

УДК 629.735.083.036

В.В. Панін

## МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПРОЦЕСУ ПРИЙОМИСТОСТІ ТРЬОХВАЛЬНОГО ТУРБОГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГУНА ІЗ СПІВВІСНИМИ ГВИНТАМИ

*Наведена математична модель турбогвинтовентиляторних двигунів, яка враховує вплив газодинамічної неусталеності і призначена для діагностування авіаційних двигунів на перехідних режимах.*

Досвід створення та експлуатації сучасних газотурбінних двигунів (ГТД) виявив значну роль перехідних процесів у забезпеченні таких важливих показників, як газодинамічна стійкість, темп збільшення тяги, циклічна пошкоджуваність елементів конструкції тощо. Необхідність відпрацювання динамічних режимів на етапі доведення двигуна та розв'язання задач діагностики в процесі його подальшої експлуатації потребують створення інженерного математичного методу, який дозволяє достатньо точно відтворювати на ЕОМ можливі перехідні режими роботи ГТД.

Залежно від задачі, що розв'язується, для відтворювання перехідних режимів роботи ГТД застосовують поелементні імітаційні багаторежимні спрощення, лінійні, регресійні або неусталені динамічні математичні моделі [1]. Структура і точність математичної моделі визначаються характером задачі, для розв'язання якої вони призначені. Зокрема, для дослідження роботи систем автоматичного керування застосовують динамічну неусталену або регресійну математичну модель. Для відтворення перехідних процесів при прийомистості може використовуватись поелементна імітаційна або багаторежимна спрощена модель.

При розв'язанні задач діагностики необхідно використовувати моделі з високою статичною точністю, що потребує суттєвого ускладнення математичної моделі з урахуванням впливу газодинамічної та теплової неусталеності на характеристики елементів ГТД, а також другорядних факторів (відбору повітря на охолодження і потреби літака, змін теплофізичних властивостей газу, механічних втрат потужності в опорах та на привід агрегатів тощо).

Запропонована модель є нелінійною і описує умови спільної роботи елементів турбогвинтовентиляторного двигуна на перехідних режимах з урахуванням найвпливовішого фактора газодинамічній неусталеності – нерівності витрати робочого тіла уздовж проточної частини двигуна. Впливом інших факторів неусталеності, як показують оцінки [1,2], можна знехтувати.

Для двох-, трьохвальних двигунів рівняння, що описує спільну роботу компресора та турбіни високого тиску, при прийомистості має вигляд [3]:

$$\frac{\pi_{к.в.}^*}{q(\lambda_{вк})^*} = C_1 \sqrt{\frac{(1+g_T)C_2}{\eta_{ТК}^* \eta_M^*} \left[ \frac{\pi_{кв}^{*k-1} - 1}{\eta_{кв}^*} + I_{зв} \omega_{вд} \frac{d\omega_{вд}}{dt} \frac{1}{C_3 P_{вк}^* \sqrt{T_{вк}^*} q(\lambda_{вк})^*} \right]}$$

де  $\pi_{кв}^*$  – ступінь підвищення повного тиску в компресорі високого тиску;  $q(\lambda_{вк})^*$  – функція густини потоку в перерізі на вході в компресор високого тиску;  $C_1, C_2, C_3$  – константи;  $g_m$  – відносна витрата пального;  $\eta_{ТК}^*, \eta_M^*, \eta_{кв}^*$  – відповідно ККД турбіни, механічний та

компресора;  $I_{zs}$  – масовий полярний момент інерції ротора високого тиску;  $P_{BK}^*$ ,  $T_{BK}^*$  – тиск та температура загальмованого потоку на вході в компресор.

Єдиною умовою спільної роботи компресорів низького та високого тисків є баланс витрат повітря на вході в кожний компресор. Ця умова може бути записана у вигляді рівняння

$$q(\lambda_{BK}) = q(\lambda_B) \left[ \left( \frac{F_z}{F_{BK}} \right) \frac{1}{\pi_{KH}^*} \sqrt{1 + \ell_{KH}} \right],$$

де  $q(\lambda_{BK})$  – функція густини потоку на вході в компресор низького тиску;  $\bar{F}_B, \bar{F}_{BK}$  – відповідно площі перерізів на входах в компресори низького та високого тисків;  $\pi_{KH}^*$  – ступінь підвищення повного тиску в компресорі низького тиску;  $\ell_{KH}$  – безвимірний параметр роботи компресора низького тиску.

З умови балансу витрат газу та повітря для перерізів на вході в компресор низького тиску і на вході із соплового апарата першого ступеня турбіни низького тиску, одержуємо

$$G_T = G_B (1 + q_m) (1 - q_{охол} - q_{відб}) - \Delta G_\Sigma, \quad (1)$$

де  $q_{охол}$  – відносна витрата повітря на охолодження турбіни низького тиску;  $q_{відб}$  – відносна витрата повітря на потреби літака;  $\Delta G_\Sigma$  – сумарна зміна маси робочого тіла, що міститься в об'ємі компресора низького тиску, компресора високого тиску, камері згоряння та турбіні високого тиску.

У розгорнутому вигляді рівняння (1) має вигляд

$$\frac{\pi_{KH}^* \pi_{KB}^*}{q(\lambda_B)} = \text{const} (1 + q_T) \left[ 1 - \frac{\Delta G_\Sigma}{G_B (1 + q_T) (1 - q_{охол} - q_{відб})} \right] \sqrt{\frac{T_{TB}^*}{T_B^*}}, \quad (2)$$

Умову балансу потужностей компресора та турбіни низького тиску запишемо з урахуванням рівняння (1)

$$\begin{aligned} \left[ (1 + q_T) (1 - q_{відб} - q_{охол}) - \frac{\Delta G_\Sigma}{G_B} \right] \frac{\kappa_T}{\kappa_T - 1} R_T T_{TB}^* \ell_{TH} \eta_M - \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_B^* \ell_{KH} = \\ = I_{zH} \omega_{HD} \frac{d\omega_{HD}}{dt} \frac{\sqrt{T_B^*}}{m_B P_B^* q(\lambda_B) F_B}, \end{aligned}$$

де  $\ell_{TH} = \left( 1 - \frac{1}{\pi_{TH}^* \frac{\kappa_T - 1}{\kappa_T}} \right) \eta_{TH}^*$  – безвимірний параметр роботи турбіни низького тиску;  $I_{zH}$  – масовий

полярний момент інерції ротора низького тиску.

Сумарна зміна маси робочого тіла  $\Delta G_\Sigma$  може бути визначена за формулою

$$\Delta G_\Sigma = \left( \frac{1}{2} \dot{V}_{BK} \rho_{ср} \frac{1}{\kappa P_K} + \frac{V_{K,3}}{R_T T_T^*} \right) \frac{dP_K^*}{dt},$$

де  $V_k, V_{k,3}$  – відповідно об'єми компресора та камери згоряння;  $\rho_{\text{серед}}$  – середня густина повітря у компресорі;  $\frac{dP_k^*}{dt}$  – зміна повного тиску за компресором.

Аналіз кількісного значення величини  $\left(\frac{\Delta G_p}{G_s}\right)$  у рівняннях (2) та (3) показав, що при моделюванні перехідних процесів для сучасних двигунів цією величиною можна знехтувати. Враховуючи це припущення, сумісне розв'язання рівнянь (2) та (3) дає

$$\frac{\pi_{\text{кн}}^* \pi_{\text{кв}}^*}{q(\lambda_B)} = C_4 \sqrt{I_{\text{ЗН}} \left(\frac{d\omega_{\text{НД}}}{dt}\right) \frac{\omega_{\text{НД}}}{C_5 P_B^* q(\lambda_B) \sqrt{T_B^*}} + C_p \ell_{\text{кн}}}, \quad (4)$$

де  $C_4, C_5$  – константи;  $C_p$  – теплоємність повітря.

Рівняння динаміки системи двигун-співвісний гвинт записують у загальному вигляді [4]:

$$\begin{aligned} \left(M - I \frac{d\omega}{dt}\right)_{\text{ГВ}} &= M_{\text{ГВ}} + I_{\text{ГВ}} \frac{d\omega_{\text{ГВ}}}{dt}; \\ \left(M - I \frac{d\omega}{dt}\right)_{\text{ЗВ}} &= M_{\text{ЗВ}} + I_{\text{ЗВ}} \frac{d\omega_{\text{ЗВ}}}{dt}, \end{aligned} \quad (5)$$

де  $M$  – момент на валу вільної турбіни;  $M_{\text{ГВ}}, M_{\text{ЗВ}}$  – відповідно моменти переднього та заднього гвинтів на валу співвісного гвинта;  $\omega, \omega_{\text{ГВ}}, \omega_{\text{ЗВ}}$  – кутові швидкості вільної турбіни, переднього і заднього гвинтів;  $k_{\text{ГВ}}, k_{\text{ЗВ}}$  – кінематичні коефіцієнти редуктора двигуна.

Згідно зі схемою редуктора частота обертання вільної турбіни  $n$  і гвинтів  $n_{\text{ГВ}}, n_{\text{ЗВ}}$  між собою зв'язані рівнянням ( $n = k_{\text{ГВ}} n_{\text{ГВ}} + k_{\text{ЗВ}} n_{\text{ЗВ}}$ ). В динаміці  $n_{\text{ГВ}} = n_{\text{ЗВ}} = n_B$ , тоді

$$n_B = \frac{1}{k_{\text{ГВ}} + k_{\text{ЗВ}}} = i \times n,$$

де  $i = \frac{1}{k_{\text{ГВ}} + k_{\text{ЗВ}}}$  – ступінь редукції.

Рівняння (4) з урахуванням рівнянь (5) набуває вигляду

$$\frac{dn}{dt} = a \frac{N_{\text{ВТ}}}{n} - b \beta n^2 \Delta,$$

де  $a = \frac{30}{\pi} \frac{1}{I + (I_{\text{ГВ}} + I_{\text{ЗВ}}) i^2}$ ;  $b = \frac{30}{\pi} \frac{\rho_0 D_B^5}{I + (I_{\text{ГВ}} + I_{\text{ЗВ}}) i^2} \frac{i^2}{2\pi 60^2}$ ;  $N_{\text{ВТ}}$  – потужність на валу

вільної турбіни;  $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$  – відносна густина повітря на висоті  $H$ ;  $D_B$  – діаметр гвинта;  $\beta$  – сумарний коефіцієнт потужності.

Розроблена модель призначена для визначення положення ліній робочих режимів на характеристиках каскадів компресорів у процесі прийомистості, що дозволяє оцінювати значення такого важливого показника, як запас газодинамічного стійкості.

Запропонований при розробці моделі підхід пройшов експериментальну перевірку на газодинамічних стендах кафедри "Авіаційні двигуни" КМУЦА (при випробуванні двигунів РУ 19А-300 і АИ-25).

### Список літератури

1. *Добрянський Г.В., Мартьянова Т.С.* Динамика авиационных ГТД.–М.: Машиностроение, 1989.–240 с.
2. *Сосунов В.А., Литвинов Ю.А.* Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей.–М.: Машиностроение, 1975.–216 с.
3. *Панин В.В.* Метод оценки запасов устойчивости компрессоров ГТД на переходных режимах.–В кн.: Прогресс–технология–качество: Труды Второго конгресса двигателестроителей Украины с иностранным участием, Киев–Харьков–Рыбачье, 22 – 25 сентября 1997. – С.177–181.
4. *Боднер В.А., Рязанов Ю.А., Шаймарданов Ф.А.* Системы автоматического управления двигателями летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973.–248 с.

Стаття надійшла до редакції 3 жовтня 1997 року.



**Владислав Вадимович Панін** (1955), закінчив у 1978 році Київський інститут інженерів цивільної авіації. Кандидат технічних наук, доцент, заступник декана механічного факультету.

Має понад 30 наукових праць, співавтор більше ніж 30 раціоналізаторських пропозицій та 5 винаходів.

**Vladislav V. Panin** (b. 1955) graduated from Kyiv institute of Civil Aviation engineers. PhD (Eng) ass. professor, deputy heqrd of mechanical department. . Author more than 30 publication, co-autor of more than 30 innovations and 5 inventions.