

## АНАЛІЗ ВПЛИВУ ЗМІН ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПРОТОЧНОЇ ЧАСТИНИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЇХ ПРИЙОМИСТОСТІ

Панін В. В., Вознюк А. П., Шевченко М. О.

Національний авіаційний університет

int2080@ukr.net

*Проведено аналіз змін таких геометричних параметрів проточної частини газотурбінних двигунів, як шорсткість лопаток та величина радіальних зазорів у компресорі в процесі тривалої експлуатації. Запропоновано методику оцінювання впливу цих змін на протікання перехідних режимів роботи двигунів.*

*The paper deals with gas turbine engine flow channel geometrical parameters changes due to blades roughness and value of radial clearance in the compressor during the long operation. The proposed method of assessing the impact of these changes on engines transit modes.*

### Вступ

Під час тривалої експлуатації газотурбінного двигуна (ГТД) в його проточній частині відбуваються процеси, які змінюють геометричні параметри та, як наслідок, характеристики робочого процесу в цілому. Геометрія проточної частини змінюється завдяки утворенню та нагромадженню відкладів елементів палива, корозійних процесів, ушкодженню елементів тілами, що всмоктуються під час зльоту та приземлення тощо. Їх можна розділити на дві великі групи. До першої входять несподівані та, як правило, швидкоплинні (всмоктування предметів на землі, зіткнення з птахами тощо), до другої — закономірні процеси деградації всіх вузлів. Нас цікавить друга група процесів, що впливають на проточну частину ГТД. Слід зазначити, що такі зміни відбуваються, як правило, дуже повільно на всіх етапах експлуатації ГТД.

Діагностування несправностей, які виникають завдяки цим процесам, є дуже складним унаслідок повільності протікання, деградаційних процесів, та комплексності змінених характеристик. Незважаючи на повільність та відносну непомітність деградаційних процесів, вони впливають майже на

© В. В. Панін, А. П. Вознюк, М. О. Шевченко, 2009

всі характеристики робочого процесу та прийомистості двигуна.

Відомо, що найбільш інформативним, з погляду діагностування, є перехідні режими роботи ГТД.

### Постановка проблеми

Дотепер відносно мало уваги приділялося моделюванню перехідних режимів роботи ГТД. Але відомо, що ознаки змін у робочому процесі двигуна, в першу чергу, з'являються саме на перехідних режимах. Таке протиріччя пояснюється тим що, швидкоплинність перехідних процесів унеможливила отримання необхідної діагностичної інфор-

мації за допомогою бортових систем нагромадження та контролю.

Ситуація почала змінюватись після появи цифрових систем контролю та накопичення інформації, що прийшли на зміну застарілим бортовим засобам.

Отримання інформації в режимі реального часу з великою частотою опитування та малим періодом обробки параметрів дає можливість застосування динамічних моделей авіаційних ГТД для розв'язання задач діагностування. Підвищення точності діагностування потребує урахування таких факторів як зміна геометричних параметрів проточної частини в процесі тривалої експлуатації.

**Мета** роботи — розроблення методу оцінювання зміни геометричних параметрів на протікання перехідних режимів роботи ГТД, на яких найбільш часто виникають відмови.

### Встановлення взаємозв'язку між геометричними параметрами ГТД та напрацюванням

Аналіз зміни параметрів двигунів однакової конструктивної схеми, але з різними абсолютними значеннями цих параметрів, показів, що відносні відхилення основних даних від їх значень за технічними умовами є майже однаковими. Зазначене дає можливість використовувати статистичні дані різних двигунів для встановлення загальної закономірності зміни їх параметрів від напрацювання [2].

Такі геометричні параметри, як площі соплових апаратів турбін є визначальними, тобто такими, що безпосередньо впливають на основні дані двигуна (тягу та питому витрату палива). Величини шорсткості поверхонь лопаток та радіальних зазорів не впливають безпосередньо на основні дані двигуна, а їх вплив здійснюється на такі визначальні параметри, як ККД каскадів компресорів та турбін.

Закордонні фірми та авіакомпанії, починаючи з ТРДД ранніх поколінь, ретельно вивчають вплив зносу вузлів на характеристики та експлуатаційну надійність двигунів. Наприклад, фірма «Пратт-Ултни» проводила дослідження впливу зносу компресора

двигуна JT3D на характеристики і запаси стійкості двигуна на пускових режимах [3].

Шорсткість поверхонь лопаток компресора змінюється внаслідок як абразивного зносу, так і за рахунок забруднення. Домінуючим фактором є забруднення. Дослідження, проведені авторами, показали, що товщина відкладень має максимальне значення на «спинках» лопаток і може досягати 8—10 мкм, а на «коритцях» товщина шару відкладень не перевищує 2—3 мкм.

Статистичний зв'язок між величиною відхилення відносної шорсткості поверхонь лопаток компресора від напрацювання для ТРДД зі ступенем двоконтурної  $m = 1 - 2,5$  описується нелінійним рівнянням:

$$\Delta\varepsilon = \Delta\varepsilon_{\max} \left( \frac{\tau}{T} \right)^M,$$

де  $\Delta\varepsilon_{\max}$  — максимальне відхилення відносної шорсткості поверхонь лопаток компресора за міжремонтний ресурс  $T$ ;  $\tau$  — напрацювання;  $m$  — показник ступеня.

Для оцінювання зміни радіального зазору в процесі експлуатації використовувалось експоненціальне рівняння регресії:

$$\Delta\delta(\tau) = A e^{-\frac{\alpha}{\tau}}, \quad (1)$$

де  $A$  і  $\alpha$  — сталі коефіцієнти.

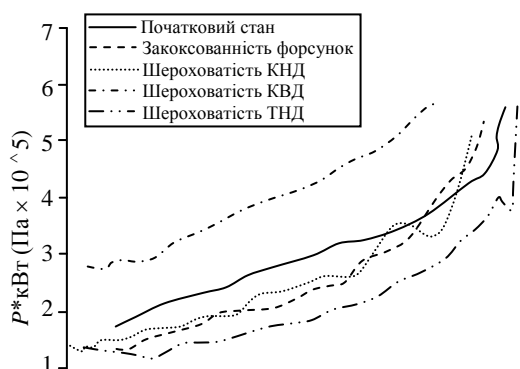
Для знаходження сталих коефіцієнтів  $A$  і  $\alpha$  методом найменших квадратів необхідно мінімізувати вираз:

$$Q = \sum_{i=1}^n \left[ \lg \Delta\delta(\tau_i) - \lg A + \alpha \frac{1}{\tau_i} \lg e \right]^2, \quad (2)$$

Після диференціювання рівняння (2) і відповідних перетворень отримаємо співвідношення для визначення  $\lg A$  та  $\alpha$ .

$$\lg A = \frac{\sum_{i=1}^n \lg \Delta\Pi(\tau_i)}{n - \frac{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\tau_i^2}}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\tau_i}}};$$

$$z = 2,302 \frac{1}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\tau_i}} \left[ n \lg A - \sum_{i=1}^{n-1} \lg \Delta\Pi(\tau_i) \right], \quad (3)$$



Розрахунок сум величин, що входять до рівнянь (3), здійснюють за кількістю експериментальних точок  $n$ .

### Зв'язок між змінною шорсткості лопаток і визначення радіальних зазорів та ККД компресора

Після визначення змін  $\varepsilon$  та  $\delta$  за наробітком необхідно встановити зв'язок між цими геометричними параметрами та визначальними параметрами (ККД каскадів компресора).

Для розв'язання цієї задачі скористаємося залежністю, наведеною в праці [1]

$$\delta\eta_K^* = -K_1 Z_K \left( 2,8 \frac{(\bar{\delta} - 0,01)}{\eta_{cн.о}^*} + \frac{\delta\varepsilon_{TP}}{K_2} \right), \quad (4)$$

де  $K_1$  та  $K_2$  — коефіцієнти впливу [6];  $Z_K$  — кількість ступенів у каскаді;  $\bar{\delta}$  — відносне значення радіального зазору;  $\delta\varepsilon_{TP}$  — відносне відхилення коефіцієнта втрат ступеню за рахунок збільшення шорсткості поверхонь лопаток.

Величина  $\delta\varepsilon_{TP}$  пов'язана з величиною відносної шорсткості лопаток таким співвідношенням:

$$\delta\varepsilon_{TP} = \frac{(0,05 - 0,08) \varepsilon^{0,25} \left( \frac{b}{A} \right)}{\varepsilon_{TP,0}} - 1, \quad (5)$$

де  $b$  — хорда лопатки;  $A$  — ширина міжлопаткового каналу;  $\delta\varepsilon_{TP}$  — вихідне значення коефіцієнта втрат.

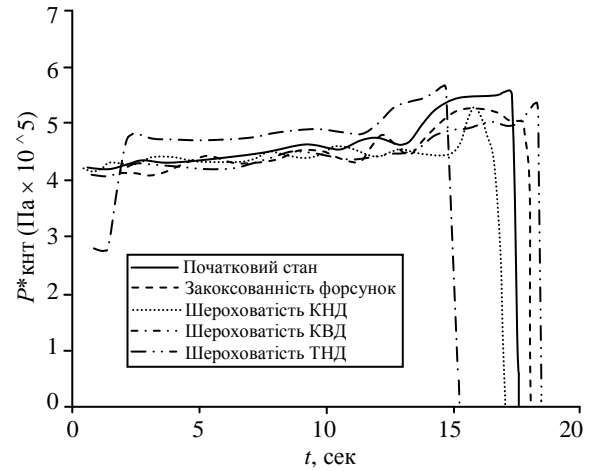
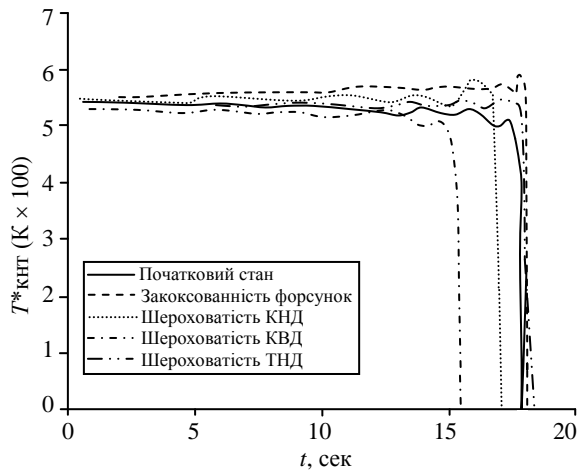
Використання формул (4) і (5) дає змогу в подальшому оцінити як змінюються основні параметри двигуна і параметри робочого процесу на стаціонарних та перехідних режимах роботи ГТД.

### Вплив зміни шорсткості та радіальних зазорів на протікання процесу прийомистості ТРДД

Як показано вище, зміна величин  $\varepsilon$  та  $\delta$  обумовлює зміну ККД каскадів компресора, що, своєю чергою впливає на характер протікання перехідних режимів ГТД.

На рисунку подано експериментальні залежності, отримані в процесі стендових випробувань двигуна Аі-25 в разі прийомистості при різних значеннях відносної шорсткості лопаток каскадів компресора.





Зміна параметрів робочого процесу двигуна Аі-25 у разі прийомистості

Аналitичні вирази для описання впливу ККД каскадів компресора на основні параметри та параметри робочого процесу ТРДД у разі прийомистості, можна отримати шляхом розв'язання систем рівнянь, що описують рух роторів та умови сумісної роботи елементів двигуна на перехідних режимах [6].

$$\begin{cases} \frac{dn_j}{dt} = \frac{N_{Tj} - N_{Kj} - \Delta N_j}{(\pi/30)^2 J_{zj} n_j}; \\ G_{Kj} - G_K(j+1) - \Delta G_{Kj} = 0; \\ G_{Kz} + \sum_{i=j}^N \Delta G_{c.a.i} + \sum_{i=j+1}^N \Delta G_{pKi} - G_{rj}(\pi_{Tj}, \tau_{uj}) = 0; \end{cases} \quad (6)$$

$\Phi(F_c) = 0$ ;  $\Phi_1(g_n) = 0$  закони керування в перехідному процесі, де  $n_j$  — частота обертання  $j$ -го ротора;  $N_T$  та  $N_{Kj}$  — потужності турбіни та компресора  $j$ -го ротора;  $\Delta N_j$  — потужність, що відбирається з валу  $j$ -го ротора;  $J_{zj}$  — момент інерції  $j$ -го ротора;  $G_{Kj}$  та  $G_{K\zeta}$  — витрати повітря в компресорі  $j$ -го каскаду та в камері згоряння;  $G_{rj}(\pi_{Tj}, \tau_{uj})$  — витрати газу, що визначаються характеристиками турбіни кожного каскаду;  $\Delta G_{c.a.j}$  та  $\Delta G_{pKj}$  — витрати повітря на охолодження лопаток соплового апарата та робочого колеса  $j$ -го каскаду турбіни;  $g_n$  — відносна витрата палива;  $F_c$  — площа сопла.

Рішення системи рівнянь здійснюється після задання початкових умов, наприклад, параметрів на режимі малого газу шляхом використання стандартної програми інтегрування системи диференціальних рівнянь.

Зміни ККД каскадів компресора безпосередньо впливають на величини потужностей цих каскадів, що входять до системи рівнянь (6).

**Висновки.** Запропонований у роботі підхід дає змогу враховувати і чисельно описувати вплив зміни геометричних параметрів проточної частини ГТД на протікання перехідних режимів, і може застосовуватись для вирішення задач діагностики двигунів.

#### ЛІТЕРАТУРА

1. Панин В.В. Анализ корреляционных связей термодинамических и геометрических параметров ГТД // *Авиационно-космическая техника и технология* / В. В. Панин, О. Ч. Чумак, В. В. Ратынский и др. — Тр. ЦИАМ, 1988. — № 2. — 15 с.
2. Бутончиков А. П. О влиянии наработки на летной эксплуатации на ухудшение параметров двухконтурных турбореактивных двигателей / А. П. Бутончиков,

Е. Д. Нестеров, С. С. Акимов, Э. Л. Симкин // Тр.ЦИАМ, 1976. — № 31. — 11 с.

3. *Arnold B.R., Gast J.R.* A cooperative airline program to evaluate engine parts aging effect on a current turbofan engine model.SAE «Preprints», s.a., №700329,10 pp., ill. Экспресс-информация ВИНТИ, Воздушный транспорт, 1971. — № 16.

4. *Черкез А. Я.* Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений / А. Я. Черкез. — М. : Машиностроение, 1975. — 380 с.

5. *Добрянский Г. В.* Динамика авиационных ГТД / Г. В. Добрянский, Т. С. Марьянова. — М. : Машиностроение, 1989. — 240 с.

6. *Сосунов В. А.* Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей / В. А. Сосунов, Ю. А. Литвинов. — М. : Машиностроение, 1975. — 216 с.

Стаття надійшла до редакції 05.10.09.

УДК 532:517.4(045)