

УДК 629.735.03.004.2:621.43.031.3

В.М. Осик, В.В. Панін, Н. Хаммуд

ОЦІНКА ВПЛИВУ ЗМІНИ ГЕОМЕТРИЧНИХ РОЗМІРІВ ЕЛЕМЕНТІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ В ЕКСПЛУАТАЦІЇ НА ЇХНЮ ГАЗОДИНАМІЧНУ СТІЙКІСТЬ

Розглянуто вплив зміни радіального зазору, шорсткості, площі соплових апаратів та відхилення кутів установлення напрямних апаратів на запас газодинамічної стійкості.

Газодинамічна стійкість роботи авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) є однією з найважливіших умов, що визначають їхню надійність. Нестійка робота компресора в системі двигуна (так званий помпаж) спричиняє інтенсивне коливання тиску газу в проточній частині двигуна або газодинамічні удари. Помпаж призводить до вимкнення двигуна, руйнування лопаток компресора, пожегу чи обгоряння лопаток турбіни внаслідок різкого підвищення температури газу T^* . Причиною виникнення нестійкості є зрив потоку зі спинки лопаток компресора при великих позитивних кутах атаки [1]; [2].

Після проведення досліджень у цьому напрямку було визначено, що серед експлуатаційних факторів найбільш суттєвий вплив на стійкість компресорів авіаційних ГТД чинять: викривлення геометричних розмірів (збільшення радіальних зазорів за рахунок зношення спеціального покриття, погнутості лопаток, забоїв, нагароутворень на соплових лопатках турбін та форсунках камери згоряння); зміна стану поверхні лопаток (збільшення шорсткості); відхилення кутів установлення напрямних апаратів від розрахункових значень, а також зміна площі соплових апаратів (СА).

Збільшення радіального зазору та шорсткості поверхні лопаток компресора в процесі експлуатації характерне для всіх типів ГТД. Деталі проточної частини вертолітних двигунів зазнають найбільшого абразивного зношення.

Збільшення радіального зазору призводить до зниження тиску на вгнутій стороні лопаток та підвищення його на спинці, що зменшує різницю тиску на поверхнях профілю. Як показують дослідження, цей ефект розповсюджується на відрізок лопатки, радіальна довжина якого перевищує розмір зазору більше, ніж у п'ять разів. Зменшення перепаду тиску спричиняє зниження колового зусилля та роботи, наданої повітрю в ступені, що, в свою чергу, спричиняє зниження ступеня підвищення тиску в компресорі π_k^* . Додаткові витрати енергії на перетікання повітря через радіальний зазор призводять до падіння коефіцієнта корисної дії (ККД) компресора. Межа стійкості у цьому випадку зміщується вправо, а напірні лінії – в напрямку менших значень π_k^* .

Слід зазначити, що в ГТД радіальні зазори змінюються в процесі експлуатації за рахунок абразивного зношення не тільки протягом довгого часу, але й упродовж одного польоту в залежності від режиму роботи двигуна та умов польоту (рис. 1). Зміна радіального зазору в залежності від етапу польоту пов'язана з тим, що при виході двигуна на злітний режим в процесі підвищення частоти обертів ротора його зовнішній діаметр збільшується під дією відцентрових сил – і радіальний зазор δ_z зменшується. Після стабілізації частоти обертів зовнішній діаметр ротора продовжує збільшуватися внаслідок прогріву лопаток робочого колеса (РК) і температурного розширення металу. При цьому корпус прогривається швидше, ніж ротор, і відносний зазор ($\bar{\Delta p} = \delta_z / h$, тобто відношення радіального зазору δ_z до висоти лопатки h) збільшується. Якщо в конструкції двигуна не передбачене спеціальне охолодження

корпуса, то найменший зазор досягається при переході від злітного режиму на малий газ. На ці умови роботи ГТД розрахований монтажний зазор. На крейсерських режимах радіальний зазор виявляється більшим за монтажний (найменший). Для забезпечення найменшого зазору на крейсерських режимах використовують регульований обдув корпуса двигуна (активне керування радіальним зазором). Система активного керування радіальним зазором в компресорі застосована на двигунах CFM-56 та PW-4000.

Механізм зношення лопаток в умовах експлуатації визначається багатьма факторами. В результаті зношення та забруднення збільшується шорсткість поверхні лопаток. Для кількісної оцінки шорсткості поверхні вводять позначення відносної шорсткості ϵ .

Збільшення шорсткості поверхні РК призводить до підвищення коефіцієнта тертя ζ_T . Стосовно до каналу РК відцентрового компресора зв'язок між коефіцієнтом затрат ζ_3 , коефіцієнтом тертя ζ_T та параметрами каналу набуває такого вигляду:

$$\zeta_k = \zeta_T \left(\frac{W_{\text{сер}}}{W_2} \right)^2 \frac{F_{\text{сер}}}{\Pi_{\text{сер}}} v_k,$$

де $W_{\text{сер}}, W_2$ – відносні швидкості потоку відповідно на середньому радіусі та на виході з РК; $F_{\text{сер}}$ – середня площа поперечного перетину каналу; $\Pi_{\text{сер}}$ – середній периметр каналу в тому самому розтині; v_k – довжина каналу.

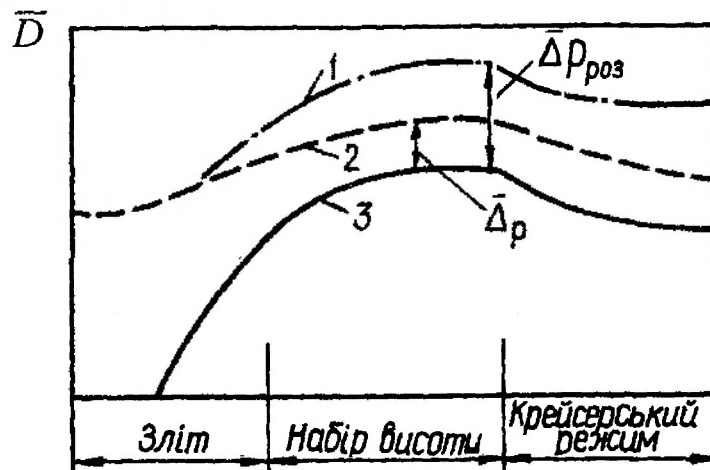


Рис. 1. Зміна відносного діаметра корпусу ($\bar{D} = D / D_{\text{ном}}$) та відносного зазору $\bar{\Delta p}$ від часу польоту на характерних режимах :

1 – неохолодженого корпусу; 2 – при активному керуванні зазором; 3 – ротора;
 $\bar{\Delta p}_{\text{роз}}$ – відносний зазор на розрахунковому режимі; $\bar{\Delta p}$ – радіальний зазор

Аналіз перебігу характеристик відцентрового компресора при зміні відносної шорсткості поверхні РК від $\epsilon = 5,82 \cdot 10^{-2}$ до $\epsilon = 8,89 \cdot 10^{-2}$ показав, що ступінь підвищення тиску в цьому випадку знизиться на 8 %, ККД – на 2–4 %, напірні криві змістяться в напрямку зменшення витрат повітря, причому їхній нахил збільшиться. Запас газодинамічної стійкості при незмінному положенні ліній робочих режимів (ЛРР) в цьому випадку зменшиться на 7–8 %. Причому на запас стійкості впливають викривлення не тільки геометрії самого компресора, але й інших елементів сітки [3].

Значний вплив на зміну положення ЛРР справляє зміна площі СА $F_{C.A}$ при експлуатації, що обумовлене погіршенням робочого процесу камери згорання. В залежності від типу ГТД може відбуватися як збільшення площі $F_{C.A}$ через газову ерозію, так і її зменшення за рахунок нагароутворення (рис. 2).

Двигуну Аи-25 властиве зменшення площі прохідних перетинів міжлопаткових каналів СА першого ступеня турбіни на 0,6–2,5 %, що спричиняє підвищення температури газу T_T^* перед турбіною при законах керування, які відрізняються від $T_T^* = \text{const}$. Зростання T_T^* пояснюється тим, що при заданій частоті обертів ротора меншим значенням $F_{C.A}$ відповідають менші значення ступеня розширення в турбіні π_T^* , що виходить з умови балансу витрати газу через СА першого ступеня турбіни і критичного перетину сопла:

$$\pi_T^* \approx \left(\frac{F_c}{F_{C.A}} \right)^{\frac{2n}{n+1}},$$

де F_c – площа критичного перетину сопла; n – показник політропи.

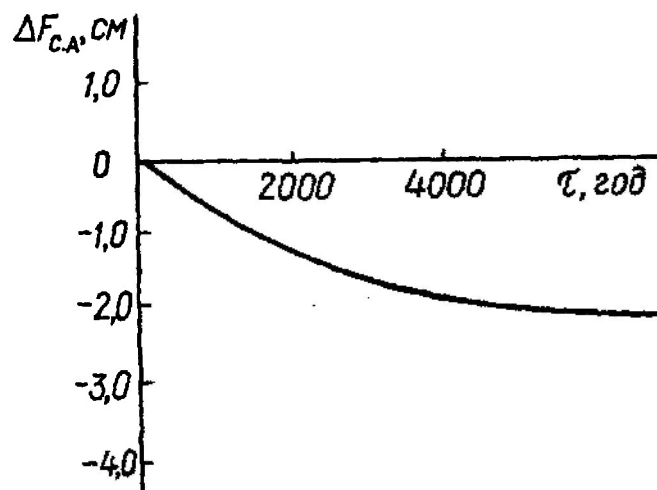


Рис. 2. Зміна площі СА $F_{C.A}$ першого ступеня турбіни в процесі експлуатації

Зменшення π_T^* потребує зменшення T_T^* задля зберігання умови рівності робіт турбіни та компресора (рис. 3) при незмінній температурі на вході T_2^* . Підвищується співвідношення T_T^* і T_8^* – і робоча точка переміщується вгору по напірній кривій, тобто ЛРР наближається до межі стійкості.

При законах керування, які передбачають, що $\pi_T^* = \text{const}$, ЛРР зміщується за рахунок зміни константи:

$$\frac{\pi_K^*}{q(\lambda_B)} = C \sqrt{\frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_K^*}},$$

де $C = f(F_{C.A}); q(\lambda_B)$ – відносна густина течії.

Як видно з рис. 3, зменшення площі $F_{C.A}$ призводить до зменшення запасу стійкості, а збільшення – до його збільшення.

Отже, проведені дослідження показали, що всі розглянуті види пошкоджень проточної частини компресора призводять до зміщення як напірних кривих, так і ЛРР, а зміна проточної частини турбіни – лише до зміщення ЛРР, як правило, в напрямку менших витрат.

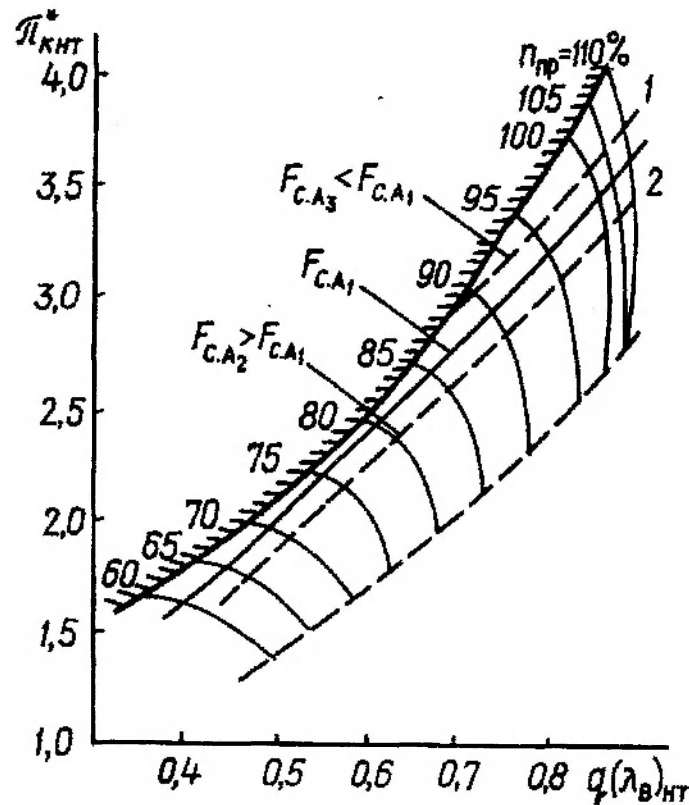


Рис. 3. Зміщення ЛРР при різних значеннях \bar{F}_{CA} :

$\pi_{\text{кнт}}^*$ – ступінь підвищення тиску в компресорі низького тиску; $\pi_{\text{пр}}$ – приведена частота обертів ротора; $q(\lambda_v)_{\text{HT}}$ – відносна густина течії на вході в компресор низького тиску

Визначено, що подібні види пошкодження зменшують запас газодинамічної стійкості компресора, що необхідно враховувати в процесі експлуатації двигунів.

Список літератури

1. Нечаев Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок: Учебник. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.
2. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин Е.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
3. Козлов В.В., Купчик Г. Я., Панин В.В. Анализ влияния эксплуатационных факторов на характеристики компрессоров газотурбинных двигателей // Методы и средства контроля технического состояния авиационных двигателей: Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1989. – с. 124–128.

Володимир Миколайович Осик (1964) закінчив Київський міжнародний університет цивільної авіації в 1995 році. Аспірант кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Спеціалізується в галузі діагностування авіаційних газотурбінних двигунів на неусталених режимах. Автор однієї наукової статті.

Volodymir M. Osik (b. 1964) graduated from Kyiv International University of Civil Aviation (1978). Aspirant of Aviation Engines Department of Kyiv International University of Civil Aviation. Specializes in the field of diagnostic of aviation gas-turbine engines at non-stability regimes. Author of one scientific publication.

Владислав Вадимович Панін (1955) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації в 1978 році. Кандидат технічних наук, доцент кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Спеціалізується на вивченні неусталених режимів роботи авіаційних газотурбінних двигунів та їхніх елементів і на розробці діагностичних моделей двигунів. Має понад 30 наукових праць. Є співавтором більше, ніж 30 раціоналізаторських пропозицій та 5 винаходів.

Vladislav V. Panin (b. 1955) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation (1978). PhD (Eng), ass. professor of Aviation Engines Department of Kyiv International University of Civil Aviation. Specializes in the field of operation of aviation engines and their parts at non-stability regimes and in the field of designing diagnostic models of engines. Author of more than 30 publications, co-author of more than 30 innovations and inventions.

Нізар Хаммуд (1964) закінчив Київське вище військово-авіаційне інженерне училище в 1987 році. Аспірант кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Спеціалізується в галузі експлуатації повітряних суден та двигунів.

Nizar Hammud (b. 1964) graduated from Kyiv Higher Military Aviation Engineer School (1987). Aspirant of Aviation Engine Department of Kyiv International University of Civil Aviation. Specializes in the field of operation of aircraft and engines.