

ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАЛЕЖНОСТІ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ГТД ВІД ГРАНИЧНИХ УМОВ ТЕРМІЧНОГО НАВАНТАЖЕННЯ ТА СТУПЕНЯ ДЕГРАДАЦІЇ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ

Л.В. Кравчук, Є.О. Задворний, К.П. Буйських, М.М. Феофентов

Інститут проблем міцності імені Г.С.Писаренка НАН України, Україна

The influence of the boundary conditions of heat exchange and degradation of the surface layer of the material on the change in the thermal and stressed-strained state of the base material of the edge of the wedge-shaped specimens, including in the presence of cracks, in the process of thermal fatigue loading has been analyzed.

Розвиток сучасної авіабудівної галузі та енергетичного машинобудування значною мірою пов'язані з необхідністю вирішення питань забезпечення надійності та економічності енергетичних систем і, зокрема, газотурбінних двигунів (ГТД), як їх невід'ємної складової. В розрахунковому плані у зв'язку з цим залишаються особливо актуальними питання розвитку та вдосконалення методів визначення реального напружено-деформованого стану елементів конструкцій, можливості оцінки його залежності від умов експлуатації та стану матеріалу, особливо для режимів нестационарних термічних навантажень.

В літературі широко представлені результати досліджень щодо умов експлуатації ГТД та впливу різних чинників на напружено-деформований стан їх елементів [1, 2]. В найбільш важких умовах знаходяться робочі та соплові лопатки турбіни, які зазнають значного впливу термічних напружень, обумовлених неоднорідність розподілу температур по профілю, появою значних градієнтів температур і напружень, що виникають за різких змін режимів експлуатації.

Основною метою досліджень, результати яких наведені нижче, було визначення впливу нестационарного термоциклічного навантаження на напружено-деформований стан таких елементів ГТД з використанням методів фізичного і математичного моделювання, зокрема граничних умов та зміни властивостей матеріалу поверхневих шарів

В якості початкових даних були використані результати термовтомних випробувань на клиновидних зразках, що моделюють стан матеріалу кромки лопатки ГТД за реальних експлуатаційних умов. Характер навантаження матеріалу при подібних випробуваннях, на відміну від інших видів навантаження, має певну специфіку, що полягає у просторово-часовій неоднорідності термонапружено-деформованого стану (ТНДС), а також в цілому ряді супутніх факторів, що впливають на пошкоджуваність матеріалу під час експлуатації. Експериментальні дослідження на клиновидних зразках (Рис.1), проводились на газодинамічних стендах Інституту проблем міцності імені Г.С.Писаренка НАН України, використання яких дозволяє досліджувати поведінку матеріалу в продуктах згорання палива з можливістю застосування додаткового механічного навантаження та введення в потік хімічних сполук. Під час випробувань досліджувались процеси пошкодження матеріалу і кінетики утворення та розвитку тріщин термічної втоми (рис. 2.). Підґрунтям для чисельного аналізу теплового і напружено-деформованого стану (НДС) матеріалу в циклі були результати термометрування об'єктів дослідження при стендових випробуваннях за фіксованими режимами термоциклічного навантаження. В процесі досліджень необхідні значення температури і НДС матеріалу кромки досягались вибором геометричних параметрів зразка: кута розхилу – φ , радіуса скруглення кромки – r , довжини хорди – L , висоти зразка – H .

Розв'язування задачі з визначення теплового і НДС досліджуваних зразків, моделювання впливу зазначених чинників на НДС зразків проводилось в просторовій постановці за допомогою пакету прикладних програм "SPACE" [3]. Враховуючи просторову і часову неоднорідність теплових процесів і процесів пошкоджуваності матеріалу,

характерну для лопаток ГТД, тепловий стан матеріалу клиновидного зразка визначається при розв'язуванні нелінійної просторової задачі нестационарної теплопровідності за змішаних граничних умов теплообміну.

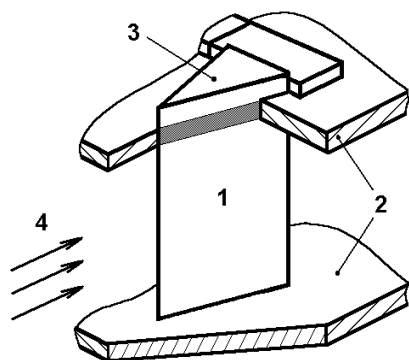


Рис. 1. Розташування зразка в камері:
1 – зразок, 2 – стінки камери, 3 – торцева поверхня зразка, 4 – високотемпературний газовий потік.

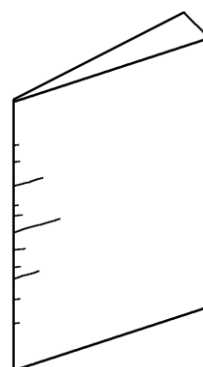


Рис. 2. Розташування тріщин на кромці зразка.

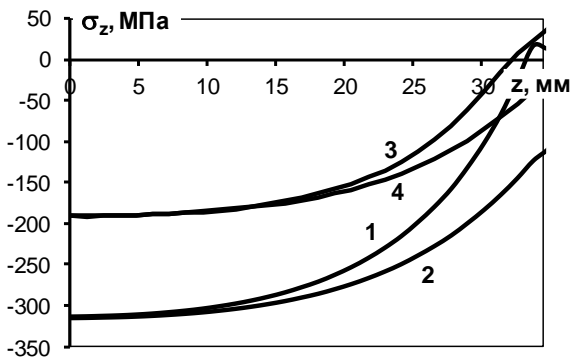
Застосування тривимірного моделювання є необхідною умовою отримання коректних даних для аналізу НДС кінетики пошкодження матеріалу по висоті кромки зразка. Прийнятий раніше ДСТУ [4] разом з розрахунком у двовимірній постановці дозволяє дослідити стан матеріалу у серединній площині зразка. У просторовій постановці можна дослідити вплив не сталого по висоті зразка НДС на зародження та розвиток тріщин термічної втоми за різних рівнів навантаження, роль їх розмірів, як концентраторів, у процесі перерозподілу ТНДС. Просторові підходи дозволяють кількісно (за параметрами ТНДС) вивчити вплив деградації матеріалу, як зовнішніх шарів, так і на внутрішніх поверхнях тріщини.

Доцільність застосування в розрахунках задачі нестационарної теплопровідності граничних умов третього роду зумовлюється необхідністю оцінки впливу жаростійких покриттів, деградації матеріалу елементів конструкції та його пошкоджуваності на НДС, де можливості експерименту обмежені, а також отриманням можливості розрахунків зразків різних типорозмірів за результатами випробувань зразків одного типорозміру.

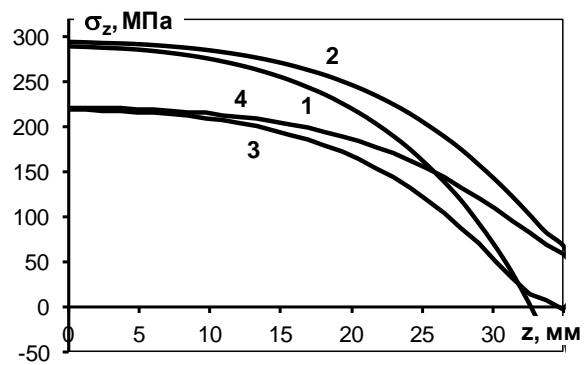
Визначення граничних умов третього роду проводилось за результатами вирішення прямої та зворотної задачі теплопровідності за граничними умовами першого роду та шляхом вирішення задачі обтікання досліджуваної моделі газовим потоком заданих параметрів методами чисельного моделювання. Для визначення граничних умов третього роду шляхом вирішення задачі обтікання під час експерименту фіксується інформація про зміни у часі температури газового потоку і тиску на вході у випробувальну камеру, які є вихідними для визначення даних про теплофізичні властивості газу і його газодинамічні характеристики. Контроль результатів здійснювався порівнюванням розподілу температури по поверхні зразка, отриманого розрахунковим шляхом за визначеними граничними умовами третього роду та результатами термометрування досліджуваних зразків. Співпадіння отриманих розрахункових результатів за першим та другим способом визначення граничних умов у порівнянні з експериментальними даними показало вірність обраної моделі розрахунку та достовірність отриманих результатів.

Один із чинників, який необхідно враховувати при проведенні розрахунків досліджуваних зразків, особливо аналізуючи зміну НДС та пошкоджуваність матеріалу по висоті кромочної зони, це контакт зразків із стінками досліджуваної камери. Так в зоні контакту з камерою слід враховувати умови теплообміну між камерою та зразком та умови потоку в пристінній зоні. На рис. 3 наведені отримані результати зміни напружень вздовж кромки клиновидного зразка з кутом розхилу 15° , довжиною хорди 43 мм, висотою 80 мм в

напрямку від серединної площини в циклі навантаження з температурою потоку від 350 до 1150 °С. Наведені результати з врахованими особливостями теплообміну біля стінок камери та без врахування цих особливостей відповідають моментам часу, коли виникають максимальні стискаючі напруження в напівциклі нагріву та максимальні розтягувальні в напівциклі охолодження. Як видно із отриманих результатів суттєва різниця в рівні напружень з'являється вже на відстані 20-25 мм від зони контакту з камерою та більше проявляється на зразках без теплозахисного покриття. Результати наведені на рис. 4 відображають характер зміни напружень вздовж зразка на висоті 30 мм від серединної площини.



а)



б)

Рис. 3. Зміна максимальних стискаючих (а) та розтягувальних (б) напружень в циклі вздовж кромки зразка без покриття (1, 2) та в матеріалі основи на зразках з покриттям (3, 4): 1, 3 – на зразках з врахованими особливостями теплообміну біля стінок камери; 2,4 – без врахування впливу стінок камери.

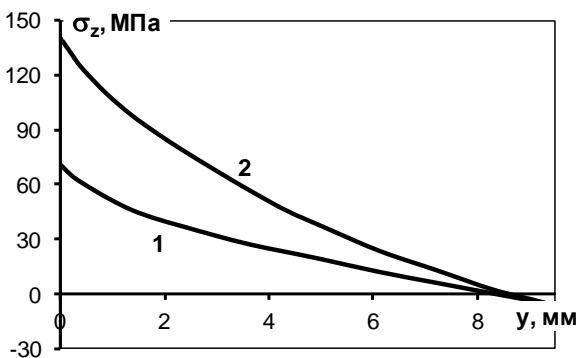


Рис. 4. Зміна максимальних розтягувальних напружень по довжині зразка на висоті 30 мм від серединної площини:

1, 3 – на зразках з врахованими особливостями теплообміну біля стінок камери; 2,4 – без врахування впливу стінок камери.

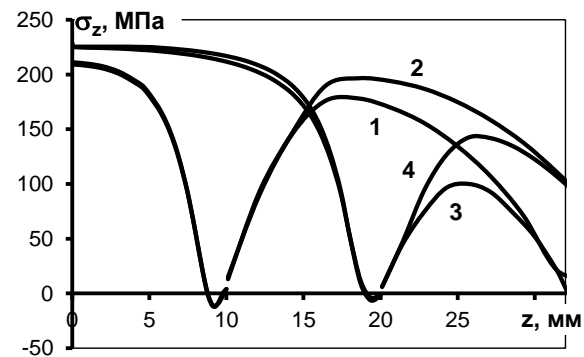


Рис. 5. Зміна максимальних розтягувальних напружень вздовж кромки зразка з тріщиною на висоті 10 мм. (1, 2) і зразка з тріщиною на висоті 20 мм. (3, 4):

1, 3 – на зразках з врахованими особливостями теплообміну біля стінок камери; 2,4 – без врахування впливу стінок камери.

За результатами експериментальних досліджень [5] на клиновидних зразках виділяють три характерні зони з різною швидкістю розвитку тріщин. У першій зоні висотою приблизно 20 мм в середній частині зразка виникають тріщини з найбільшою швидкістю росту, що обумовлено більшими рівнями напружень. Друга та третя зона відрізняються меншими швидкостями росту тріщин та розташовані на висоті, де помилка у врахуванні контакту з камерою може призвести до суттєвих помилок у інтерпретації результатів. Так на рис. 5 показано, яким чином тріщини впливають на напружений стан кромки зразка та

перерозподіл напружень з врахованими особливостями теплообміну біля стінок камери та без врахування цих особливостей.

Результати досліджень з аналізу ступеня деградації матеріалу на поверхні зразка [6] показують, що глибина деградованого шару після 2300 циклів навантаження досягає 40-45 мкм. В деяких випадках глибина деградованого шару досягала 100 мкм. Враховуючи, що кромка зразка є найбільш навантаженою, були проведені розрахунки з дослідження впливу деградованого шару на зміну НДС матеріалу у порівнянні з непошкодженим зразком. Оскільки фізико-механічні властивості шарів деградованого шару точно не відомі для проведення розрахунків клиновидного зразка з деградованим поверхневим шаром були використані усереднені характеристики однорідного окислу Ni, а для шару, збідненого γ' -фазою, було взято властивості підібрано сплаву зі структурою без γ' фази. На рис. 6 показано, що деградований шар може суттєво впливати на рівні напружень в основному матеріалі. Слід враховувати, що наведені результати мають оціночний характер та проведені для непошкодженого зразка та зразків з деградованим шаром з нульовим полем залишкових напружень, що відповідають температурі 350 та 1100 °С. Розрахунки реальних конструкцій мають носити імовірнісний характер, оскільки деградація матеріалу відбувається зазвичай за різних температур навантаження.

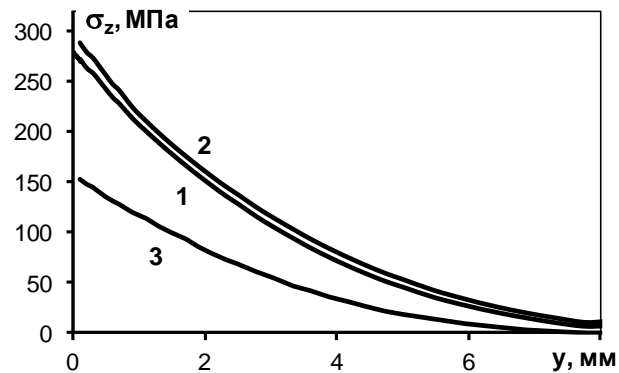


Рис. 6. Зміна максимальних розтягуючих напружень по хорді зразка:

1 – непошкоджений зразок, 2, 3 – зразок з деградованим шаром товщиною 100 мкм на поверхні матеріалу (2 – нульові залишкові напруження відповідають $T = 350$ °С,

Результати розрахунків показали, що вплив граничних умов та деградованого шару на НДС матеріалу є досить суттєвим і навіть незначні зміни чи похибки, пов'язані з описом умов теплообміну зразків, чи реальних елементів конструкцій, визначенням внеску деградованого поверхневого шару в загальний напружений стан елементу конструкції може призводити до значних відхилень від реального НДС, а відповідно до оцінки довговічності та живучості конструкції в цілому.

Література

1. Термическая усталость материалов в условиях неоднородного термонапряженного состояния / Третьяченко Г.Н., Кравчук Л.В., Курият Р.И. и др. – Киев: Наук. думка, 1985. – 278 с.
2. Гецов Л.Б. Материалы и прочность деталей газовых турбин. – М.: “Недра”, 1996. – 591 с.
3. Програмне забезпечення “Тривимірне скінченноелементне моделювання теплового і термонапруженого стану елементів машинобудівних конструкцій (SPACE)” / Система сертифікації УкрСЕПРО. Сертифікат відповідності № UA1.017.0084261-02. – 2002.
4. ДСТУ 23.6794. Єдина система захисту від корозії та старіння. Метали, сплави, покриття жаростійкі. Метод випробувань на високотемпературну корозію та термовтому в потоці продуктів горіння палива/ Кравчук Л.В., Семенов Г.Р., Курият Р.І. та ін.: Наказ № 94 від 25.02.94. – 9 с.
5. Study of Damage Kinetics of Heat-Resistant Alloys Subjected to Thermocyclic Loading in a Gas Flow / Kravchuk L.V., Kuriat R.I., Buisikh K.P., Zadvornyi E.A., Kiselevskaya S.G. // Strength of Materials. – 2006. – Vol. 382 (38), N4. – p.386-391.
6. Kravchuk L.V., Kuriat R.I., Buisikh K.P., Kiselevskaya S.G. Surface Layers' Degradation of Heat-Resistant Alloys and Thermal Fatigue Damageability of Gas Turbine Engine Structural Components // Strength of Materials. – 2008. – Vol. 395 (40), N5. – p.552-559.