

УДК 621.81 : 621.753.2

І.Б. Кузнецов¹, Б.Т. Кузнецов¹, А.Б. Гаврилов²¹Національна академія оборони України, Київ²В/ч А0785

ВИЗНАЧЕННЯ НАЯВНОСТІ ПЕРЕГРІВУ ЛОПАТОК ТУРБІН АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ В УМОВАХ АВІАРЕМОНТНИХ ПІДПРИЄМСТВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЕНЕРГЕТИЧНОГО МЕТОДУ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ

В даній статті узагальнені результати проведених досліджень в області практичного застосування енергетичного контролю в ході ремонту авіаційних газотурбінних двигунів. Показані результати досліджень залежності енергетичного потенціалу від металофізичних характеристик поверхневих шарів робочих лопаток газових турбін.

енергетичний контроль, авіаційні газотурбінні двигуни

Постановка проблеми та аналіз літератури

При перегріві робочих поверхонь лопаток турбін газотурбінних двигунів (ГТД), аналіз і оцінка мікродеформації кристалічної решітки на атомно-електронному рівні показує, що енергія деформації сприймається електронами, які здійснюють зв'язок в кристалічній решітці, що характеризуються параметром поверхневої енергії. Оцінювана поверхнева енергія є по суті термодинамічною характеристикою. Її виникнення викликано наступними причинами:

- відмінністю у величинах робіт виходу електронів структурно-фазових (с.-ф.) неоднорідностей поверхневих шарів металів і їх сплавів;
- відмінністю в концентраціях електронів провідності поверхневих шарів металів і сплавів із с.-ф. неоднорідностями.

Величина поверхневої енергії змінюється при будь-яких змінах кристалічної решітки, що є основоположним з погляду можливості ідентифікації напружено-деформованого стану металевої поверхні лопаток турбін авіаційних двигунів (АД).

Таким чином, **метою даної статті** є розгляд питання про те, що існуючі методи оцінки напружено-деформованого стану поверхні і фізичні методи оцінки технічного стану лопаток турбін ГТД, будучи високочувливими методами, не можуть бути застосовані у виробничих і експлуатаційних умовах для контролю фізико-механічних властивостей поверхневих шарів металевих деталей, оскільки вимагають наявності складних, дорогих і малопродуктивних установок.

Комплекс діагностичної апаратури і розроблені методичні рекомендації по виявленню с.-ф. неоднорідностей дозволяють в умовах авіаремонтних підприємств (АРП) проводити контроль лопаток турбін ГТД та документування результатів контролю, і при цьому, з більшою вірогідністю виявляти дефекти поверхневих шарів контрольованих лопаток турбін.

Основна частина

В процесі перегріву авіаційного ГТД відбувається термічне зменшення міцності поверхні лопаток турбін, виготовлених з жароміцних нікелевих сплавів. Термічне зменшення міцності жароміцних нікелевих сплавів викликано вторинним виділенням γ -фази, що зменшує міцність, по межах зерен сплаву з подальшою його коагуляцією.

В даний час при ремонті ГТД в умовах АРП Повітряних Сил України відповідно до існуючої методики дві лопатки, діаметрально протилежно встановлені в диску турбіни, піддаються дослідженню металографії з метою визначення наявності перегріву. При отриманні результатів, які вказують на наявність явищ перегріву матеріалу лопаток, контроль повторюється на подвоєній кількості лопаток. У разі повторення результатів дослідження металографії всі лопатки диска турбіни ГТД, що перевіряється, бракуються.

Таким чином, визначення наявності перегріву матеріалу лопаток турбіни ГТД при їх ремонті по існуючій методиці вимагає виконання:

- складально-розбірних операцій;
- виготовлення шліфів мікроструктури;
- оптико-візуального контролю із застосуванням електронного мікроскопа;
- статичного і динамічного балансування диска з новими лопатками, встановленими замість зруйнованих при дослідженні металографією.

Виконання всіх даних операцій викликає подовження циклу ремонту ГТД і підвищення його вартості.

Впровадження на АРП ПС України комплексу діагностичної апаратури і методичних рекомендацій по виявленню с.-ф. неоднорідностей металевої поверхні, у тому числі за визначенням наявності перегріву матеріалу лопаток турбін ГТД, дозволить істотно підвищити вірогідність виявлення дефектів поверхневих шарів.

Підвищення вірогідності виявлення досягається тим, що:

- контроль за допомогою комплексу діагностичної апаратури дозволяє неруйнівним методом перевіряти всі без виключення лопатки диска турбіни. Передбачений діючої в даний час технологією, вибірковий руйнівний контроль двох лопаток, не забезпечує необхідної достовірності через значні відмінності фізико-хімічного складу лопаток, виготовлених з різних плавів. При цьому з декількох поряд розташованих в диску турбіни лопаток, виготовлених із сплаву однієї марки, але різних плавів, одні можуть мати с.-ф. неоднорідності, пов'язані з явищем перегріву, а інші можуть їх не мати взагалі.

- при виготовленні шліфів мікроструктури для дослідження металографії перетин лопатки робиться в одному місці, яке може не співпадати із зоною найбільших с.-ф. неоднорідностей по довжині вхідної кромки пера лопатки. При контролі по існуючих методичних рекомендаціях визначається с.-ф. однорідність по всій довжині пера лопатки;

- с.-ф. неоднорідності, передуючі виникненню і розвитку небезпечних дефектів матеріалів лопаток турбін ГТД, виникає і розвивається в тонких поверхневих шарах, спостереження вимірювань в яких при застосуванні оптико-візуального контролю явищ перегріву, залежить від кваліфікації особи, що здійснює контроль, оскільки метод аналізу металографії є суб'єктивним.

Метод визначення наявності перегріву матеріалу лопаток турбіни ГТД із застосуванням комплексу діагностичної апаратури припускає вимірювання мікродеформації поверхневих шарів по осі "Z" і порівняння отриманих результатів з параметрами мікродеформації поверхневих шарів лопаток турбін, допустимих до подальшої експлуатації [1].

Для визначення наявності перегріву поверхневих шарів матеріалу лопаток турбіни ГТД її поверхня повинна відповідати методики виявлення стадії попереднього руйнування поверхні навантажених деталей.

Для формування масиву даних за оцінкою с.-ф. неоднорідностей, у тому числі мікродеформації поверхневих шарів, необхідно провести виміри не менше ніж в трьох точках поверхні і не менше ніж по 20 вимірювань в кожній точці.

На підставі отриманих даних, виконавши процедуру оцінки мікродеформації поверхневих шарів лопатки турбіни, визначаються параметри мікродеформації по трьох осях "X", "Y", "Z".

Далі, порівнявши результати вимірювань по осі "Z" з отриманими на підставі проведених досліджень параметрами мікродеформації поверхневих шарів лопаток турбін ГТД без перегріву, робиться висновок про наявність перегріву матеріалу досліджуваних лопаток турбіни ГТД і про допуск їх до подальшої експлуатації.

Проведені дослідження показали, що нормальному стану, тобто без наявності перегріву поверхневих шарів лопаток турбін ГТД відповідає значення параметра мікродеформації по осі "Z":

- для сплаву ЖС6У: більше $7,0 \times 10^{-3}$;
- для сплаву ЖС32: більше $8,0 \times 10^{-3}$.

Дані результати отримані при дослідженні на перегрів лопаток турбін ГТД із сплавів ЖС6У (ОСТ 190126-74) і ЖС32 (ТУ 1-92-99-88) 1 категорії в температурному інтервалі 1050...1250 °С і витримкою при кожній температурі 5, 10 і 15 хвилин.

Дослідження стану зміцнюючої γ' -фази проводилося на растровому електронному мікроскопі ISM-T200.

При роботі лопаток турбіни в нормальних експлуатаційних умовах під впливом температури і напруг в матеріалі лопаток відбувається зміна зміцнюючої γ' -фази - витягання, зрощення в окремі пластини і орієнтування їх в напрямі по нормалі до діючих напруг. Швидкість протікання цих змін дуже незначна і вони відбуваються через сотні годин напруження двигуна в експлуатації. У зв'язку з цим був вибраний прискорений метод випробування матеріалу лопаток турбін ГТД на перегрів.

В процесі проведення дослідження встановлено, що нагрів лопаток турбіни до температури 1050 °С і їх витримка при даній температурі до 15 хвилин (рис. 1) практично не змінює частинки зміцнюючої γ' -фази, тобто ці сплави не перегріті.

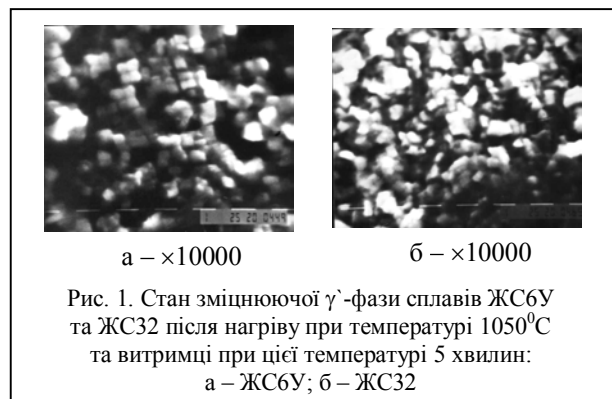


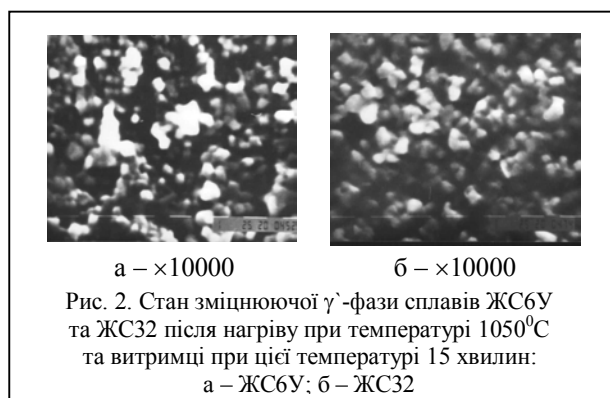
Рис. 1. Стан зміцнюючої γ' -фази сплавів ЖС6У та ЖС32 після нагріву при температурі 1050°С та витримці при цій температурі 5 хвилин: а – ЖС6У; б – ЖС32

Збільшення діючої на лопатки температури вище 1050 °С приводить до прискорення процесу зміни зміцнюючої γ' -фази. Нагрів лопаток до 1100 °С і витримці при даній температурі 5 хвилин, вже приводить до коагуляції частинок зміцнюючої γ' -фази і їх частковому розчинення (рис. 2), що характерне для початкової стадії перегріву. Збільшення тривалості нагріву приводить до посилення ступені перегріву матеріалу лопаток [2].

Подальше підвищення температури нагріву приводить до посилення ступеня перегріву і при температурі 1250 °С в структурі сплавів спостеріга-

ється часткове оплавлення окремих фаз, що входять до складу жароміцних сплавів ЖС6У і ЖС32.

Таблиця 1



Таким чином, нагрів жароміцних нікелевих сплавів типу ЖС6У і ЖС32 до температури 1050°C за відсутності діючих напруг при витримках 5...15 хв. не приводить до їх перегріву, визначуваного по структурних ознаках. Подальше збільшення температури нагріву лопаток турбіни ГТД, починаючи з 1100°C , змінює стан частинок зміцнюючої γ -фази сплавів, що свідчить про їх перегрів [3].

Дослідження нагріву лопаток турбіни ГТД із застосуванням комплексу діагностичної апаратури відповідно до інструкції оператора дозволяють отримати результати вимірювання параметрів мікрореформації a_{xy} ; a_z поверхневих шарів лопаток турбін ГТД (a_{xy} ; a_z – проєкції мікрореформацій поверхневих шарів по відповідних геометричних осях "X", "Y", "Z"). Кількість вимірювань на кожній верхній лопаток складала 21. Початковий стан характеризується наступними результатами:

Сплав ЖС6У			Сплав ЖС32		
a_{xy}	min	$4,86 \times 10^{-1}$	a_z	min	$6,68 \times 10^{-1}$
	max	$4,97 \times 10^{-1}$		max	$6,77 \times 10^{-1}$
	середнє	$4,92 \times 10^{-1}$		середнє	$6,73 \times 10^{-1}$
a_z	min	$4,5 \times 10^{-3}$	a_z	min	$1,2 \times 10^{-3}$
	max	$7,5 \times 10^{-3}$		max	$1,9 \times 10^{-3}$
	середнє	$6,0 \times 10^{-3}$		середнє	$1,5 \times 10^{-3}$

Після нагріву при вище вказаних температурах поверхні лопаток турбін були піддані гідроабразивної обробці, зачистки і обезжиренню гексаном.

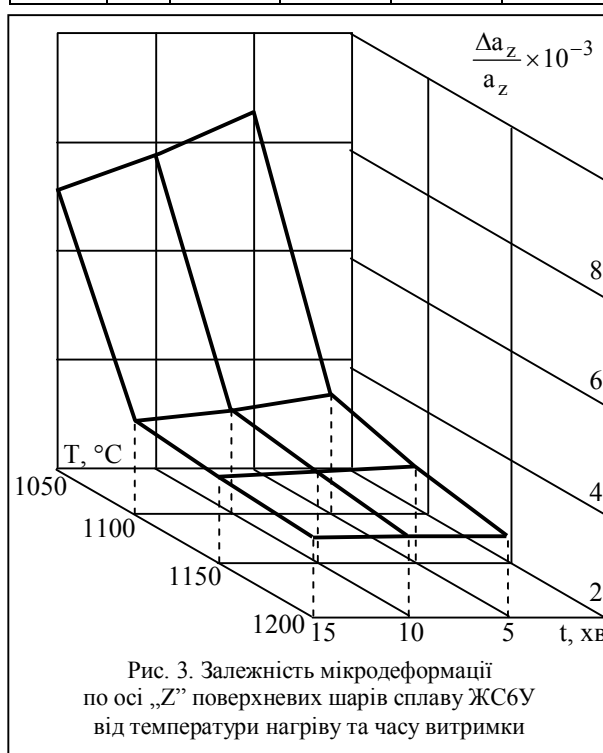
Повторні результати вимірювань (середні значення), параметрів мікрореформацій поверхневих шарів представлені в табл. 1.

На рис. 3 приведена залежність мікрореформації поверхневих шарів по осі "Z" лопаток турбін ГТД від температури нагріву і часу витримки для сплаву ЖС6У.

На рис. 4 приведена залежність мікрореформації поверхневих шарів по осі "Z" лопаток турбін ГТД від температури нагріву і часу витримки для сплаву ЖС32.

Повторні результати вимірювань

Сплав	Час, хв.	Температура, $^{\circ}\text{C}$			
		1050		1100	
		$a_{xy} \times 10^{-1}$	$a_z \times 10^{-3}$	$a_{xy} \times 10^{-1}$	$a_z \times 10^{-3}$
ЖС6У	5	8,7	1,47	4,8	1,41
	10	8,0	1,42	4,5	1,31
	15	7,3	1,32	4,0	1,31
ЖС32	5	10,7	1,40	6,0	1,45
	10	9,5	1,38	5,5	1,49
	15	9,2	1,43	5,2	1,40
		1150		1200	
ЖС6У	5	4,6	1,22	4,3	1,18
	10	4,3	1,21	4,1	1,20
	15	4,0	1,13	3,9	1,22
ЖС32	5	5,3	1,42	5,1	1,36
	10	5,0	1,45	5,0	1,39
	15	4,2	1,39	3,1	1,40

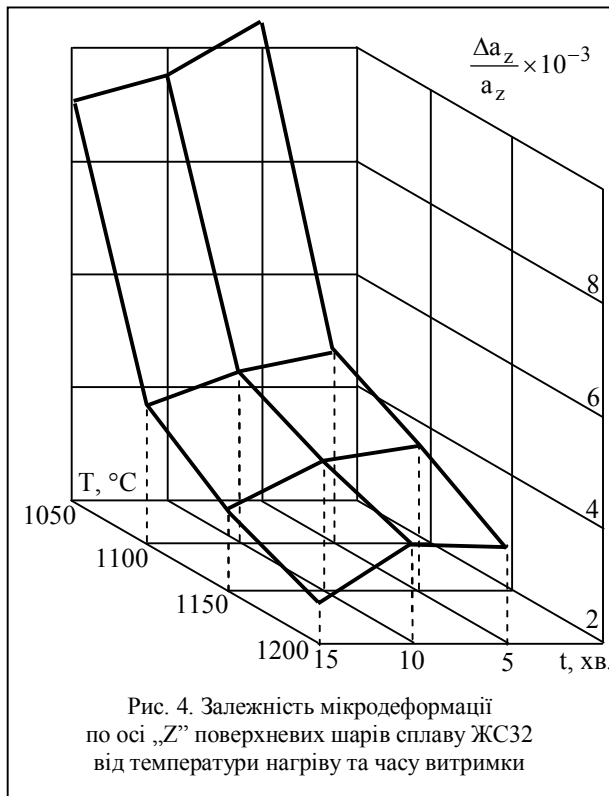


З табл. 1. видно, що значення параметрів мікрореформації по осях "X" і "Y" не залежні від температури нагріву і часу витримки та практично не змінюються. В той же час із збільшенням температури нагріву і часу витримки мікрореформація по осі "Z" зменшується:

– для сплаву ЖС6У при температурі 1050°C від $8,7... 7,3 \times 10^{-3}$ до $4,4 ... 4,0 \times 10^{-3}$ при температурі 1250°C при витримках, при даних температурах 5...15 хвилин;

– для сплаву ЖС32 від $10,7...9,2 \times 10^{-3}$ при температурі 1050°C до $5,1 ... 4,2 \times 10^{-3}$ при температурі 1250°C при вищезгаданих витримках. Значення мікрореформації поверхневих шарів по осі "Z", що характеризують наявність перегріву лопаток турбіни ГТД:

- для сплаву ЖС6У: менше $7,0 \times 10^{-3}$;
- для сплаву ЖС32: менше $8,0 \times 10^{-3}$.



Висновки

У відповідності до вищевикладеного можливо зробити висновок що при ремонті ГТД в умовах АРП ПС України лопатки турбін з даних матеріалів (ЖС6У, ЖС32) підлягають відбраковуванню у випадку, якщо параметр мікродеформації поверхневих шарів по осі "Z" відповідає вказаному критерію. Лопатки турбін ГТД, що мають параметр мікродеформації поверхневих шарів по осі "Z" вищезгаданого

критерію можуть бути допущені до подальшої експлуатації після виконання ремонтних робіт відповідно до діючої ремонтної документації [4].

Комплекс діагностичної апаратури енергетичного контролю реалізує в умовах АРП новий метод сенсорної діагностики металевої поверхні навантажених лопаток турбін ГТД. Принцип дії комплексу апаратури полягає в посиленні фізичної величини різниці потенціалів, що вимірюється, між еталонним електродом нелінійного функціонального перетворювача і досліджуваною поверхнею лопаток турбіни ГТД, з її вимірюванням і подальшою видачею отриманої інформації на дисплей ПЕВМ.

Список літератури

1. Кузнецов І.Б., Кузнецов Б.Т., Ішутін І.С., Гаврилов А.Б. Контроль напружено-деформованого стану поверхневих шарів навантажених деталей промислового виробництва // Системи озброєння і військова техніка. – 2006. – Вип. 1 (5). – С. 44-50.
2. Кузнецов І.Б., Кузнецов Б.Т., Ярошенко О.В., Гаврилов А.Б. Комплекс діагностичної апаратури для реалізації методу сенсорної діагностики металевої поверхні // Системи озброєння і військова техніка. – 2006. – Вип. 2 (6). – С. 17-21.
3. Кузнецов І.Б., Кузнецов Б.Т., Гаврилов А.Б. Перспективи застосування та розвитку енергетичного методу контролю // Системи озброєння і військова техніка. – 2006. – Вип. 4 (8). – С. 90-92.
4. Черепин В.Т., Васильев М.А. Справочник. Методи и приборы для анализа поверхности материалов. – К.: Наук. думка, 1982. – 400 с.

Надійшла до редколегії 15.03.2007

Рецензент: канд. техн. наук проф. О.М. Сотніков, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.