

### **Оцінка зміни запасу газодинамічної стійкості компресора газотурбінних двигунів в умовах експлуатації.**

*В процесі експлуатації при зростанні напруження погіршується технічний стан двигуна і зменшується величина запасу ГДС. Для забезпечення високого рівня безпеки польотів необхідно щоб запас ГДС не був меншим за мінімально припустимий.*

#### **Знаходження зміни запасу газодинамічної стійкості компресора.**

Відомо декілька способів визначення запасів газодинамічної стійкості (ГДС) компресора газотурбінних двигунів, більшість з яких експериментальні.

Однак експериментальні способи, в особливості “статичні”, вимагають препарування двигуна і встановлення додаткових систем [1], що унеможливає їх використання для оцінки запасу ГДС в умовах експлуатації.

Відомий також, спосіб оцінки запасу газодинамічної стійкості компресора газотурбінних двигунів в умовах експлуатації [2], що включає визначення фактичного положення лінії робочих режимів та границі газодинамічної стійкості за вимірюваними частотою обертання ротора та термодинамічними параметрами.

Пряме вимірювання витрати повітря через компресор [3] або використання способів [4] та [5], реалізація яких потребує встановлення додаткових пристроїв для виміру швидкості потоку за компресором або статичного тиску в мінімальному та максимальному перерізах вхідного пристрою двигуна, в умовах експлуатації можливе тільки при технічному обслуговуванні. Введенням додаткових операцій, що стосується і визначення фактичного ступеня підвищення тиску збільшує трудомісткість та тривалість наземного технічного обслуговування і негативно впливає на економічні показники використання повітряних суден.

Крім того, відомі способи дозволяють оцінити тільки загальну величину запасу газодинамічної стійкості, яка залежить від технічного стану двигуна та зовнішніх умов (вологості атмосферного повітря, температури та тиску повітря на вході в компресор, рівномірності поля параметрів потоку на вході в компресор, не стаціонарності течії на перехідних режимах).

В процесі експлуатації при зростанні напруження погіршується технічний стан двигуна і зменшується величина запасу ГДС. Для забезпечення високого рівня безпеки польотів необхідно щоб запас ГДС не був меншим за мінімально припустимий. Для стаціонарних режимів роботи двигуна величина мінімального запасу газодинамічної стійкості залежно від типу двигуна складає -  $\Delta k_y = 10-20\%$ , а для перехідних режимів -  $\Delta k_y = 5-7\%$  [7].

Тому в процесі експлуатації необхідно оцінювати величину зміни запасу газодинамічної стійкості при зростанні напруження незалежно від зовнішніх умов, а відомі методи не дозволяють цього зробити.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі оцінки запасу газодинамічної стійкості компресора газотурбінних двигунів в умовах експлуатації, що включає визначення фактичного положення лінії робочих режимів та границі газодинамічної стійкості за вимірюваними частотою обертання ротора та термодинамічними параметрами, згідно з винаходом, на експлуатаційних режимах фактичну витрату повітря через компресор та ступінь підвищення тиску в ньому визначають за параметрами, що вимірюють штатними приладами, використовуючи математичну модель двигуна, а зміну запасу газодинамічної стійкості з напрацюванням визначають за формулою:

$$\delta(\Delta k_y)_{TC} = (\Delta k_y)_0 - (\Delta k_y + \delta(\Delta k_y)_{3y}), \quad (1)$$

де  $(\Delta k_y)_0$  - значення запасу газодинамічної стійкості на початку експлуатації двигуна;

$\Delta k_y$  - величина запасу газодинамічної стійкості, визначена за запропонованим способом, при певному напрацюванні;

$\delta(\Delta k_y)_{3y}$  - зміна запасу газодинамічної стійкості, що викликана зміною зовнішніх умов (вологості атмосферного повітря, висоти та швидкості польоту, поля газодинамічних параметрів на вході у компресор) і неусталеністю течії на перехідних режимах роботи двигуна.

Спосіб оцінки зміни запасу газодинамічної стійкості компресора газотурбінних двигунів в умовах експлуатації реалізують таким чином.

На діагностичному режимі роботи двигуна штатними приладами реєструють частоти обертання роторів або їх зміни, в разі діагностування на перехідному режимі, миттєву витрату палива та термодинамічні параметри. До термодинамічних параметрів, що реєструються на більшості типів ГТД в умовах експлуатації, належать температура та тиск повітря на вході в двигун, повний тиск за компресором, температура загальмованого потоку за турбіною.

Зареєстровані параметри є вхідною інформацією для математичної моделі двигуна [6], за допомогою якої розраховують витрату повітря  $G_g$  або відносну густину потоку  $q(\lambda)_B$  та ступінь підвищення тиску в компресорі  $\pi_{K}^*$  на лінії робочих режимів. Після визначення  $\pi_{K}^*$  за способом [2] знаходять положення границі газодинамічної стійкості та, відповідно, значення  $\pi_{KGP}^*$  та  $q(\lambda)_{BGP}$  і за формулою (1) розраховують величину запасу газодинамічної стійкості  $\Delta k_y$ , яка відповідає певному напрацюванню двигуна в експлуатації на час реєстрації параметрів.

Значення запасу газодинамічної стійкості на початку експлуатації двигуна  $(\Delta k_y)_0$  знаходять за запропонованим способом.

Зміну запасу ГДС, що викликана зміною зовнішніх умов знаходять за формулою

$$\delta(\Delta k_y)_{3y} = \delta(\Delta k_y)_d + \delta(\Delta k_y)_{Re} + \delta(\Delta k_y)_{нерів} + \delta(\Delta k_y)_{нест}, \quad (2)$$

де  $\delta(\Delta k_y)_d$ ,  $\delta(\Delta k_y)_{Re}$ ,  $\delta(\Delta k_y)_{нерів}$ ,  $\delta(\Delta k_y)_{нест}$  - відповідно, зміни запасу газодинамічної стійкості, що викликані змінами вологості атмосферного повітря, висоти та швидкості польоту (числа Рейнольдса), нерівномірності поля газодинамічних параметрів на вході в компресор і неусталеністю течії на перехідних режимах роботи двигуна.

Величину змін запасу стійкості, що викликана нерівномірністю потоку на вході в компресор розраховують за формулою:

$$\delta(\Delta k_y)_{нерівн.} = \frac{\delta P_{Bmin}^* (1 - \Pi)}{\Pi + K_{\pi} (\Pi - 1)}, \quad (3)$$

де  $\delta P_{Bmin}^*$  - відносна зміна мінімального повного тиску на вході в компресор;

$$K_{\pi} = \frac{2\kappa}{\kappa + 1} \frac{\lambda_{\kappa}^2}{(1 - \lambda_{\kappa}^2)};$$

$\lambda_{\kappa}$  - зведена швидкість на виході з компресора;

$$\Pi = \frac{\delta \pi_{\kappa}}{\delta G_{\pi}} - \text{кругість напірної лінії характеристики компресора.}$$

Величина зміни  $\Delta k_y$  на перехідному режимі під впливом факторів неусталеності, наприклад для компресора низького тиску (вентилятора) двоконтурного газотурбінного двигуна описується рівнянням

$$\delta(\Delta k_y)_{нуст} = \left( \frac{1}{m\nu + 1} \Pi_{вл} - \frac{1}{m + 1} \right) \left( q_{\kappa} \delta S + \frac{\delta \kappa_{у.к.к.п}}{\Pi_{\kappa} - 1} \right) \Delta k_y, \quad (4)$$

де  $m$  - ступінь двоконтурності;

$$\nu = \frac{\pi_{в.зов}^*}{\pi_{в.вн}^*};$$

$\pi_{в.зов}^*$ ,  $\pi_{в.вн}^*$  - відповідно, ступені підвищення тиску у вентиляторі в зовнішньому та внутрішньому контурах;

$$\Pi_{вл} = \frac{\delta \pi_{вл}^*}{\delta G_{\kappa}} - \text{кругість напірної лінії характеристики вентилятора;}$$

$$q_{\kappa} = \frac{\delta G_{\nu}}{\delta n_{\kappa.зв}} - \text{згущеність напірних ліній компресора високого тиску;}$$

$n_{к.зв}$  - зведена частота обертання ротора компресора високого тиску;

$\delta S$  - зміна ковзання роторів;

$$\delta K_{у.к.пер} = \left( \sqrt{\frac{T_{Г.леуст}^*}{T_{Г.у}^*}} - 1 \right);$$

$T_{Г.леуст}^*$  - температура газу перед турбіною на перехідному режимі роботи двигуна;

$T_{Г.у}^*$  - температура газу перед турбіною на відповідному усталеному режимі.

Після знаходження зміни запасу газодинамічної стійкості, що викликана зміною зовнішніх умов за формулою (1) розраховують величину зміни запасу газодинамічної стійкості компресора з напрацюванням.

### Список літератури

1. Комплексний метод діагностування турбогвинтових двигунів СВ Єнчев, СЮ Гуз, М Олалі, АП Вознюк - Proceedings of the National Aviation University, К.: НАУ, 2007.

2. Пат. 13488 А Україна, МПК6 G01N3/00. Спосіб оцінки запасу газодинамічної стійкості компресора газотурбінних двигунів в умовах експлуатації / Л.Г. Волянська, І.Ф. Кінащук, Ф.І. Кірчу, В.В. Панін; НАУ. №200505246; Заявл. 01.06.2005; Опубл. 17.04.2006. Бюл. №4.

3. Пат. 4680962 США, МКІ G 01F/56. Fluid flow rate and direction measuring apparatus // I Enoch Durbin (США). №572433; Заявл. 20.01.84; Опуб. 21.07.87; НКІ73/189//–1с.

4. Пат. 48432 А Україна, МПК6 G01F1/34. Іонний анемометр для вимірювання швидкості течії газу / І.Ф. Кінащук, В.Й. Орланов, В.В. Панін; НАУ. №2001096627; Заявл. 27.09.01; Опубл. 15.08.02. Бюл. №8.

5. Пат. 31969 А Україна, МПК6 G01F1/34. Спосіб виміру витрати повітря, що проходить через повітряно-реактивний двигун / С.О. Дмитрієв, В.В. Козлов, М.С. Кулик і др.; КМУГА. №98116308; Заявл. 30.11.98; Опубл. 15.12.2000// Бюл. №7–II.

6. Теорія теплових двигунів: Підручник/ Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, С.О. Дмитрієв та ін.; За ред. Ю.М. Терещенка. – К.: Вища шк., 2001. – 382 с.

7. Волянська Л.Г., Панін В.В., Гаююн Сунь. Методи і засоби підвищення газодинамічної стійкості компресорів газотурбінних двигунів: монографія. – К.: НАУ, 2005. – 200 с.