

Список літератури

1. Криюк С.В. Післядипломна освіта педагогічних кадрів: реалії і перспективи. Освіта і управління. Т. 1. – К. 1997. – С. 85–93.
2. Сігасва Л.Є. Підвищення кваліфікації фахівця як складова неперервної професійної освіти. Неперервна професійна освіта: проблеми, пошуки, перспективи: Монографія / За ред. І.А. Зязюна. – К.: Віпал, 2000. – 636 с.
3. Зязюн І.А. Неперервна освіта: Концептуальні засади і сучасні технології // Матеріали міжнар. наук. конф., 16–17 трав. 2000 р. – Х., 2000. – С. 9–15.
4. Чернилевський Д.В., Морозов А.В. Креативная педагогика и психология: Учеб. пособие для вузов. – М.: МГТА, 2001. – 301 с.
5. Шкурко І.І., Гадзецький Б.В. Система підвищення кваліфікації керівника освіти. Освіта і управління. Т. 1. – К., 1997. – С. 99–113.

Стаття надійшла до редакції 02.09.02.

0551,413 - 042.2 - 016.2
УДК 629.7.036.34

ГТД, Д-18Т, ТРД, режими роботи переходної АУ
компресор АУ

М.С. Кулик, д-р техн. наук, проф.,

В.В. Панін, канд. техн. наук, доц.,

І.Ф. Кінашук, мол. наук. співроб.

МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ЗАПАСІВ СТІЙКОСТІ КАСКАДІВ КОМПРЕСОРА ДВИГУНА Д-18Т НА ПЕРЕХІДНИХ РЕЖИМАХ

Розглянуто метод визначення запасів стійкості каскадів компресора авіаційних тривалих газотурбінних двигунів на перехідних режимах роботи за даними об'єктивних засобів контролю. Наведено результати апробації цього методу на прикладі двигуна Д-18Т.

Забезпечення стійкої роботи газотурбінних двигунів (ГТД) у всьому діапазоні експлуатаційних режимів є важливою складовою високого рівня безпеки польотів. Для запобігання помпажу для кожного типу двигуна визначається певна величина запасу газодинамічної стійкості ГТД, яка в процесі експлуатації зменшується за рахунок багатьох факторів, серед яких найбільш впливовим є зміна геометрії проточної частини двигуна [1].

Зменшення запасу стійкості з напрацюванням за несприятливих умов польоту викликає помпаж. Найбільш небезпечними є перехідні режими роботи двигуна, на яких запас стійкості досягає мінімальних значень, що потребує розробки методів визначення запасів газодинамічної стійкості саме для цих режимів.

Для визначення запасів стійкості використовують експериментальні та розрахункові методи. Експериментальні методи застосовують на етапі доведення ГТД, а також під час спеціальних випробувань.

Існуючі розрахункові методи, як правило, призначені для стаціонарних режимів і можуть бути реалізовані для двигунів підвищеної контролепридатності, але за теперішнього часу у світовій авіації використовуються, переважно, ГТД обмеженої контролепридатності.

В Україні зараз експлуатуються в основному два типи тривалих двоконтурних двигунів Д-36 та Д-18Т і вводиться в експлуатацію двигун Д-436 [2]. У цих двигунах обмеженої контролепридатності конструктивно передбачено вимірювання частот обертання роторів високого тиску та вентилятора, температури загальмованого потоку за турбіною середнього тиску $T_{ТСТ}^*$, повних тисків на вході в двигун P_H^* за компресором P_K^* , а також тиску в підкапотному просторі $P_{БАЗ}^*$, миттєвої витрати палива $G_{П}$ і положення важеля керування двигуном $\alpha_{КВД}$. На повітряному судні також реєструється температура зовнішнього повітря, висота та швидкість, що дозволяє визначити значення температури загальмованого потоку на вході в двигун T_B^* .

Саме для двигунів із зазначеним переліком вимірюваних параметрів авторами пропонується метод визначення газодинамічної стійкості на перехідних режимах. В основу методу покладено математичну модель, що описує умови сумісної роботи елементів ГТД на перехідних режимах роботи. Розглянемо реалізацію запропонованого методу для двигуна Д-18Т.

Рівняння лінії робочих режимів (лінії прийомистості) для компресора високого тиску (КВТ) описується рівнянням [1]

$$\frac{\pi_{\text{КВ}}^*}{q(\lambda_{\text{КВ}})} = 7.52 \sqrt{\frac{\pi_{\text{КВ}}^{*0.286} - 1}{\eta_{\text{КВ}}^*} + 3.16 \omega_{\text{ВТ}} \left(\frac{d\omega_{\text{ВТ}}}{dt} \right) \frac{1}{P_{\text{КН}}^* q(\lambda_{\text{КВ}}) \sqrt{T_{\text{КН}}^*}}, \quad (1)$$

де $\pi_{\text{КВ}}^*$ – ступінь підвищення тиску в КВТ; $q(\lambda_{\text{КВ}})$ – функція густини струму; $\eta_{\text{КВ}}^*$ – ККД КВТ; $\omega_{\text{ВТ}}$ – кутова швидкість ротора високого тиску; $\frac{d\omega_{\text{ВТ}}}{dt}$ – прискорення ротора ВТ; $P_{\text{КН}}^*$, $T_{\text{КН}}^*$ – відповідно повний тиск та температура загальмованого потоку на вході в КВТ.

Повний тиск $P_{\text{КН}}^*$ у рівнянні (1) визначається через вимірювані параметри:

$$P_{\text{КН}}^* = \frac{P_{\text{ВТ}\delta} + P_{\text{баз}}}{\pi_{\text{КВ}}^*}, \quad (2)$$

де $P_{\text{ВТ}\delta}$ – тиск повітря за КВТ; $P_{\text{баз}}$ – тиск повітря у підкапотному просторі.

Температура $T_{\text{КН}}^*$ також може бути визначена через параметри, що реєструються в експлуатації:

$$T_{\text{КН}}^* = \frac{T_{\text{В}}^* \pi_{\text{К}\Sigma}^{*n}}{\pi_{\text{КВ}}^{*n}}, \quad (3)$$

де $T_{\text{В}}^*$ – температура загальмованого потоку на вході в двигун; $\pi_{\text{К}\Sigma}^*$ – сумарний ступінь підвищення тиску в компресорі; n – осереднений показник політропи стискування.

Рівняння (1) з урахуванням рівнянь (2) і (3) може бути записано у вигляді

$$q(\lambda_{\text{КВ}}) = f(\pi_{\text{КВ}}^*, \eta_{\text{КВ}}^*). \quad (4)$$

У рівнянні (4) дві незалежні змінні $\pi_{\text{КВ}}^*$ і $\eta_{\text{КВ}}^*$, тому побудування лінії робочих режимів (ЛРР) слід виконувати методом спроб, який наведений у роботі [1].

Після побудови лінії прийомистості на характеристиці КВТ (рис.1, а) переходять до побудови ЛРР на характеристиці компресора середнього тиску (КСТ) (рис.1,б). Для цього використовують такі рівняння:

– рівняння, що описує умови сумісної роботи КСТ та КВТ:

$$q(\lambda_{\text{КВ}}) = 3.89 q(\lambda_{\text{КН}}) \frac{1}{\pi_{\text{КН}}^*}, \quad (5)$$

– рівняння балансу потужностей КСТ і турбіни середнього тиску (ТСТ):

$$0.89(1 + g_n) c_{\text{PT}} T_{\text{ТН}}^* l_{\text{ТН}} - c_{\text{PB}} T_{\text{КН}}^* l_{\text{КН}} = 1511.7 \omega_{\text{HT}} \frac{d\omega_{\text{HT}}}{dt} \frac{\sqrt{T_{\text{КН}}^*}}{P_{\text{КН}}^* q(\lambda_{\text{КН}})}, \quad (6)$$

де g_n – відносна витрата палива; c_{PT} , c_{PB} – відповідно середні теплоємності газу та повітря; $l_{\text{КН}}$ – безрозмірна робота компресора низького тиску; ω_{HT} – кутова швидкість ротора низького тиску.

Спільне розв'язання рівняння (6) та рівняння балансу витрати робочого тіла через перерізи на вході в КВТ і на виході із соплового апарата першого ступеня ТСТ дозволяє отримати

$$\frac{\pi_{\text{КН}}^* \pi_{\text{КВ}}^*}{q(\lambda_{\text{КН}})} = 11,96 \sqrt{0,4 \frac{\omega_{\text{HT}} d\omega_{\text{HT}}}{dt} \frac{1}{P_{\text{КН}}^* q(\lambda_{\text{КН}}) \sqrt{T_{\text{КН}}^*}} + 6,6241_{\text{КН}}}. \quad (7)$$

Величину $\omega_{\text{HT}} \frac{d\omega_{\text{HT}}}{dt}$ у рівняннях (6) та (7) знаходять, використовуючи зв'язок між частотою обертання ротора середнього тиску та надлишковою витратою палива $\Delta G_{\text{П}}$ [3]. Для двигуна Д-18Т цей зв'язок описується рівнянням

$$\omega_{\text{HT}} \frac{d\omega_{\text{HT}}}{dt} = 1,2126 \cdot 10^5 \Delta G_{\text{П}}. \quad (8)$$

Величина $\Delta G_{\text{П}}$ являє собою приріст витрати палива, що подається в камеру згоряння в процесі прийомистості, відносно до потрібної витрати для підтримки стаціонарного режиму на даній частоті обертання ротора високого тиску. Для визначення $\Delta G_{\text{П}}$ використовують дросельну характеристику двигуна (рис. 2), на яку нанесена лінія прийомистості.

Далі побудову ЛРР на характеристиці КСТ здійснюють у такій послідовності. Задаються декількома значеннями величин $q(\lambda_{\text{КВ}})$ вздовж лінії прийомистості на характеристиці КВТ і на напірних лініях характеристики КСТ (рис. 1, б) знаходять точки, що задовольняють рівняння (5). Тобто на полі характеристики КСТ одержують лінії $q(\lambda_{\text{КВ}}) = \text{const}$. На рис. 1, б наведені лінії $q(\lambda_{\text{КВ}}) = 0,593$, $q(\lambda_{\text{КВ}}) = 0,606$ та $q(\lambda_{\text{КВ}}) = 0,619$.

Спільне розв'язання рівнянь (5) та (6) з урахуванням рівняння (8) для прийнятих значень $q(\lambda_{\text{КВ}}) = \text{const}$ дозволяє визначити координати точок, що належать лінії прийомистості на характеристиці КСТ (рис. 3).

Знайдені в такий спосіб координати точок $\pi_{\text{КН},i}^*$, $q(\lambda_{\text{КН},i})$ належать лінії прийомистості на характеристиці КСТ (рис. 1, б). Після знаходження координат робочих точок на характеристиці КСТ здійснювалася перевірка виконання рівності (7) для прийнятих значень $q(\lambda_{\text{КВ}})$.

Для знаходження положення лінії прийомистості на характеристиці вентилятора зовнішнього контуру скористаємося умовою балансу потужностей вентилятора та турбіни вентилятора:

$$G_{\text{Г}} T_{\text{ТСТ}}^* c_{\text{П}} l_{\text{ТВ}} \eta_{\text{М}} - G_{\text{В}} c_{\text{П}} T_{\text{ТСТ}}^* (l_{\text{ВЛ}} - m l_{\text{ВЛ}}) = 281,43 \omega \frac{d\omega_{\text{ВЛ}}}{dt}. \quad (9)$$

Витрата газу розраховувалася за формулою

$$G_{\text{Г}} = \frac{m_{\text{Г}} P_{\text{К}}^* \sigma_{\text{КС}} \sigma_{\text{СА}} F_{\text{СА}}}{\sqrt{\frac{T_{\text{ТСТ}}^*}{(1 - l_{\text{ТВ}}) l_{\text{ТН}}}}}. \quad (10)$$

Для двигуна Д-18Т для інтервалу частот обертання роторів, у межах якого здійснювалася прийомистість, рівняння (10) буде мати вигляд

$$G_{\text{Г}} = \frac{5,18 \cdot 10^{-4} P_{\text{К}}^*}{\sqrt{T_{\text{ТСТ}}^*}}.$$

Витрату повітря через внутрішній контур розраховували за формулою

$$G_{\text{В}} = \frac{G_{\text{Г}} - G_{\text{П}}}{(1 - g_{\text{ВД}} - g_{\text{ОХЛ}})}. \quad (11)$$

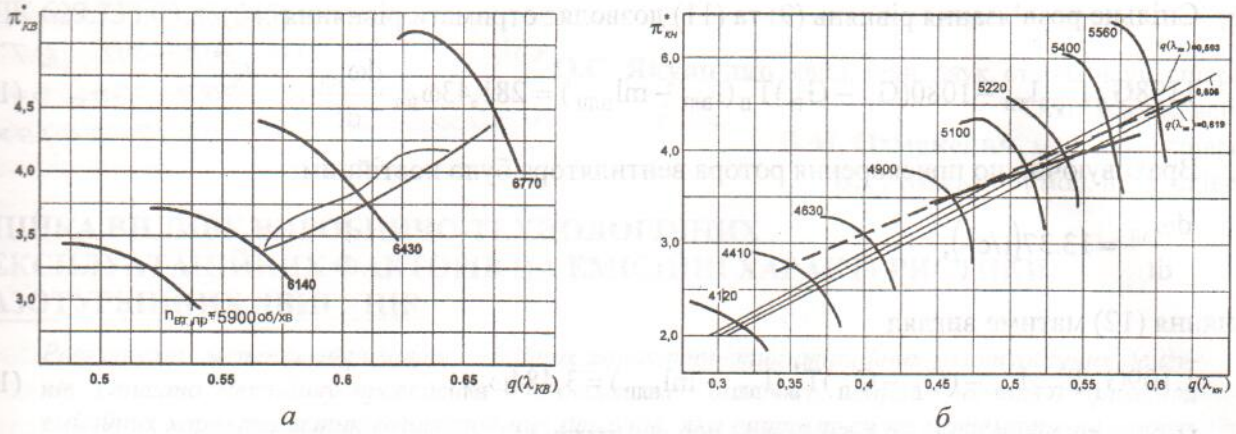


Рис. 1. Характеристики компресорів високого (а) та низького (б) тисків

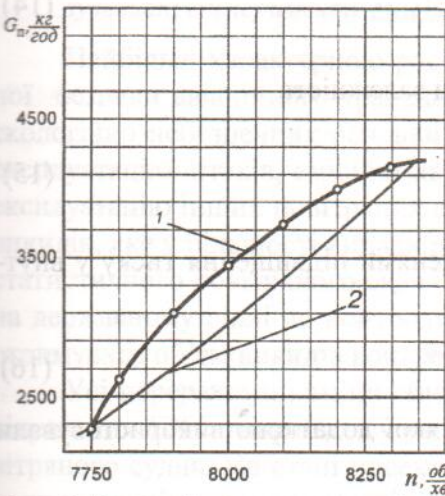


Рис. 2. Залежність надлишкової витрати палива від частоти обертання ротора високого тиску:
1 – лінія прийомистості; 2 – дросельна характеристика

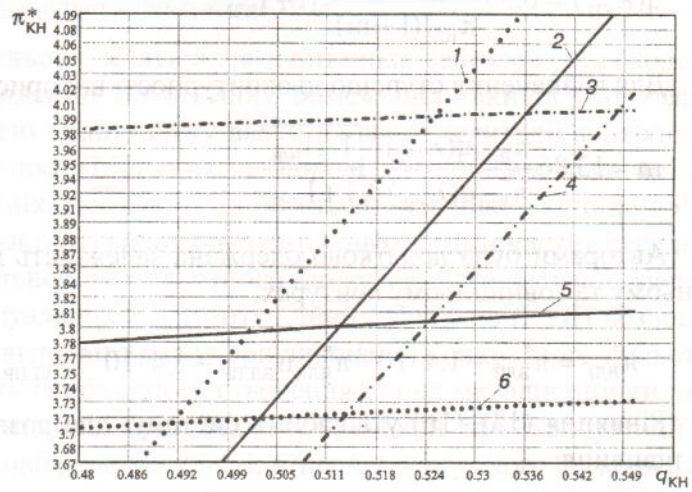


Рис. 3. Графічне розв'язання системи рівнянь:
1 – $\pi_{кв}^* = f_1(q_{кв})$; 2 – $\pi_{кв}^* = f_2(q_{кв})$; 3 – $\pi_{кв}^* = f_1(\Delta G_{п})$;
4 – $\pi_{кв}^* = f_3(q_{кв})$; 5 – $\pi_{кв}^* = f_2(\Delta G_{п})$; 6 – $\pi_{кв}^* = f_3(\Delta G_{п})$

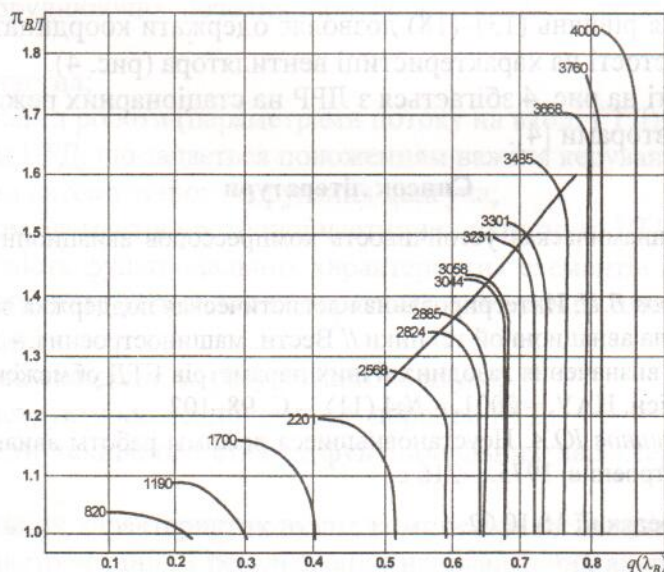


Рис. 4. Характеристика вентилятора

НАУКОВО-ТЕХНІЧНА БІБЛІОТЕКА
№ 1

Спільне розв'язання рівнянь (9) та (11) дозволяє отримати рівняння

$$1198G_{\Gamma}T_{\text{ГСТ}}^*l_{\text{ТВ}} - 1080(G_{\Gamma} - G_{\Pi})T_{\text{В}}^*(l_{\text{ВЛ}} - ml_{\text{ВЛП}}) = 281,43\omega_{\text{ВЛ}} \frac{d\omega_{\text{ВЛ}}}{dt}. \quad (12)$$

Враховуючи, що прискорення ротора вентилятора було постійним:

$$\frac{d\omega_{\text{ВЛ}}}{dt} = 13,37(1/c^2),$$

рівняння (12) матиме вигляд

$$1,109G_{\Gamma}T_{\text{ГСТ}}^*l_{\text{ТВ}} - (G_{\Gamma} - G_{\Pi})T_{\text{В}}^*(l_{\text{ВЛ}} - ml_{\text{ВЛП}}) = 3,484\omega_{\text{ВЛ}}. \quad (13)$$

Умова балансу витрат через вентилятор та КНГ записується так:

$$q(\lambda_{\text{КН}}) = 6,59 \frac{q(\lambda_{\text{В}})}{\pi_{\text{ВЛ}}^*(1+m)} \sqrt{1+l_{\text{ВЛ}}}. \quad (14)$$

Для визначення ступеню двоконтурності використовували залежність

$$m = 13,86 \frac{\pi_{\text{ВЛП}}^* q(\lambda_{\text{СП}})}{\pi_{\text{ВЛ}}^* q(\lambda_{\text{КН}})} \sqrt{\frac{1+l_{\text{ВЛ}}}{1+l_{\text{ВЛП}}}}. \quad (15)$$

Авторами була додатково одержана залежність між ступенями підвищення тиску у внутрішньому та зовнішньому контурах:

$$\pi_{\text{ВЛ}}^* = \pi_{\text{ВЛП}}^* - 1,4 \cdot 10^{-4} \pi_{\text{ВЛП}}^* n_{\text{ВЛПР}} + 1,4 \cdot 10^{-4} n_{\text{ВЛПР}}. \quad (16)$$

Рівняння (13)–(16) утворюють систему, для розв'язання якої додатково використовували такі рівняння:

$$q(\lambda_{\text{СП}}) = 3,86392 \sqrt{[\pi(\lambda_{\text{СП}})]^{1,4285} - [\pi(\lambda_{\text{СП}})]^{1,7143}}. \quad (17)$$

$$\pi(\lambda_{\text{СП}}) = \frac{1}{\pi_{\text{ВЛП}}^* \sigma_{\text{ВХ}} \sigma_{\Pi}} = \frac{1}{0,967 \pi_{\text{ВЛП}}^*}. \quad (18)$$

Спільне розв'язання рівнянь (13)–(18) дозволяє одержати координати робочих точок і побудувати лінію прийомистості на характеристиці вентилятора (рис. 4).

Лінія прийомистості на рис. 4 збігається з ЛРР на стаціонарних режимах. Такі самі результати отримано іншими авторами [4].

Список літератури

1. Панин В.В. Газодинамическая устойчивость компрессоров авиационных ГТД. – К.: КМУГА, 1998. – 152 с.
2. Батурич А.Г., Суров В.И. Интегрированная логистическая поддержка эксплуатации – стратегия реализации жизненного цикла авиационной техники // Вестн. машиностроения. – 2000. – №8. – С. 49–54.
3. Панин В.В. Метод визначення газодинамічних параметрів ГТД обмеженої контролепридатності на перехідних режимах// Вісн. НАУ. – 2001. – №4 (11). – С. 98–102.
4. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. –М.: Машиностроение, 1975. – 216 с.

Стаття надійшла до редакції 15.10.02.