох серій випробувань зразків матеріалу лопаток з метою вивчення впливу температурних та силових циклів навантажень, впливу орієнтації вектору навантаження по відношенню до кристалографічної орієнтації лопатки. Зазначено, що також важливими є випробування натурних лопаток при термомеханічному навантаженні, тому що при випробуваннях зразків не відтворюються особливості об'ємно-напруженого стану матеріалу при реальній роботі лопаток у складі двигуна. Вищевказане тягне за собою розробку методів та спеціалізованих установок для термомеханічних випробувань.

Ключові слова: втомні випробування; лопатки турбіни охолоджуваної конструкції; термомеханічне навантаження; кристалографічна орієнтація; теоретичні та експериментальні методи.

Вступ

Зростання параметрів сучасних ГТД досягається за рахунок більш інтенсивної роботи деталей їх конструкції. Неодмінними умовами при цьому є збільшення ресурсу і надійності деталей, зменшення або збереження вагових характеристик, а також збільшення економічності. Виконання цього завдання передбачає створення більш легких деталей і вузлів, що передають більшу потужність, отже більш скла-

дної конструкції і більш навантажених, ніж їх попередні аналоги. Вирішення цього завдання при таких суперечливих умовах забезпечується не тільки застосуванням нових класів матеріалів і відповідних їм технологій виготовлення, а й застосуванням більш складних і поглиблених методів розрахунку і експериментальних досліджень несучої здатності деталей і вузлів ГТД при впливі різних видів навантажень. Термомеханічна утома матеріалу відбувається під впливом одночасної дії динамічних, стати-

чних та теплових впливів на ту чи іншу деталь двигуна під час його роботи. Ці впливи взаємопов'язані і мають циклічний характер, зв'язаний з переминою режимів роботи двигуна під час польоту. Цей тип навантаження набагато більш небезпечний для матеріалу деталі, ніж просто навантаження при будь-якому з названих впливів при їх постійних режимах. Температурний вплив з названих компонентів є найбільш пошкоджуючим, оскільки може викликати значні величини напружень в металі (пов'язані зі змінним термічним розширенням матеріалу зразка, якого немає при ізотермічних випробуваннях матеріалу), які можуть ускладнюватися комплексністю конструкції деталі. Особливо це актуально для лопаток охолоджуваної конструкції, порожнини яких мають складну форму. Градієнт температур у товщі стінок матеріалу деталі, фазові перетворення, які можуть виникати при різних швидкостях нагрівання і охолодження також можуть критично впливати на стійкість матеріалу при термомеханічному впливі. Лопатки турбін є термонапруженими деталями гарячого тракту газотурбінного двигуна (ГТД) і працюють в широкому діапазоні навантажень: циклічна зміна температури, статичне і динамічне навантаження. Актуальною проблемою є оцінка дійсної несучої здатності лопаток турбіни в умовах, що імітують реальну картину навантаження при роботі в умовах експлуатації двигуна [1]. У даній статті розглянуто стан проблеми оцінки утомленої міцності

охолоджуваних лопаток турбіни на українських підприємствах, а також на провідних зарубіжних авіабудівних підприємствах і в дослідницьких установах.

1. Постановка проблеми

Удосконалення системи внутрішнього тепловідведення перетворює деталі в теплообмінники і супроводжується зростанням термонапруженості і зниженням термоциклічного ресурсу. Широко використовуються в даний час жароміцні матеріали на нікелевій основі, які зазвичай працюють в ГТД на гранично допустимих температурах. Підвищення температур газу можна допустити тільки в разі модернізації систем охолодження виробу або нанесення на поверхню найгарячіших ділянок деталі нових теплозахисних покриттів [2].

Для створення на зовнішній поверхні лопатки повітряної загороджувальної плівки в стінці виготовляються охолоджуючі канали, нахилені до поверхні, повітря з яких прямує уздовж стінки. Канал при цьому стає дуже ефективним концентратором напружень [3].

На рис. 1 представлена схема створення лопатки турбіни і можливі нововведення в її конструкцію і технологію виготовлення, які в наслідку можуть вплинути на динамічну, статичну і термоциклічну міцність лопатки турбіни.

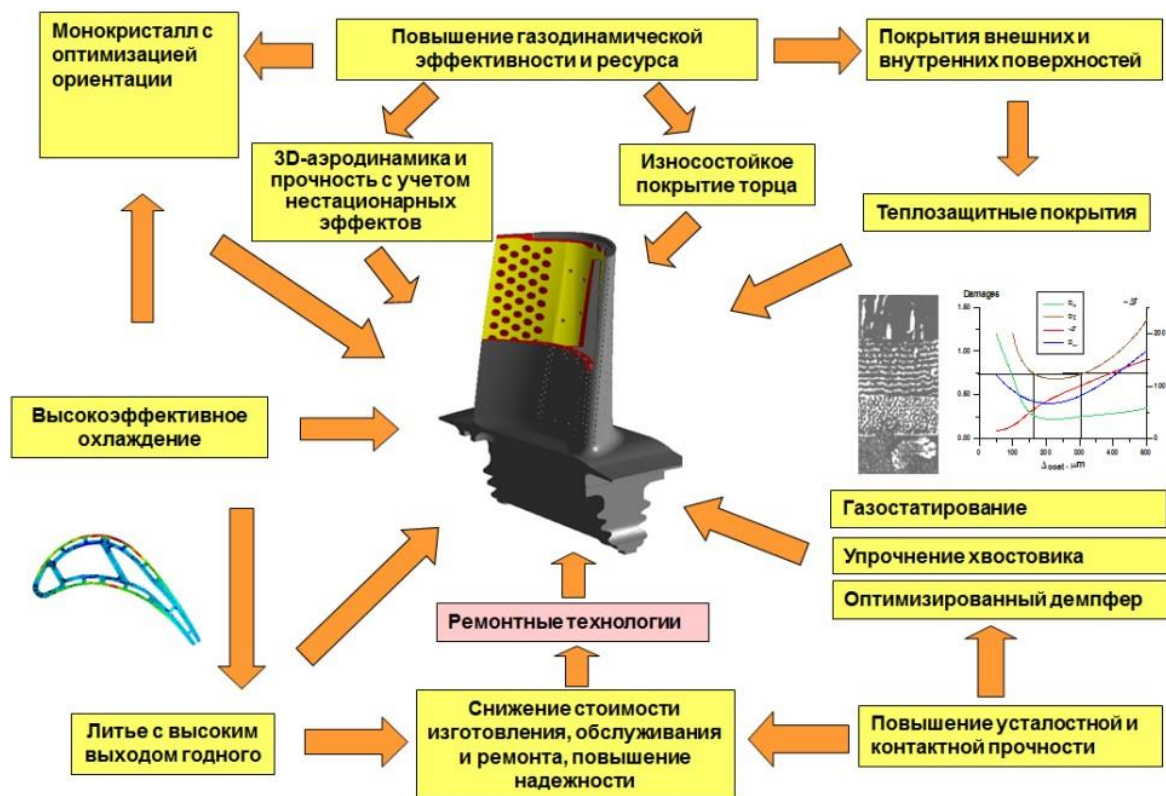


Рис. 1. Схема створення і модернізації конструкції і технології виготовлення лопатки турбіни

За вимогами норм міцності, випробування на утомленість лопаток турбін повинні проводитися в умовах робочих температур, тому що жароміцні нікелеві сплави проектуються з розрахунку на поліпшення своїх властивостей при досягненні робочого діапазону температур (висока тривала міцність, зниження чутливості до надрізу, висока термічна стабільність компонентів сплаву, що забезпечує міцні границі зерен фаз і стійкість проти розчинення і коагуляції при підвищенні температур). Лопатки турбіни охолоджуваної конструкції мають складну пустотну структуру з різноманітними охолоджуючими каналами та перфораціями як ззовні, так і у внутрішній частині. Саме для цих лопаток циклічна зміна температурних та статичних навантажень є найбільш небезпечними через складну внутрішню будову, тому що саме під дією циклічно змінних навантажень починається активний рух дислокацій, що може призвести до утворення мікротріщин і в подальшому більш серйозних руйнувань. Використання виключно розрахункових методів не можна достовірно оцінити рівень напружень і їх розподіл в зв'язку з тим, що будь-який розрахунок лімітований граничними умовами, які задаються згідно з можливостями тої чи іншої розрахункової моделі. У зв'язку з вищевикладеним виникає потреба експериментального визначення характеристик міцності при термомеханічному навантаженні лопаток турбіни.

2. Аналіз досліджень та публікацій

Проаналізувавши велику кількість публікацій і наукових статей, автори зробили висновок, що провідні світові авіадвигунобудівні підприємства вже тривалий час (з кінця ХХ ст.) займаються даним питанням і досягли значних успіхів у ньому. У світовій практиці вже існують методики і спеціальні установки для термомеханічних випробувань лопаток турбін. Методики випробування зразків, зокрема, регламентуються державними стандартами: в Російській Федерації - ГОСТ 25.505-85 «Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Метод испытаний на малоцикловую усталость при термомеханическом нагружении», в США та країнах Європи - ASTM E 2368-10 «Practice for Strain Controlled Thermomechanical fatigue testing».

Центральний інститут авіаційного моторобудування імені П.І. Баранова володіє патентом на установку для випробування лопаток турбомашин на термомеханічну утому, в основі якої лежить високочастотний генератор ВЧГ 4-25 / 0,44 і сервогідролічний навантажувальний пристрій Т14-184 [4]. Нижче на рис. 2 представлена її принципова схема:

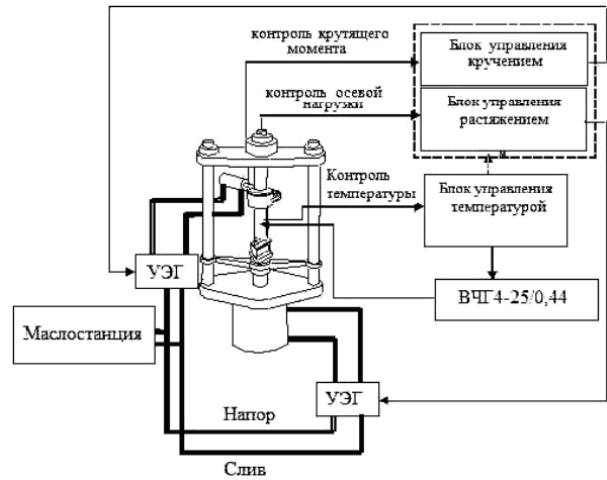


Рис. 2. Схема установки з індукційним нагріванням для термомеханічних випробувань лопаток турбіни, розроблена в ЦІАМ [5, 3]

Італійські дослідники розробили свою методику з оцінки термомеханічної міцності лопатки турбіни. Спочатку вибирається досліджуваний режим роботи лопаток в складі двигуна. В даному випадку буде розглянуто режим максимального навантаження (максимальна тяга, витрата палива і оберти). Будеться скінчено-елементна модель лопатки, зображена на рис. 3.



Рис. 3. Скінчено-елементна модель лопатки для дослідження при режимі максимального навантаження [6]

Модель включає в себе тільки лопатку; контакт лопатки з диском задається як гранична умова у вигляді контакту з пазом диска поверхонь ялинкового замку. Лопатка виготовлена методом спрямованої кристалізації зі сплаву на нікелевій основі. Матеріал лопатки моделювався як однорідне і анізотропне середовище з фізичними (коефіцієнт лінійного розширення) і механічними властивостями в залежності від напрямку і температури. Був прийнятий лінійно-пружний визначений закон напружено-деформованого стану. Побудована сітка твердотільної моделі з використанням тривимірних тетраедричних елементів з 10 вузлами (рис.4), в результаті

чого виходить сітка містить 4,1 мільйона елементів. При побудові сітки був врахований високий рівень складності геометрії, щоб звести до мінімуму спотворення елементів, особливо в досліджуваній області. Для дискретизації обсягу використовувалися 20-вузлові конструкційні цегляні елементи з характерним розміром 0,1 мм. Кінцево-елементна модель була реалізована і вирішена з використанням загального програмного забезпечення Ansys (ANSYS® AcademicResearch. Release 17.2).

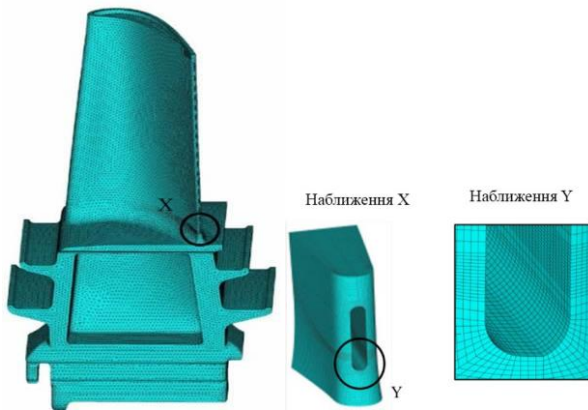


Рис. 4. Розрахункова скінчено-елементна модель сітки лопатки [6]

Як і очікувалося, вивчення результатів підтвердило, що область заокруглення між вихідною кромкою і полицею лопатки - одна з найбільш критичних областей. Спостерігався складний напружено-деформований стан, особливо в об'ємі навколо охолоджуючого отвору, найближчого до полиці лопатки. На рис. 5 показана картина напруженого стану лопатки турбіни; пікові значення розташовані у вузькій смужці, що лежить на внутрішній поверхні отвору.

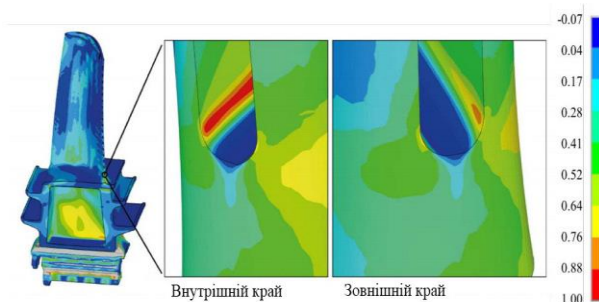


Рис. 5. Картина напруженого стану лопатки турбіни (рівень напружень наведено в відносних величинах в порівнянні з місцем максимальних напружень) [6]

Далі вибирається оптимальна конфігурація зразка для випробувань з урахуванням місця навантаження, яке потрібно досліджувати (рис. 6).

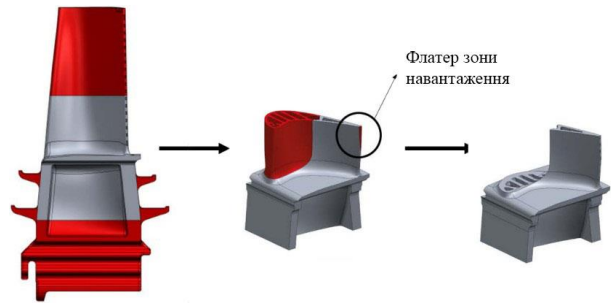


Рис. 6. Схематичне зображення обробки лопатки для отримання кінцевого тестового зразка для натурних випробувань [6]

Напружено-деформований стан охолоджуваних отворів можна відтворити, навантажуючи зразок силою F , що дорівнює приблизно 5 кН під кутом $\theta = 20^\circ$. На рис. 7 зображена концептуальна схема моделі скінчених елементів разом з певними граничними умовами.

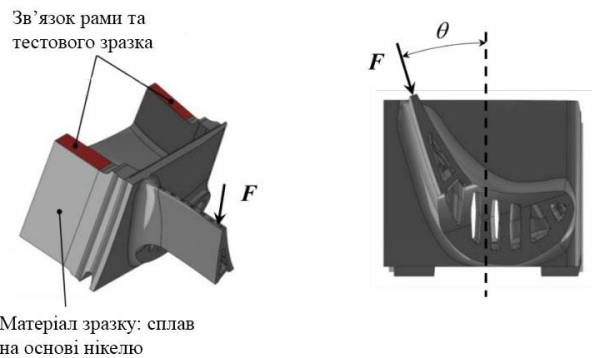


Рис. 7. Схематичне зображення тестового зразка для випробувань на згинання [6]

Результати, отримані з остаточною випробувальною конфігурацією, показані на рис. 8, де представлено розподіл напружень в деталях внутрішнього і зовнішнього краю охолоджуючого отвору, найближчого до полиці.

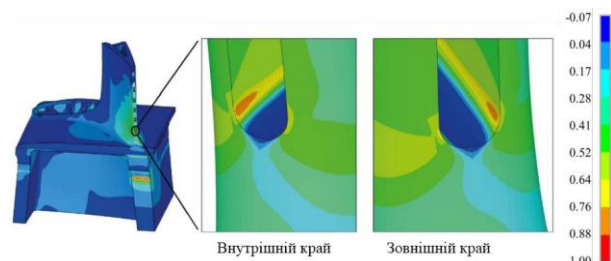


Рис. 8. Розподіл напружень у тестовому зразку (рівень напружень наведено в відносних величинах в порівнянні з місцем максимальних напружень) [6]

Пропонований випробувальний стенд показаний на рис. 9 з докладним зображенням захватних

пристроїв, що використовуються для позиціонування та прикладення навантаження. Стенд складається зі стандартної одновісної сервогидравлічної випробувальної машини з вантажопідйомністю 50 кН (MTS Systems Corporation, Еден-Прері, Мінесота США), температурної камери, здатної досягати температури до 900 °С (Thermotron 7201, RUMUL Russenberger Prüfmaschinen AG, Нойхаузен-на-Рейнфалле, СН). Блок управління і система збору даних сервогидравлічної машини (RT3, Trio Sistemi e Misure S.r.l., Dalmine (Bg), Італія) дозволяють визначати параметри експерименту і контролювати його. Щоб запобігти пошкодженням випробуваного зразка і гідравлічних захватів від нагрівання, застосовується замкнута система водяного охолодження, встановлена між піччю і гідравлічними захватами [6].

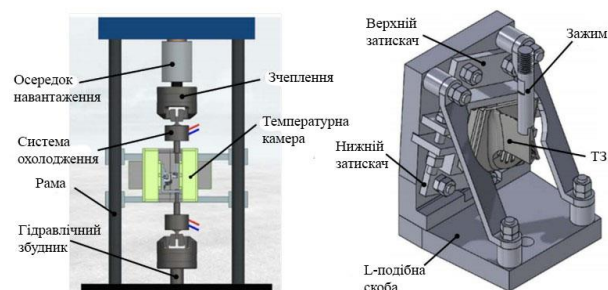


Рис. 9. Схематичне зображення установки для термомеханічних випробувань лопаток турбін [6]

3. Стан проблеми на підприємстві

В результаті аналізу наявних відомостей, автори зробили висновок, що утомні випробування пов'язані з лопатками турбіни проводяться в умовах нормальної температури згідно інструкцій, розроблених з використанням положень норм міцності. Результати цих випробувань використовуються як приймальні характеристики для нововиготовлених лопаток чинного виробництва і які являють собою гарантований рівень властивостей міцності, як прояв комплексу «матеріал, конструкція, технологія», але для розрахунку запасів міцності цих даних замало. Запаси міцності лопаток турбіни залежать від цілої низки факторів. На теперішній час лопатки турбіни виготовляють методом високошвидкісної спрямованої кристалізації (ВШСК), метою якого є отримання структури деталі у вигляді одного макрокристалу. Перевагою такої структури деталі є відсутність границь зерен матеріалу, які у полікристалічних матеріалах являють собою осередок накопичення пошкоджень при динамічних навантаженнях. Організована макроструктура має підвищену жароміцність і жаростійкість. Це дає змогу підвищити

температуру газу на лопатках турбіни на 30..50°С, також лопатки відлиті методом ВШСК мають ресурс в 3..5 раз довший ніж полікристалічні. Вадю цієї технології є висока швидкість розвинення утомленої тріщини в макроструктурі ВШСК в порівнянні з полікристалічною, так як відсутні перешкоди у вигляді границь зерен. Лопатки турбін охолоджувальної конструкції мають складну внутрішню структуру (внутрішні порожнини охолодження та зовнішні охолоджуючі канали), що у спільній взаємодії з анізотропією властивостей сприяє ускладненню напруженого стану. Єдиною ізотропною характеристикою таких деталей є коефіцієнт температурного розширення матеріалу, який для таких лопаток являється ще одним ускладнюючим чинником при оцінці характеристик міцності. При цьому важливим фактором стає розташування тих чи інших елементів конструкції внутрішніх порожнин відносно орієнтації монокристалу пера, оскільки через анізотропію модулю пружності, напруги в цих елементах, залежно від їх індивідуальної орієнтації, можуть відрізнитися в ≈ 2 рази. Нормативні документи вимагають випробувань лопаток турбін на втомленість якнайменше в умовах робочих температур. Але навіть такі випробування в більшій мірі показують лише зміну властивостей матеріалу і не можуть в повній мірі відтворити реальну картину напруженого стану лопаток. Реальне навантаження лопаток турбін вирізняється циклічністю параметрів навантаження в залежності від режимів роботи двигуна і є термомеханічним. При моделюванні термомеханічного навантаження циклюються: температури в заданому діапазоні (T_{max} , T_{min}), а також напруги в заданому діапазоні (σ_{max} , σ_{min}). При цьому може змінюватися швидкість циклювання та форма самого циклу. Ця особливість і відрізняє випробування при термомеханічному навантаженні від утомлених випробувань в умовах робочих температур, де всі компоненти навантаження є константами.

В якості ілюстрації особливостей прояву об'ємно-напруженого стану можна привести приклад випробувань лопаток турбіни компресору (ТК). Утомлені випробування проводилися в умовах нормальної температури при резонансних коливаннях по основному тону з частотою 10400...10800 Гц. Місця руйнування лопаток при випробуваннях (рис. 10, 11, 12) не збігаються з місцями максимальних напружень, отриманих в процесі проведення дослідження.

Ще одним прикладом прояву дії об'ємно-напруженого стану (трьохосьовому) є випадок руйнування по хвостовій частині при випробуваннях лопатки турбіни високого тиску (ТВТ) при резонансних коливаннях по другій згинальній формі з частотою 7800...7950 Гц (рис. 13).



Рис. 10. Приклади руйнування лопаток №1 та №2 при випробуваннях в умовах нормальної температури при однокомпонентному навантаженні



а



очаг на рабочей поверхности 3-го зуба хвостовика со стороны корыта

б

Рис. 11. Зона руйнування лопаток:
а – зона зародження тріщини на лопатці № 1;
б – зона зародження тріщини на лопатці № 2

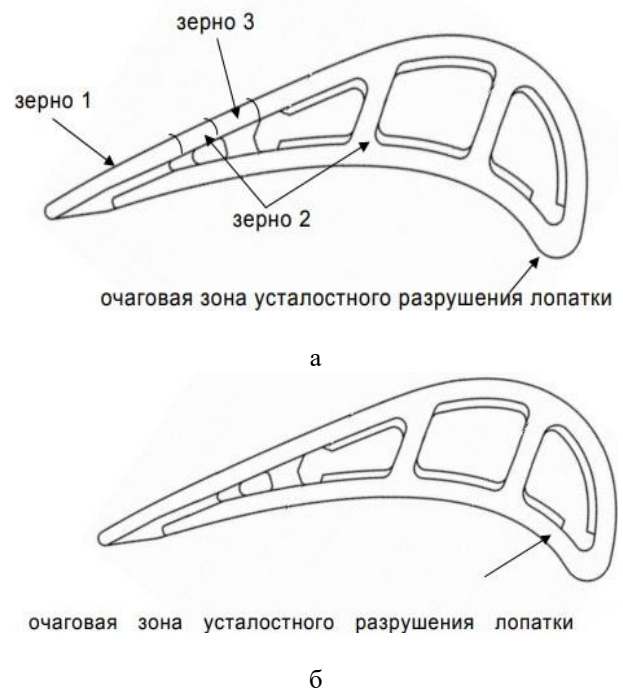


Рис. 12 Схематичне зображення місць зародження тріщин:

а - структура лопатки №1 та місце руйнування;
б - початок руйнування на лопатці №2

При цих дослідженнях на одній з лопаток отримані множинні тріщини по профільній поверхні хвостової частини, яка при цьому була закріплена у відповідній профільній частині зажимного пристрою. Наведені руйнування були випадковими, їх отримання не було метою випробування. Лопатка виготовлялася методом ВШСК, має монокристалічну структуру з орієнтацією [001]. Тріщина «реалізувалася» по механізму сколу в одній і тій самій системі ковзання у площині {111}, що трапляється при орієнтації монокристалу [011] відносно вектора збудження властивим так званим «м'яким орієнтаціям». Це також підтверджується присутністю на хвостовій частині низки тріщин, паралельних описаному сколу. Отже, наведені приклади ілюструють, що результуючі вектори навантаження при об'ємно-напруженому стані не співпадають з аксіальною орієнтацією з якою відлиті лопатки.

Зараз на підприємстві ведеться активна дослідницька діяльність у питанні довговічності лопаток турбін в умовах термомеханічного навантаження. Існує досвід випробувань замкових з'єднань лопаток компресорів та турбін, випробування зразків шестерні на спеціалізованій установці, обладнаній приладами для комплексного навантаження (вібростенд, пристрій для натягу зразку, температурна камера). На основі цього досвіду продовжуються дослідження у напрямку оцінки міцності лопаток при термомеханічному навантаженні, яку доцільно починати



а



б



в

Рис. 13. Руйнування хвостової частини лопатки ТВТ при випробуваннях по другій згинальній формі:
 а – скол по площині $\{111\}$;
 б – тріщини, по перпендикулярній до площини $\{111\}$ системі ковзання;
 в – тріщини по паралельній площині до первинного руйнування

з кількох серій випробувань зразків матеріалу лопаток з метою вивчення впливу температурних та силових циклів навантажень. Ці дані використовуються при оцінці міцності лопаток розрахунково-експериментальним методом. Але при дослідженнях зразків не відтворюються особливості об'ємно-напруженого стану матеріалу при реальній роботі лопаток, тому важливим є подальше випробування

натурних лопаток при термомеханічному навантаженні.

Висновки

У статті авторами був проаналізований стан розвитку проблеми оцінки характеристик міцності лопаток турбін в умовах термомеханічного навантаження за кордоном та на підприємстві ДП «Івченко-Прогрес». З'ясовано, що закордонні дослідницькі установи вже досягли певних успіхів у цьому питанні, зокрема спроектовані спеціалізовані установи та розроблені певні методики випробувань.

Автори навели приклади різноманітних випробувань на підприємстві лопаток турбін і їх результати, які тісно пов'язані зі складним напруженим станом всієї конструкції, та наголосили на необхідності подальшого розвитку у питанні утомлених випробувань лопаток саме в умовах термомеханічного навантаження, як найбільш пошкоджуючих умов при реальній роботі в складі АГТД.

Література

1. Экспериментальная оценка эффективности ремонтных технологий охлаждаемых лопаток ГТД с жаростойкими покрытиями при испытаниях на термоусталость с индукционным нагревом [Текст] / Н. Г. Бычков, А. Р. Лепешкин, А. В. Першин [и др.] // Вестник двигателестроения. – 2006. – № 2. – С. 143-146.
2. Бычков, Н. Г. Методика испытаний лопаток турбин ГТД и моделей жаровых труб с керамическими ТЗП на термическую усталость [Текст] / Н. Г. Бычков, А. Р. Лепешкин, А. В. Першин // Вестник двигателестроения. – 2008. – № 2. – С. 146-150.
3. Исследование термомеханической усталости перфорированных моделей охлаждаемых лопаток турбин с различным расположением охлаждающих каналов [Текст] / Н. Г. Бычков, Ю. А. Ножницкий, А. Р. Лепешкин [и др.] // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 2. – С. 54-57.
4. Ножницкий, Ю. А. Экспериментальные исследования прочностной надежности перспективных газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. А. Ножницкий, Б. А. Балугев, Ю. А. Федина // Вестник УГАТУ. – 2015. – № 3. – С. 3–14.
5. Пат. 2250451 Российская Федерация, МПК⁷G 01 N 3/60. Установка для испытаний лопаток турбомашин на термомеханическую усталость [Текст] / Бычков Н. Г., Лепешкин А. Р., Першин А. В. ; заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». – № 2003136709/28 ; заявл. 22.12.2003 ; опубл. 20.04.2005, Бюл. № 11. – 9 с.
6. High temperature fatigue testing of gas turbine blades [Text] / M. Beghini, L. Bertini, C. Santus [et al.] // Elsevier B.V. – Lecco, Italy, 2017. – P. 206-213.

References

1. Bychkov, N. G., Lepeshkin, A. R., Pershin, A. V., Petrov, E. V., Bykov, Yu. G. *Eksperimental'naya otsenka effektivnosti remontnykh tekhnologii okhlazhdaemykh lopatok GTD s zharostoikimi pokryt'yami pri ispytaniyakh na termoustalost' s induktsionnym nagrevom* [Experimental evaluation of the efficiency of repair technologies of cooled GTE blades with heat-resistant coatings during thermal fatigue tests with induction heating]. *Vestnik dvigatelestroeniya – Herald of Aeroenginebuilding*, 2009, no. 2, pp. 143-146.
2. Bychkov, N. G., Lepeshkin, A. R., Pershin, A. V. *Metodika ispytaniy lopatok turbin GTD i modelei zharovykh trub s keramicheskimi TZP na termicheskuyu ustalost'* [Thermal fatigue test method for turbine blades of gas turbine engines and flame tube models with ceramic heat-shielding coatings]. *Vestnik dvigatelestroeniya – Herald of Aeroenginebuilding*, 2008, no. 2, pp. 146-150.
3. Bychkov, N. G., Nozhnitskii, Yu. A., Lepeshkin, A. R., Pershin, A. V. *Issledovanie termomekhanicheskoi ustalosti perforirovannykh modelei okhlazhdaemykh lopatok turbin s razlichnym raspolozheniem okhlazhdayushchikh kanalov* [Investigation of thermomechanical fatigue of perforated models of cooled turbine blades with different arrangement of cooling channels]. *Vestnik dvigatelestroeniya – Herald of Aeroenginebuilding*, 2009, no. 2, pp. 54-57.
4. Nozhnitskii, Yu. A., Baluev, B. A., Fedina, Yu. A. *Eksperimental'nye issledovaniya prochnostnoi nadezhnosti perspektivnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* [Experimental studies of the strength reliability of promising gas turbine engines]. *Vestnik UGATU – Current Issue*, 2015, no. 3, pp. 3-14.
5. Bychkov, N. G., Lepeshkin, A. R., Pershin, A. V. *Ustanovka dlya ispytaniy lopatok turbomashin na termomekhanicheskuyu ustalost'* [Installation for testing turbomachine blades for thermomechanical fatigue]. Patent RF, no. 2250451, 2005.
6. Beghini, M., Bertini, L., Santus, C., Monelli, B. D., Scrinzi, E., Pieroni, N., Giovanetti, I. *High temperature fatigue testing of gas turbine blades*. Elsevier B. V., Lecco, Italy, 2017, pp. 206-213.

Поступила в редакцию 05.06.2021, рассмотрена на редколлегии 16.08.2021

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЧНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИН ПРИ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

Е. А. Неманежин, В. Н. Ивко, Ю. И. Торба

Предметом изучения данной статьи являются методы исследования и оценки свойств лопаток турбин охлаждаемой конструкции при термомеханическом нагружении. Целью статьи является обзор мировых достижений ведущих предприятий и научно-исследовательских учреждений в вопросе усталостных испытаний лопаток турбин при комплексном нагружении (циклическое температурное воздействие, динамическая и статическая нагрузка), а также обзор состояния этой проблемы на предприятии ГП «Ивченко-Прогресс» и по ее дальнейшему изучению. В результате анализа публикаций и научных статей можно сделать вывод, что специализированные научно-исследовательские институты и ведущие авиадвигателестроительные предприятия с конца XX в. занимаются изучением свойств лопаток турбин в условиях их работы в составе двигателя. В мировой практике существуют расчетные и экспериментальные методики термомеханических испытаний лопаток турбин. Эти испытания направлены на определение наиболее повреждающих нагрузок, установление режимов полетного цикла, при которых фиксируются эти нагрузки. В результате установлено, что наибольшую угрозу прочности лопаток турбин несут переходные режимы работы двигателя, которые являются непродолжительными по времени (измеряются в секундах), но при этом при которых происходит изменение параметров температурного поля, нагрузки от осевых и центробежных сил. И именно циклирование указанных параметров приводит к снижению циклической долговечности лопаток турбин, особенно охлаждаемой конструкции (наличие перфораций, внутренних охлаждающих каналов, других конструктивных элементов приводит к усложнению объемно-напряженного состояния лопаток). В статье проанализированы различные кристаллографические структуры лопаток, и их связь с объемным напряженным состоянием; приведены примеры исследований, которые проводились на ГП «Ивченко-Прогресс» и их результатов, которые подчеркивают необходимость дальнейших экспериментов в области оценки характеристик прочности при комплексном циклическом нагружении. Рассмотрен пример установки для испытаний замковых соединений лопаток и образцов шестерен, которая может быть адаптирована для испытаний лопаток трехкомпонентным нагружением (температурные, динамические нагрузки и имитация воздействия центробежных сил). Сделан вывод, что при использовании исключительно расчетных методов нельзя достоверно оценить уровень напряжений и их распределение в связи с тем, что расчеты лимитированы граничными условиями, которые задаются согласно возможностями той или иной расчетной модели. Подводя итог, можно отметить, что оценку прочности лопаток при термомеханическом нагружении целесообразно начинать с нескольких серий испытаний образцов материала лопаток с целью изучения влияния температурных и силовых циклов нагрузок, воздействия ориентации вектора нагрузки по отношению к кристаллографической ориентации лопатки. Отмечено, что также важны испытания натуральных лопаток при термомеханическом

нагружении, так как при испытаниях образцов не воспроизводятся особенности объемно-напряженного состояния материала при реальной работе лопаток в составе двигателя. Вышеуказанное влечет за собой разработку методов и специализированных установок для термомеханических испытаний.

Ключевые слова: усталостные испытания; лопатки турбины охлаждаемой конструкции; термомеханическое нагружение; кристаллографическая ориентация; теоретические и экспериментальные методы.

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL METHODS FOR DETERMINING THE STRENGTH CHARACTERISTICS OF TURBINE BLADES UNDER THERMOMECHANICAL LOADING

Ye. Nemanzhin, V. Ivko, Yu. Torba

The subject of this article is the methods of research and evaluation of the properties of turbine blades of a cooled structure under thermomechanical loading. The purpose of the article is to review the world achievements of leading enterprises and research institutions in the issue of fatigue tests of turbine blades under complex loading (cyclic temperature exposure, dynamic and static loading), as well as an overview of the state of this topic at SE "Ivchenko-Progress" and suggestions for its further studying. As a result of the analysis of publications and scientific articles, it can be concluded that specialized research institutes and leading aircraft engine-building enterprises from the end of the twentieth century are studying the properties of turbine blades in the conditions of their operation as part of an engine. In world practice, there are calculated and experimental methods for thermomechanical testing of turbine blades. These tests are aimed at determining the most damaging loads, establishing the flight cycle modes at which these loads are recorded. As a result, it was found that the greatest threat to the strength of the turbine blades is carried by transient modes of engine operation, which are short in time (measured in seconds), but at which there is a change in the parameters of the temperature field, loads from axial and centrifugal forces. And it is the cycling of these parameters that leads to a decrease in the cyclic durability of the turbine blades, especially of the cooled structure (the presence of perforations, internal cooling channels, and other structural elements leads to a complication of the volumetric stress state of the blades). The article analyzes various crystallographic structures of blades and their relationship with the volumetric stress state; examples of studies that were carried out at SE "Ivchenko-Progress" and their results are given, which emphasize the need for further experiments in the field of assessing strength characteristics under complex cyclic loading. An example of an installation for testing blade joints and samples of gears is considered, which can be adapted for testing blades with three-component loading (temperature, dynamic loads, and imitation of the effect of centrifugal forces). It is concluded that when using exclusively computational methods, it is impossible to reliably estimate the level of stresses and their distribution since the calculations are limited by the boundary conditions, which are set according to the capabilities of a particular computational model. Summing up, it can be noted that it is advisable to start assessing the strength of blades under thermomechanical loading with several series of tests of samples of blade material to study the effect of temperature and power cycles of loads, the effect of the orientation of the load vector concerning the crystallographic orientation of the blade. It is noted that tests of full-scale blades under thermomechanical loading are also important since the features of the volumetric stress state of the material during real operation of the blades as part of an engine are not reproduced during testing of samples. The above entails the development of methods and specialized installations for thermomechanical testing.

Keywords: fatigue tests; cooled turbine blades; thermomechanical loading; crystallographic orientation; theoretical and experimental methods.

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

Івко Валерій Миколайович – провідний інженер-дослідник ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Торба Юрій Іванович – начальник Експериментально-випробувального комплексу ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Yevhen Nemanzhyn – research engineer, SE "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhya, Ukraine, e-mail: matev@i.ua, ORCID: 0000-0002-5855-508X.

Valeriy Ivko – lead research engineer, SE "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhya, Ukraine, e-mail: biondestroy@gmail.com, ORCID: 0000-0003-1724-1946.

Yuriy Torba – Head of the Experimental Research Complex, SE "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhya, Ukraine, e-mail: TorbaYuI@zmdb.ua, ORCID: 0000-0001-8470-9049.