

## Список литературы

1. Гильдер Х., Мербиола Р. Сульфидная коррозия сплавов на основе никеля и кобальта/Жаропрочные сплавы для газовых турбин: Мат-лы междунар. конф./Под ред. Д.Котсорадиса, П.Феликса, Х.Фишмайстера и др. – М.: Металлургия, 1981. – С.59–79.
2. Belcher P.R., Bird R.J., Wilson R.W. "Black plague" corrosion of aircraft turbine blades// "Hot Corrosion Problem Gas Turbines". – Philadelphia, Pa, 1967. – P.123–146.
3. Бишоф. Применение присадок для целенаправленного изменения свойств топлив// Энергетические машины и установки/Пер. с англ. – 1980. – Т. 102. – № 4. – С. 63–74.
4. Иванов Е.Г., Коломыйцев П.Т., Костина Л.А. О катастрофическом окислении никелевых сплавов/Защита металлов. – 1973. – № 1. – С. 36–45.
5. Коломыйцев П.Т. Жаростойкие диффузионные покрытия. – М.: Металлургия, 1979. – 271 с.
6. Мовчан Б.А., Малащенко И.С. Жаростойкие покрытия, осаждаемые в вакууме. – К.: Наук. думка, 1983. – 232 с.
7. Рыбников А.И., Малащенко И.С., Яковчук К.Ю., Мовчан Б.А. Структурные изменения в двухслойном покрытии  $\text{Co-Cr-Al-Y} / \text{ZrO}_2-8\%\text{Y}_2\text{O}_3$  на никелевом сплаве ЭИ929 // Проблемы специальной электрометаллургии. – 1989. – № 2. – С. 52–56.

Стаття надійшла до редакції 12.03.01.

УДК 629.735(045)

ВБК 629.413-023.930.38 641.0

О.С. Якушенко

## ВПЛИВ ВИРОБНИЧО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ І ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ФАКТОРІВ НА ПОШКОДЖЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

*Розглянуто методику проведення математичного моделювання процесів накопичення пошкоджень у конструктивних елементах авіаційного газотурбінного двигуна і фактори, що справляють істотний вплив на пошкодження деталей двигуна. Методика дозволяє врахувати вплив виробничо-технологічних і експлуатаційних факторів на пошкодження деталей двигуна. Наведено отримані в результаті числового експерименту залежності пошкодження деталей від умов експлуатації двигуна і технічного стану основних елементів його проточної частини.*

Проблема визначення впливу різних факторів на процеси накопичення пошкоджень в основних конструктивних елементах (КЕ) авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) виникає під час вирішення більшості задач, пов'язаних з визначенням призначеного і прогнозуванням залишкового ресурсу двигуна [1; 2], оцінкою економічного ефекту від застосування експлуатаційних керуючих дій (регулювання, промивання проточної частини ГТД), оптимізацією використання парку двигунів.

Пропонований нами підхід до визначення впливу виробничо-технологічних і експлуатаційних факторів на процеси накопичення пошкоджень КЕ авіаційного ГТД ґрунтується на математичному моделюванні цих процесів. Основою даної методики є комплекс алгоритмів і реалізуючого їх програмного забезпечення, що поєднує математичну модель робочого процесу ГТД, модель системи автоматичного керування ГТД, модель аеродинамічних характеристик повітряного судна і математичну модель, що описує процеси накопичення пошкоджень у КЕ двигуна. Розглянута методика дозволяє проводити чисельні експерименти, в ході яких моделюють польотні цикли двигуна з урахуванням таких факторів:

- атмосферних умов на маршрутах, що обслуговуються повітряним судном;
- злітної маси літака, маси комерційного навантаження і палива в конкретному польоті;
- аеродинамічних характеристик планера;

- особливостей конкретного екземпляру ГТД (технічного стану елементів проточної частини двигуна, роботи системи автоматичного керування);
- особливостей льотної експлуатації двигуна (профілю польоту, режимів роботи);
- відборів потужності і робочого тіла на потреби літака;
- характеристик палива і т.д.

На процес накопичення пошкоджень в КЕ істотний вплив справляє не тільки тривалість і режим роботи ГТД, але і термомеханічні навантаження, що діють на КЕ [1; 3; 4]. Величина навантажень залежить від зовнішніх атмосферних умов, режиму роботи і технічного стану ГТД.

У разі вирішення питань, пов'язаних із прогнозуванням ресурсу ГТД, необхідно враховувати не тільки поточний технічний стан елементів проточної частини, але і можливість його зміни (деградацію) у ході експлуатації.

Розглянемо вплив названих факторів на процес накопичення пошкоджень в КЕ двигуна.

Як об'єкт дослідження був обраний двигун ПС-90А (двоконтурний, двовальний, зі змішуванням потоків робочого тіла), що входить до складу силової установки літака Іл-96 як підконтрольний КЕ двигуна – робоча лопатка другого ступеня турбіни високого тиску, виготовлена зі сплаву ЖС-26ВСНК. Пошкодження  $\psi$  розглянутої деталі оцінювалося за критерієм тривалої міцності [1; 3].

У основу моделюючого комплексу покладено нелінійну, другого рівня складності математичну модель робочого процесу двигуна ПС-90А, описану в роботі [2]. За допомогою цієї моделі та заданими значеннями режимних параметрів, що визначаються виходячи з польотного завдання повітряного судна, розраховуються параметри робочого процесу, необхідні для визначення пошкодження КЕ, і тяга двигуна. Отримане значення тяги передається в математичну модель, що описує аеродинамічні характеристики повітряного судна, і виконується розрахунок профілю польоту повітряного судна.

На підставі аналізу інформації, зареєстрованої в реальних польотах, була сформована ділянка типового польотного циклу, що описує політ літака в умовах, які відповідають міжнародній стандартній атмосфері, з моменту початку розбігу до моменту досягнення висоти крейсерського польоту. Дана ділянка вносить у підконтрольний КЕ до 95% пошкоджень за обраним критерієм.

На рис. 1 наведена залежність основних параметрів, що визначають роботу двигуна (температури на вході в ГТД  $T_{вх}$ , числа Маха польоту  $M_n$ , барометричної висоти польоту  $H_b$ , тяги двигуна  $R_p$ ), від часу.

При розрахунках було прийнято, що на ділянці зльоту і первинного набору висоти двигун працює за законом, що забезпечує максимальну в заданих умовах експлуатації тягу – при моделюванні робочого процесу двигуна враховувалася робота системи автоматичного обмеження параметрів його функціонування. При цьому контролювалися значення параметрів функціонування, що мають обмеження в системі автоматичного керування ГТД. Якщо значення якогось параметру знаходилося поза обмеженням, то даний параметр використовувався в моделі як режимний, а його величина приймалася такою, що дорівнює значенню обмеження.

На інших ділянках польоту тяга двигуна відповідала заданій в типовому польотному циклі. При розрахунках також було прийнято, що силова установка повітряного судна оснащена двигунами, які мають однакові експлуатаційні характеристики.

При оцінці впливу температури атмосферного повітря на пошкодження деталей двигуна варіювалося значення параметра  $\Delta T$  (відхилення значення температури атмосферного

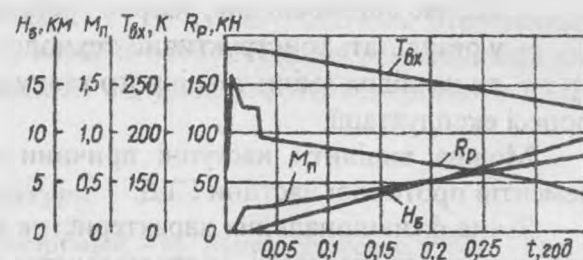


Рис. 1. Зміна основних параметрів, що визначають режим роботи двигуна на ділянці зльоту і набору висоти крейсерського польоту

повітря від міжнародної стандартної атмосфери на даній висоті польоту). При цьому температура  $T_{вх}$  на вході в ГТД задавалася як

$$T_{вх} = T_{МСА} + \Delta T,$$

де  $T_{МСА}$  – значення температури атмосферного повітря за міжнародною стандартною атмосферою на заданій висоті польоту літака.

Розрахунки проводилися для висоти розташування аеродрому зльоту  $\Delta H_6 = 0$  і  $\Delta H_6 = 2000$  м. Отримані результати наведені на рис.2, а.

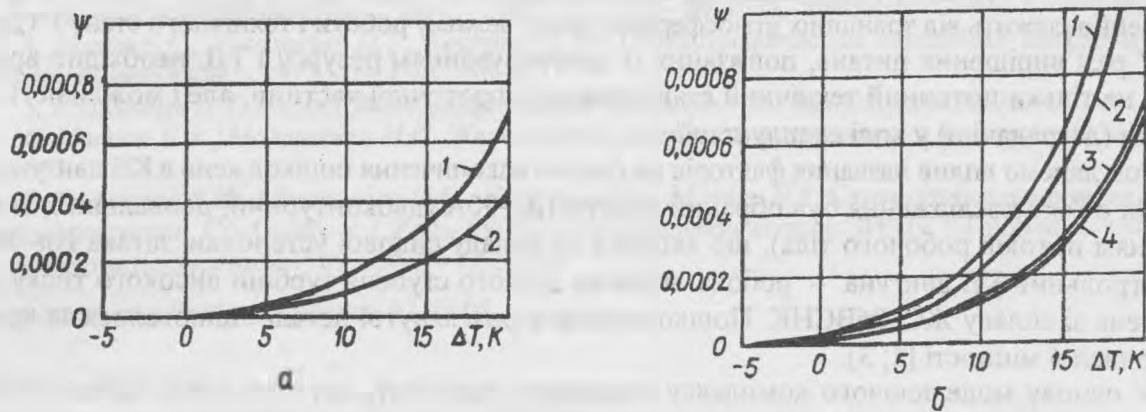


Рис. 2. Залежності накопичених за політ у робочих лопатках другого ступеня турбіни високого тиску двигуна пошкоджень  $\Psi$  від  $\Delta T$ :

а – при різній висоті  $\Delta H_6$  розташування аеродрому зльоту; 1 –  $\Delta H_6 = 0$ ; 2 –  $\Delta H_6 = 2000$  м;

б – при різному технічному стані основних елементів проточної частини ГТД:

1 –  $a_{АТВ} = 1,01$ ,  $a_{ЕТВ} = 0,99$ ; 2 –  $a_{ГКВ} = 0,99$ ,  $a_{ЕКВ} = 0,99$ ; 3 – середньостатистичний ГТД;  
4 –  $a_{РВН} = 0,99$ ,  $a_{ЕВН} = 0,98$

Ще одним фактором, що істотно впливає на процеси накопичення пошкоджень у КЕ, є технічний стан проточної частини двигуна. Відмінність функціональних характеристик елементів проточної частини конкретного екземпляра двигуна від середньостатистичних може виникнути:

- під час виготовлення, зборки і регулювання двигуна;
- у результаті конструктивно-технологічних доробок ГТД;
- як наслідок зміни технічного стану і функціональних характеристик вузлів двигуна в процесі експлуатації.

Можна виділити наступні причини зміни функціональних характеристик основних елементів проточної частини ГТД.

Зміна функціональних характеристик вузлів компресора (вентилятора) обумовлена зміною шорсткості поверхні, настроюванням регульованих направляючих апаратів, виникненням забоїн і т.д. Виступи і нерівності на поверхні лопаток, які не перевищують розмірів приграничного шару, впливають тільки на приграничний шар і через нього – на потік у міжлопатних каналах. Шорсткості, що виступають за межі приграничного шару, впливають безпосередньо на ядро потоку, приводячи до інтенсивного вихороутворення. Збільшення шорсткості призводить до зменшення ступеня підвищення тиску до 30% при одночасному зменшенні об'ємної витрати на 15 – 20% у порівнянні зі значенням витрати через компресор із гладкими лопатками [5; 6]. Крім того, збільшення шорсткості лопаток призводить до істотного зменшення коефіцієнта корисної дії (ККД) компресора. У деяких випадках відбувається абразивна виробка лопаток твердими частками (пиллом), що містяться в потоці робочого тіла. При цьому зменшується величина хорд лопаток. Це призводить до зменшення роботи стискання компресора і зміни обтікання лопаток і викликає зниження витрати робочого тіла, ступеня підвищення тиску каскаду і його ККД.

Деградація характеристик турбіни може йти зі збільшенням або зменшенням прохідного перетину вузла. Перший випадок може бути у разі вигоряння, газової ерозії або корозії робочих і соплових лопаток турбіни і найбільш характерний для деталей перших ступенів двигуна. Другий вид деградації виникає в результаті нагароутворення на деталях турбіни і зустрічається на останніх ступенях турбіни. В обох випадках відбувається зниження ККД вузла. На функціональні характеристики турбіни істотно впливають також схема подачі охолоджуючого повітря, радіальний зазор між бандажною полицею і корпусом, стан поверхні лопаток [7 – 9].

На рис. 2,б наведені результати дослідження впливу індивідуальних особливостей проточної частини ГТД на процеси накопичення пошкоджень у розглянутому КЕ, залежності пошкодження КЕ за польотний цикл від величини  $\Delta T$  для чотирьох варіантів технічного стану проточної частини середньостатистичного двигуна; двигунів, що відрізняються від середньостатистичного станом таких елементів проточної частини, як вентилятор, компресор високого тиску і турбіна високого тиску. В останніх трьох випадках моделювалися зміни двомірних функціональних характеристик розглянутих елементів проточної частини, що відповідають розвитку в процесі експлуатації двигуна таких явищ, як забруднення лопаток вентилятора і компресора високого тиску, а також прогар вихідних кромки соплових апаратів турбіни високого тиску. Моделювання зміни функціональних характеристик відповідного каскаду здійснювалося введенням в математичну модель робочого процесу двигуна масштабних коефіцієнтів (масштабів):

- напірності  $a_{РВН}$  і ККД  $a_{ЕВН}$  вентилятора;
- витрати  $a_{ГКВ}$  і ККД  $a_{ЕКВ}$  компресора високого тиску;
- витрати  $a_{АТВ}$  і ККД  $a_{ЕТВ}$  турбіни високого тиску.

В процесі розрахунку даних, наведених на рис.2, вплив обмеження, пов'язаного з довжиною зльотно-посадкової смуги, не враховувався. Найбільший вплив на процеси накопичення пошкоджень у КЕ здійснює зміна технічного стану турбіни високого тиску. При цьому вплив технічного стану ГТД на пошкодження КЕ значно підсилюється за рахунок умов експлуатації ГТД (в першу чергу, температури атмосферного повітря).

Запропонована методика може бути використана як складова частина при створенні системи моніторингу і керування технічним станом парку ГТД. За результатами, отриманими при використанні цієї методики, може проводитися наукове обґрунтування рекомендацій для проведення керуючих дій, їх періодичності в залежності від умов роботи конкретного ГТД і його технічного стану.

### Список літератури

1. Болотин В.В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1984. – 312 с.
2. Игнатович С.Р., Якушенко А.С. Использование математической модели рабочего процесса ГТД при прогнозировании его остаточного ресурса // Прогресс – технология – качество: Тр. Второго конгресса двигателестроителей Украины. – К.: Ин-т. машин и систем, 1997. – С.279 – 281.
3. Термопрочность деталей машин / И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, И.В. Демьянко и др – М: Машиностроение, 1975. – 455 с.
4. Сопротивление материалов деформированию и разрушению: Справочник. Т.2 / Под ред. В.Т. Трошенко – К.: Наук. думка, 1994. – 701 с.
5. Баммерт Б., Вёлк А. Влияние шероховатости поверхности лопаток на аэродинамические и рабочие характеристики осевого компрессора // Энергетические машины и установки. – 1990. – № 2. – С. 59–65.
6. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. – М.: Машиностроение, 1988. – 168 с.
7. Влияние радиального зазора и различных схем уплотнения по бандажу на аэродинамические характеристики турбинной ступени / М.Е. Дейч, В.В. Фролов, В.А. Баранов, О.М. Комарцов // Теплоэнергетика. – 1975. – № 4. – С.43–44.

8. Влияние хорды сопловых лопаток на характеристики решетки / И.Г. Гоголев, Р.В. Кузьмичев, Р.И. Дьяконов, П.В. Королев и др. // Теплоэнергетика – 1981. – № 5. – С. 63–64.

9. Дмитриев С.А., Кулик П.С., Козлов В.В. Исследование влияния забоин на характеристики плоской охлаждаемой турбинной решетки // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации: Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1993. – С. 40–44.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

УДК 629.735.083.02/03.004.58(045)

BBK 0551.41-052.051-016

О.Є. Карпов

## ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ТА СТАТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ ОЦІНКИ ЇХНЬОГО ТЕХНІЧНОГО СТАНУ

*Розглянуто підходи до визначення технічного стану авіаційних двигунів з використанням динамічних та статичних параметрів газотурбінного двигуна як об'єкта автоматичного керування. Проаналізовано основні методи експериментального визначення динамічних та статичних параметрів газотурбінного двигуна та наведено рекомендації щодо використання амплітудно-фазового частотного методу для їхнього визначення.*

Діагностування газотурбінних двигунів (ГТД) на перехідних режимах роботи дає більш достовірні результати і дозволяє виявляти розвиток відмов на ранній стадії. До таких відмов, в першу чергу, відносять зменшення запасу газодинамічної стійкості компресора за рахунок нашарувань забруднень на лопатках, збільшення радіального проміжку між деталями ротора та статора, спрацьованість та пошкодження передніх кромek лопаток. Крім того, діагностування ГТД на перехідних режимах може виявити погіршення розпилу палива робочими форсунками, появу щілини між антивібраційними полицками лопаток вентилятора та турбіни замість натягу, пошкодження вихідних ребер лопаток соплових апаратів (тобто збільшення вихідної площі соплових апаратів) тощо

Вирішити такі задачі діагностування ГТД на сталих режимах за параметрами, що реєструються екіпажем в спеціальних картках, а також із застосуванням систем автоматичної реєстрації параметрів типу МСРП, неможливо.

Для того, щоб провести діагностування ГТД на перехідних режимах слід використовувати динамічні та статичні параметри двигуна як об'єкта автоматичного керування та їхні похідні. До таких параметрів відносять постійні часу роторів двигунів, коефіцієнти підсилення за витратами палива, за частотами обертання суміжних роторів, за ступенем стійкості роторів та коефіцієнти самовирівнювання [1; 2].

Найбільш простими критеріями діагностування можуть бути безрозмірні відхилення динамічних та статичних параметрів вигляду

$$A_{ij} = \frac{A_{iv} - A_{ij}}{A_{ij}}$$

де  $A_{ij}$  – безрозмірне відхилення  $i$ -го динамічного чи статичного (контрольованого) параметра  $j$ -го ГТД як об'єкта автоматичного керування;  $A_{iv}$  – поточна величина  $i$ -го контрольованого параметра  $j$ -го ГТД;  $A_{ij}$  – величина  $i$ -го контрольованого параметра  $j$ -го ГТД на початку його експлуатації або після капітального ремонту.

Для аналітичного визначення динамічних та статичних параметрів ГТД слід скористатися дросельними характеристиками. Розглянемо методику розрахунків для оновального ГТД. Нормована форма запису диференціального рівняння руху ротора має вигляд

$$T_{G_n} \dot{\bar{n}} + \bar{n} = k_{G_n} \bar{G}_n + f(t), \quad (1)$$