



УКРАЇНА

(19) UA (11) 13488 (13) U  
(51) МПК (2006)  
G01N 3/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС

### ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під  
відповідальність  
власника  
патенту

(54) СПОСІБ ОЦІНКИ ЗАПАСУ ГАЗОДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ КОМПРЕСОРА ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ В УМОВАХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

1

2

(21) u200505246

(22) 02.06.2005

(24) 17.04.2006

(46) 17.04.2006, Бюл. № 4, 2006 р.

(72) Волянська Лариса Георгіївна, Кінащук Ігор Федорович, Кірчу Федір Іванович, Панін Владислав Вадимович

(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

(57) Спосіб оцінки газодинамічної стійкості компресорів 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, який **відрізняється** тим, що на експлуатаційних режимах вимірюють фактичну витрату повітря через компресор та повний тиск на вході та виході з нього, а фактичне положення границі газодинамічної стійкості визначають за формулою:

$$\bar{\pi}_{г.с} = \frac{1}{\pi_{г.с.0}^*} + \left(1 - \frac{1}{\pi_{г.с.0}^*}\right) \bar{n}_{пр} \left(\frac{\pi_{г.с.0}^* + 5}{3}\right)$$

де  $\bar{\pi}_{г.с} = \frac{\pi_{г.с}^*}{\pi_{г.с.0}^*}$  - відносна зміна ступеня підвищен-

ня тиску уздовж границі стійкості;

$$\pi_{г.с.0}^* = \pi_{г.с.р}^* - \pi_{к}^* \left(\frac{\pi_{г.с.р}^*}{\pi_{к.р}^*}\right);$$

$\pi_{г.с.р}^*$  - ступінь підвищення тиску на границі стійкості на розрахунковому режимі для даного типу двигуна;

$\pi_{к.р}^*$  - розрахункове значення ступеня підвищення тиску в компресорі для даного типу двигуна;

$$\Delta\pi_{к}^* = \pi_{к.р}^* - \pi_{к}^*;$$

$\pi_{к}^* = \frac{p_{к}^*}{p_{в}^*}$  - фактичне значення ступеня підвищення

тиску в компресорі на розрахунковому режимі для конкретного двигуна;

$p_{к}^*$  та  $p_{в}^*$  - повні тиски повітря, що вимірюються на виході та вході в компресор;

$\bar{n}_{пр}$  - відносна приведена частота обертання ротора.

Корисна модель відноситься до галузі експлуатації авіаційної техніки та наземних газотурбінних установок і може бути застосована при діагностуванні ГТД та ГТУ.

Відомо декілька способів експериментального визначення запасів газодинамічної стійкості [1] компресора в системі газотурбінного двигуна. Умовно їх можна розділити на "статичні" і "динамічні". При "статичних" способах наближення до границі стійкості роботи досягає шляхом зменшення площі соплового апарата турбіни з одночасним розкриттям реактивного сопла або зменшенням площі сопла з одночасним підвищенням температури перед турбіною, а також упорскуванням води або подачею повітря в камеру згорання. "Динамічний" метод визначення запасу стійкості

базується на короткочасному перевищенні подачі палива в камеру згорання. При визначенні запасу газодинамічної стійкості (ГДС) вищенаведеними методами, експерименти проводять на стенді з лемніскатним насадком. Спочатку повинна бути визначена лінія сумісної роботи компресора і турбіни ліній робочих режимів від режиму малого газу до максимального (Фіг.). Далі в процесі випробування на кожному режимі вимірюють температуру зовнішнього повітря, його витрату через двигун, повні тиски перед і за компресором, частоту обертання й температуру загальмованого потоку за компресором.

Однак вищенаведені способи, в особливості "статичні", вимагають препарування двигуна і створення складних додаткових систем, не можуть

UA (13)

13488 (11)

UA (19)

бути використані для оцінки запасу газодинамічної стійкості в процесі експлуатації. Визначення витрати повітря через двигун, необхідне для реалізації даних способів, в експлуатаційних умовах викликає додаткові труднощі.

Також відомий вибраний як прототип спосіб оцінки запасу газодинамічної стійкості компресорів ГТД [2], згідно з яким як і у заявленому способі основною задачею, яка вирішується, є знаходження робочої точки на характеристиці компресора. Цей спосіб базується на короткочасному перевищенні подачі палива в камеру згорання, для чого паливна система ГТД доповнюється регулюємим зливом. Різке перекриття злива приводить до закиду витрати палива і короткочасному перевищенню температури газу перед турбіною при практично незмінній частоті обертання ротора двигуна. Послідовним збільшенням витрати палива при кожній спробі добиваються нестійкої роботи двигуна. Для оцінки запасу стійкості використовують коефіцієнти

$$K_P = \frac{p_{Kgr}^*}{p_{Kлпr}^*} \text{ або } K_T = \frac{G_{Пгр}}{G_{Плпr}}$$

де  $p_{Kgr}^*$  - тиск за компресором при досягненні нестійкої роботи;  $p_{Kлпr}^*$  - повітряний тиск на експлуатаційному режимі;  $G_{Пгр}$  - витрати палива на експлуатаційному режимі;  $G_{Плпr}$  - витрати палива при досягненні нестійкої роботи.

Зв'язок між критеріями  $K_T$ ,  $K_P$  і величиною коефіцієнта запасу стійкості компресора ( $\Delta K_y$ ) може бути встановлений порівняльними експериментальними дослідженнями, в яких  $\Delta K_y$  визначають "динамічним" і "статичним" методом з використанням наступної формули:

$$\Delta K_y = \left\{ \frac{q(\lambda)_{в, гр}^*}{q(\lambda)_{в, роб}^*} \right\} 100 \quad (1)$$

де  $\pi_k^*$  - ступінь підвищення тиску в компресорі;  $q(\lambda)_{в}$  - відносна щільність току.

Цей спосіб є досить ефективним при льотних випробуваннях і доводці двигуна, але в експлуатації цей спосіб не прийнятий з нижче зазначених причин.

При великій кількості закидів витрати палива підвищується вірогідність виходу з ладу окремих вузлів і деталей двигуна в процесі випробувань. Для застосування цього способу необхідно вносити конструктивні зміни в паливну систему двигуна, що в експлуатації не припустимо, деякі додаткові труднощі при знаходженні запасів стійкості виникають при визначенні витрат повітря каскади компресорів і особливо це актуально для двоконтурних двигунів. Визначення величини повітря через внутрішній контур за параметрами вимірюваннями безпосередньо за компресором високого тиску (КВТ) є складним в зв'язку з тим, що повний і статичний тиск повітря за компресором вимірюється за допомогою однієї гребінки, а дані по розподіленню полів тиску повітря за КВТ в окружному і радіальному напрямку особливо на зривних режимах, як правило відсутні. Крім того, для розрахунку

витрати повітря за параметрами за КВТ надаються підвищені вимоги до точності визначення середньомасових значень тисків  $p_k^*$  і  $p_k$ , так як по їх відношенню в кінцевому рахунку знаходиться функція  $q(\lambda)_k$  і витрати повітря.

В основу корисної моделі покладено задачу удосконалення способу оцінки запасу газодинамічної стійкості компресора ГТД в процесі експлуатації за рахунок виключення необхідності конструктивних змін паливної системи та зменшення теплових навантажень на деталі гарячої частини ГТД.

Величину витрати повітря через компресор знаходять шляхом прямого вимірювання [3] або розрахунковим [4, 5].

Якщо здійснюється вимір швидкості, температури та тиску загального потоку на виході з каскаду компресора, то величину густини току на вході в компресор, знаходять за формулою:

$$q(\lambda)_в = \lambda_k \left( \frac{k+1}{2} \right)^{k-1} \left[ 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_k^2 \right]^{k-1} \frac{F_в}{F_k} \sqrt{\frac{T_в^*}{T_k^*} \frac{1}{\pi_k^*}} \quad (2)$$

де  $\lambda_k = \frac{c}{c_{кр}}$  - приведена швидкість за компресором;  $c_{кр}$  - критична швидкість;  $k$  - показник адіабати;  $F_в$  - площа перерізу на вході в компресор;  $F_k$  - площа перерізу на виході з компресора;  $T_в^*$  - температура на вході в компресор,  $T_k^*$  - температура на виході з компресора.

Значення  $q(\lambda)_в$ , розраховане за формулою (2), та  $\pi_k^*$  однозначно визначають координати робочої точки на полі характеристик компресора. Знайдене таким чином положення робочої точки відповідає фактичному технічному стану двигуна. За сукупністю знайдених положень робочих точок на різних режимах роботи ГТЖ будується лінія робочих режимів на полі характеристик компресора.

Фактичне положення границі стійкості каскаду компресора, яке відповідає технічному стану ГТД на момент реєстрації (виміру) параметрів в експлуатації при технічному обслуговуванні, визначається наступним шляхом.

Двигун в процесі наземних випробувань виводиться на розрахунковий режим, на якому за допомогою попередньо встановлених комбінованих пристроїв здійснюється вимір величини тиску за каскадами компресорів.

За результатами випробувань на розрахунковому режимі визначають фактичне значення ступенів підвищення тисків кожного з каскадів компресора двигуна  $\pi_k^*$  та розраховують відносне відхилення цих величин у порівнянні з величинами  $\pi_{к,р}^*$ , які відповідають даним, одержаним на початку експлуатації, за формулою

$$\delta \pi_k^* = (\pi_{к,р}^* - \pi_k^*) / \pi_{к,р}^* = \frac{\Delta \pi_k^*}{\pi_{к,р}^*}$$

Вважаючи, що зміна величини  $\delta\pi_k^*$  дорівнює відносній зміні  $\pi_k^*$  уздовж границі стійкості  $\delta\pi_{г.с.0}^*$  знаходять величину ступеню підвищення тиску на границі стійкості  $\pi_{г.с.0}^* = \pi_{г.с.р}^* - \pi_k^* \left( \frac{\pi_{г.с.р}^*}{\pi_{к.р}^*} \right)$ .

В області експлуатаційних режимів зміна параметрів уздовж фактичної границі стійкості в основному визначається величиною  $\pi_{г.с.0}^*$  та розраховується за наступною формулою [4]:

$$\bar{\pi}_{г.с} = \frac{1}{\pi_{г.с.0}^*} + \left( 1 - \frac{1}{\pi_{г.с.0}^*} \right) \eta_{пр}^{\left( \frac{\pi_{г.с.0}^* + 5}{3} \right)} \quad (3)$$

де  $\bar{\pi}_{г.с} = \frac{\pi_{г.с}^*}{\pi_{г.с.0}^*}$  відносна зміна ступеня підвищення тиску уздовж границі стійкості.

Використовуючи формули (3) та (4) будується фактична границя стійкості на характеристиці каскаду компресора.

Використовуючи наведену вище методику побудови характеристик компресора, що відповідають фактичному технічному стану ГТД, і запропоновану методику знаходження робочої точки,

обчислюють запас стійкості компресора за формулою (1).

Джерела інформації:

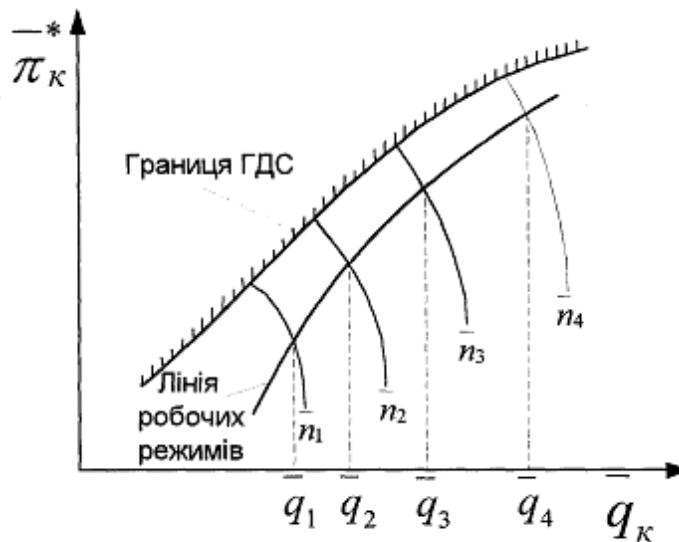
1. Солохин Э.Л. Испытание авиационных воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. - 854 с.

2. Арьков Ю.Г., Ахмедзянов А.М. Анализ способов оценки устойчивости компрессора серийного ТРДД. // Испытание авиационных двигателей. - Уфа: УАИ, 1972, №1. - С.131-137.

3. Пат. 4680962 США, МКІ G01F/56 Fluid flow rate and direction measuring apparatus/EPOCH I/ Dinkin (США). №572433; Заявл. 20.01.84; обл. 21.07.87; НКІ 73/189// -1 с.

4. Пат. 48432 А Україна, МПК6 G01F 1/34 Іонний анемометр для вимірювання швидкості течії газу/ Кінашук І.Ф., Орланов В.І., Панін В.В.; НАУ - №2001096627; Заявл. 27.09.2001; опубл. 15.08.02., Бюл. №8.

5. Пат. 31969А Україна, МПК6 G01F1/34 Спосіб виміру витрати повітря, що проходить через повітряно-реактивний двигун/ Дмитрієв С.О., Козлов В.В., Кулик М.С., Панін В.В., Ратинський В.В., Степаненко В.М.; КМУГА-№9 8116308; Заявл. 30.11.1998; опубл. 15.12.2000, Бюл. №7-ІІ.



Фіг.