

УДК 629.735.0154.017.1/018.4.03

620.178.38.513.6/(0.45)

Б. А. ПЕТРУК

Національний авіаційний університет, Україна

ДЕФОРМАЦІЙНА СПРОМОЖНІСТЬ АВІАЦІЙНИХ ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ ТА ЇХ ТЕРМОЦИКЛІЧНА ДОВГОВІЧНІСТЬ

Розглянуто питання ресурсних можливостей жароміцних сплавів деталей авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) в їх «критичних точках» через механіку і кінетику накопичення непружних деформацій і пошкоджень до руйнування зразків в термоциклічних умовах дії термомеханічних напружень.

Ключові слова: термоциклічна довговічність, граничні термомеханічні напруження, граничні градієнти та перепади температур, малоциклова утомлюваність, несуча та деформаційна спроможність, ефект Баушингера, накопичення непружних деформацій і пошкоджень, руйнування в «критичних точках» деталей, внутрішнє тертя та зношування жароміцних сплавів.

Постановка проблеми. Важливішою з проблем сучасного авіаційного двигунобудування є проблема ресурсів і надійності деталей «гарячої частини» газотурбінних двигунів, таких як соплових і робочих лопаток перших ступенів турбіни, особливо в їх «гарячих точках». Вони працюють під циклічною дією екстремальних температур $T(t)$, їх великих перепадів (ΔT) та місцевих градієнтів температур ($T_{\text{град}}$), особливо на режимах «запуск-останов». Одночасно на сплави діють значні, інколи граничні та знакозмінні перепади термічних напружень $\Delta\sigma_T = f(\Delta T)$ і механічні квазістатичні ($\sigma_{\text{ст}} - \text{var}$) відцентрові напруження. В експлуатації, та, як прийнято, і в розрахунках [1], останні складаються по стержневій схемі в комплексні термомеханічні напруження ($\sigma_{\text{тм}} = \sigma_{\text{ст}} \pm \sigma_T$) ГТД. Вплив важливої вібраційної компоненти досліджувався окремо в працях А.М. Ветрова [2] та інших, а на практиці, як правило, зводиться до мінімуму.

Циклічна дія термомеханічних напружень на соплові, робочі, а також на моделі лопаток турбін, в свій час були фундаментально і якісно досліджені в багатьох працях інститутів Проблем міцності, Механіки НАН України та інших закладах і працях. Але кількісних досліджень термоциклічних характеристик сучасних авіаційних жароміцних сплавів проведено ще недостатньо для розробки та реалізації експериментально-розрахункових методів оцінки термоциклічної довговічності матеріалів «критичних точках» деталей ГТД, де накопичуються непружні деформації, пошкодження та починається їх руйнація.

Методи досліджень. Кількісні дослідження, що були проведені в НАУ за спектрами навантаження робочої лопатки I-ої ступені турбіни ТВД АІ-20 за типовий політ [2] (рис. 1, а) показує, що відносна довговічність \bar{D} (рис. 1, б), що підрахована тільки за характеристиками тривалої міцності за методикою [3], розподіляється приблизно в трьох долях: при запуску двигуна $\bar{D}_з$, в польоті \bar{D}_n та при зупинці («останові») \bar{D}_o . Навіть етапи роботи двигуна «випробування», «зліт» та «політ» не суттєво позначаються на цьому графіку (рис. 1, б) та можуть бути віднесені до запасу міцності та надійності ГТД.

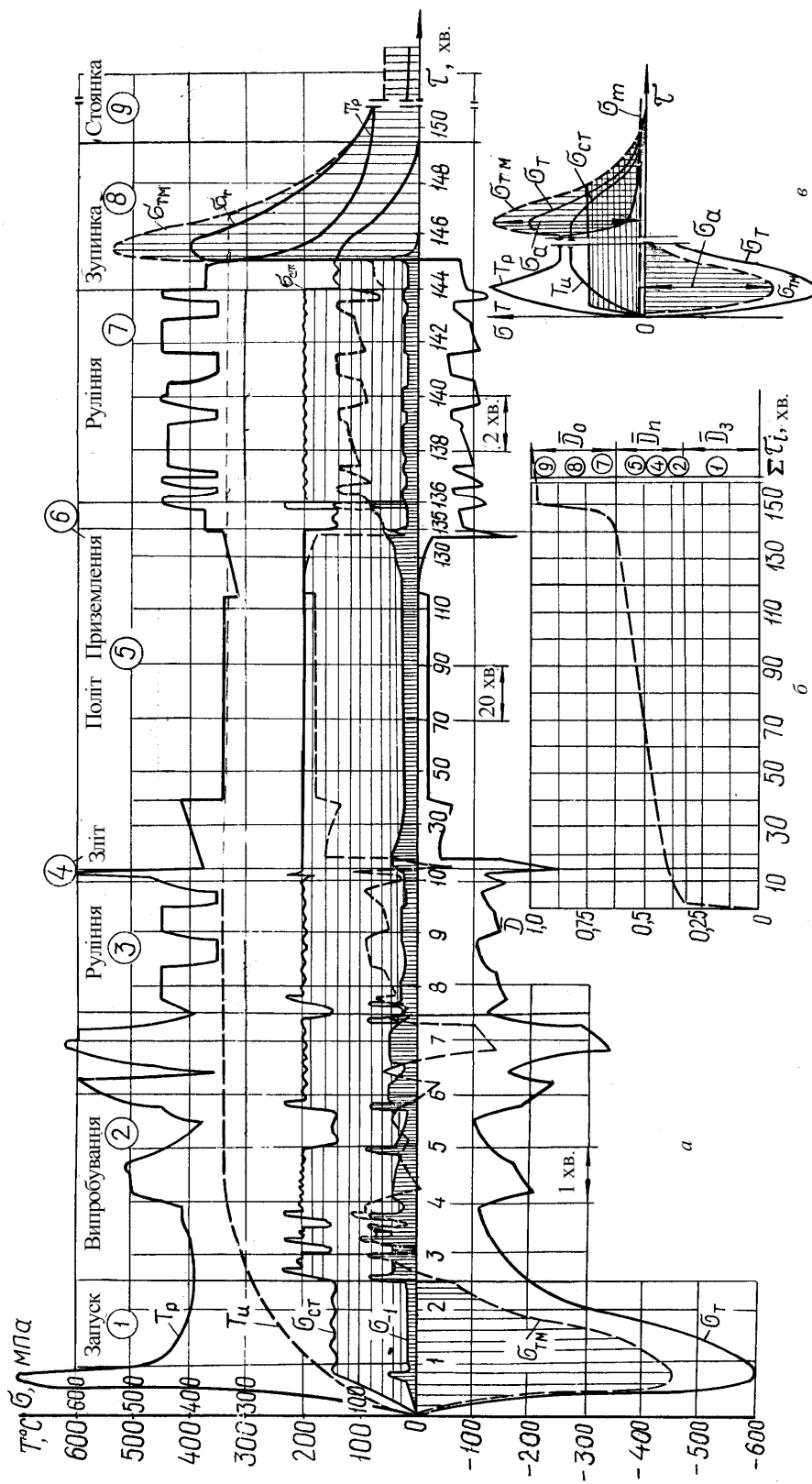


Рис. 1. Польотний спектр експлуатаційних термомеханічних ($\sigma_{TM} = \sigma_T + \sigma_{ст}$) напружень робочої лопатки турбіни АІ-20 та характер вичерпання відносної довговічності D (b – в центрі) за цикл термомеханічного напруження (b)

Таке розподілення дає підґрунтя для проведення спеціальних прискорених термоциклічних випробувань жароміцних сплавів за програмою циклічного змінення температур $T(t)$ і термомеханічних напружень $\sigma_{\text{TM}}(t)$ (рис. 1, в).

З другого боку, в працях А.І. Хромова [4] та інших дається достатнє підґрунтя для переносу даних термоциклічних досліджень кінцевих непружних деформацій на одноосних циліндричних зразках за допомогою «деформаційно-енергетического подхода» до оцінки «малоциклової усталости жестко пластичных тел» (тобто жароміцних сплавів, що працюють в соплових і робочих лопатках турбін авіаційних ГТД).

З позицій праць А.І. Хромова [4] «произвольный циклический процесс и энергия пластической деформации, связанная с процессом упрочнения (эффектом Баушингера), точно будет равна энергии за цикл соответствующего цикла одноосного деформирования цилиндрического образца, то есть цикла при ортогональном деформировании (в координатах напряжение σ – деформация ε)», тобто циклічної петлі гістерезису. Далі [4] «Построение этой поверхности для конструктивных материалов (та, вочевидь, і деталей) связано с описанием процессов одноосного деформирования (плоских и) цилиндрических образцов с использованием инвариантов тензоров конечных деформаций, которые связаны с относительным удлинением образца δ следующим образом: $E_1 = \delta(2 + \delta)/2(1 + \delta)^2$; $E_2 = -\delta/2$; $E_3 = -\delta/2$, где $h = E_1 + E_2 + E_3$ – первый инвариант тензора Альманси, а E_1, E_2, E_3 – соответствующие дививаторные плоскости пространства», в яких, вочевидь, розглядається деформування зразка сплаву.

Попередні термоциклічні дослідження в НАУ [5] на експериментальній установці [6] (захищена авторським свідоцтвом), яка забезпечує стабілізацію в процесі випробувань параметрів циклу граничних термомеханічних напружень $\Delta\sigma_{\text{TM}} = \text{const}$ від $\Delta T = \text{const}$, показали, що залежності накопичених непружних деформацій $\varepsilon_n(N)$ аналогічні кривим високотемпературної повзучості (рис. 2). Вони мають характерні три етапи: початковий несталий період I, період накопичення деформацій з постійною швидкістю II (робота жароміцного сплаву) та період інтенсивного зростання деформацій перед руйнуванням III.

На рис. 2, а показано, що при дії екстремальних напружень $\Delta\sigma_{\text{TM}}$ і температур $\Delta T = \text{const}$ ($\Delta\sigma_{\text{TM}} = \sigma_{\text{max}} \leftrightarrow \sigma_{\text{min}} = 790 \text{ МПа} \leftrightarrow 470 \text{ МПа}$; $\Delta T = T_{\text{max}} \leftrightarrow T_{\text{min}} = 800 \leftrightarrow 150 \text{ }^\circ\text{C}$) та невеликій кількості циклів ($N = 39$ циклів) до руйнування зразка сплаву ЖС6К може бути відсутній III-й період через більш інтенсивний II-й період. Це свідчить про те, що в жароміцних сплавах (типу ЖС6К) деталей «гарячої частини» тріщини практично не розвиваються до руйнування зразка. Там же (рис. 2, б). Залежність нагромаджених повздовжніх деформацій ε (мм) від кількості циклів N для жароміцних сплавів ЖС6К та ЖС6У демонструють наявність трьох характерних періодів роботи.

Однак видно також, що чим менше величини нагромаджених деформацій ε , тим більшої термоциклічної довговічності в циклах N набувають зразки.

Подібний же характер (рис. 2, в) мають криві нагромадження залишкових непружних від'ємних деформацій стиснення ($-\varepsilon$, мм) у зразках ЖС6К при інших асиметриях циклічного навантаження. З цього ж рис. 2, в, видно, що для сплаву ЖС6К приблизно при однакових кількостях N до руйнування залишкові деформації стиснення ($-\varepsilon$) перевищують відповідні деформації розтягування ($+\varepsilon$) при тих же параметрах температури ΔT та розмаху напружень $\Delta\sigma$.

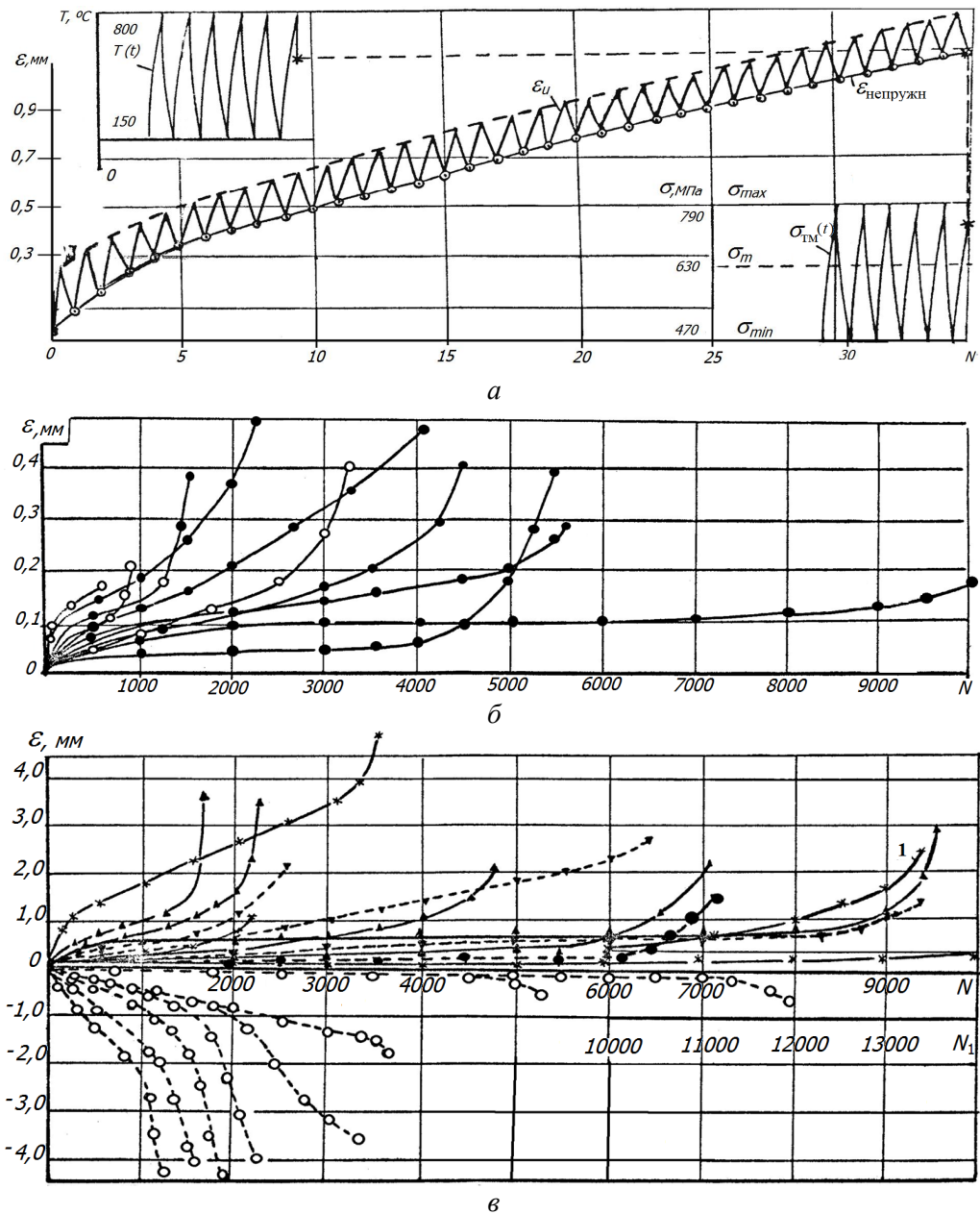


Рис. 2. Кінематика накопичення повздовжніх непружних деформацій у зразках: *a* – накопичення непружних деформацій розтягування у зразку зі сплаву ЖС6К при невеликій кількості циклів до руйнування; *б* – сплави ЖС6К, ЖС6У; *в* – сплави ЖС6К, ЕП99вд, ЕІ437Б, Х18Н10Т; \circ – ЖС6К; \blacksquare – ЖС6У; \blacktriangledown – ЕП99вд; \blacktriangle – ЕІ437Б; \ast – Х18Н10Т

Для більш пластичних сплавів Х18Н10Т, ЕІ437Б та ЕП99вд розміри накопичених непружних деформацій до руйнування приблизно на порядок нижчі чим у менш пластичних жароміцних ЖС6К та ЖС6У, що свідчить про краще пристосування до знакозмінного режиму роботи більш пластичних матеріалів, а також про те що більшої термоциклічної довговічності N відповідають менші значення

нагромаджених деформацій ($\pm \epsilon$, в мм). Це добре видно на прикладі зразка матеріалу X18H10T, який витримав більше 13 000 циклів термомеханічного навантаження (рис. 2, в, N_1).

Ці факти свідчать про істотну залежність розміру і характеру накопичення деформацій ϵ від асиметрії циклу термоциклічних напружень ($r = \sigma_{\text{TM min}}/\sigma_{\text{TM max}}$), значно впливають на термоциклічну довговічність сплавів та спонукають до наступних висновків.

Висновки

1. Необхідно проводити експериментальні дослідження повздовжніх накопичених деформацій (ϵ) сучасних жароміцних сплавів, виявляти характерні періоди роботи сплавів при різних асиметриях циклу навантаження (r), встановлювати граничні критерії (ϵ_{max}) до руйнування сплаву (за передостаннім періодом).

2. На практиці, якщо є можливість вимірювати в процесі експлуатації накопичені непружні деформації, наприклад, фотооптичним методом, чи методом акустичної емісії, чи іншими то за їх зростанням на початку третього періоду можна очікувати наближення термовтомного руйнування соплових чи робочих лопаток ГТД.

3. Асиметрія циклу (r), що не призводить до накопичення непружних деформацій ($\epsilon \approx 0$) може забезпечувати максимальну термоциклічну довговічність сплаву (N_{max}). При цьому слід мати на увазі, що за відсутності накопичених залишкових деформацій в термоциклі діє знакозмінна, компенсуюча пластична (непружна) деформація, обумовлена в будь-якому випадку ефектом Баушингера та внутрішнім «тертям» до повного «зношування» матеріалу жароміцного сплаву.

Список літератури

1. Биргер И. А. Термопрочность деталей машин. Теория. Экспериментальные исследования / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, И. В. Демьянушко и др. – М.: Машиностроение, 1975. – 455 с.

2. Ветров А. Н. Исследование долговечности материалов деатлей авиадвигателей при совместном действии вибрационных и термоциклических нагрузок / А. Н. Ветров // Автореф. канд. диссерт. – К.: КИИГА, 1972. – 25 с.

3. Лозицкий Л. П. К вопросу о расчете долговечности рабочих лопаток турбины ГТД при программном действии комплексных нагрузок / Л. П. Лозицкий, Н. И. Конончук, В. Я. Шипиль // Надежность и лодговечность авиационных газотурбинных двигателей. Сб. науч. труд. КИИГА. – К.: КИИГА, 1972. Вып. 3. – С.9–17.

4. Кочеров Е. П. Деформационно-энергетический подход и малоцикловая усталость материалов / Е. П. Кочеров, А. А. Буханько, А. И. Хромов // Авиационная и ракетно-космическая техника. Вестн. Сам ГАКУ. – 2011. – № 3 (27). – С. 23–27.

5. Кулик М. С. Вплив асиметрії циклу термомеханічного навантаження на довговічність жароміцних матеріалів при термоциклічних випробуваннях / М. С. Кулик, О. Г. Кучер, М. О. Ковешніков, С. С. Дубровський, Я. А. Петрук // Наукоємні технології. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2010. – Вип. № 3 (3) – С.9–19.

6. А.С.839022. Установка для испытаний материалов на термомеханическую усталость / Л. П. Лозицкий, А. Н. Ветров, Н. А. Ковешников // КИИГА: Заявл. 05.03.1979. № 2732866/25-28; Оpubл. ВБИ, 1981, № 38; М.К.З. 601 № 3/60. УДК 620.178.38 (088.8).

B. A. PETRUK

THE DEFORMATION ABILITY AND THERMAL-CYCLE DURABILITY OF AIRCRAFT HIGH-TEMPERATURE ALLOYS

The article deals with consideration of the durability of high-temperature alloys for gas turbine engine components. Durability of high-temperature alloys is determined in critical points taking into account mechanics and kinetics of accumulation of inelastic deformations and damage until the sample fracture under the action of thermo-mechanical stresses in thermo-cyclic loading.

The operation conditions of heat resistant material test specimens are considered at extreme operation modes of turbine elements at their critical points, limiting the lifetime and specified life of gas turbine engines.

Both the determination of extreme levels of working stresses and temperatures at the critical points and the determination of optimal levels of stresses and temperatures ensuring the maximum thermo-cyclic durability of high-temperature alloys are described in the article.

Key words: thermo-cyclic durability, boundary thermo-mechanical stresses, boundary gradient of temperature, the temperature difference, cyclic fatigue, deformation and nominal load capacity, Bauschinger effect, accumulation of inelastic deformations, damage in critical points of components, internal friction and wearing of high-temperature alloys

Петрук Богдан Анатолійович – аспірант, Національний авіаційний університет, пр. Космонавта Комарова, 1, м. Київ, Україна, 03058, тел.: +38 044 406 71 70, E-mail: yan4ik.89@list.ru