

де $C_1 = \frac{F_{B31}}{q(\lambda_{TH})F_{CATH}}$; G_{TH} - витрата газу.

Використовуючи умову $G_{B2} = G_{B1} m$, запишемо вираз для витрати повітря в перерізах входу в камеру змішування з зовнішнього контуру і входу в компресор високого тиску (КВТ):

$$m_B q(\lambda_{B32}) F_{B32} \frac{p_{BЛ2}^* \sigma_2}{\sqrt{T_{BЛ}^*}} = m_B q(\lambda_{BK}) F_{BK} \frac{p_{BK}^*}{\sqrt{T_{BK}^*}} m,$$

де $q(\lambda_{B32})$, F_{B32} - відносна густина току і площа перерізу на вході в камеру змішування у зовнішньому контурі; σ_2 - коефіцієнт відновлення повного тиску в зовнішньому контурі; m - ступінь двоконтурності.

Якщо допустити, що величина σ_2 не залежить від умов польоту, то одержуємо рівняння для визначення відносної густини току на вході в камеру змішування в зовнішньому контурі:

$$q(\lambda_{B32}) = C_2 \frac{p_{BK}^*}{p_{BЛ2}^*} \sqrt{\frac{T_{BЛ}^*}{T_{BK}^*}} q(\lambda_{BK}) m,$$

$$\text{де } C_2 = \frac{F_{BK}}{F_{BС2} \sigma_2}.$$

З балансу тисків у внутрішньому та зовнішньому контурах двигуна, при умові рівності статичних тисків ($p_{B31} = p_{B32}$), одержимо:

$$\pi(\lambda_{B32}) = \frac{\sigma_{K3}}{\sigma_2} \frac{\pi_{KH}^* \pi_{KB}^*}{\pi_{BЛ}^* \pi_{TB}^* \pi_{TH}^*} \pi(\lambda_{B31}). \quad (2)$$

В рівнянні (2) прийнято, що ступінь підвищення тиску в вентиляторі у зовнішньому контурі $\pi_{BЛ}^*$ не дорівнює ступеню підвищення тиску в КНД у внутрішньому контурі π_{KH}^* , що є як у ТРДД з великим ступенем двоконтурності, так і в двигунах з приєднаними ступенями (див. рисунок).

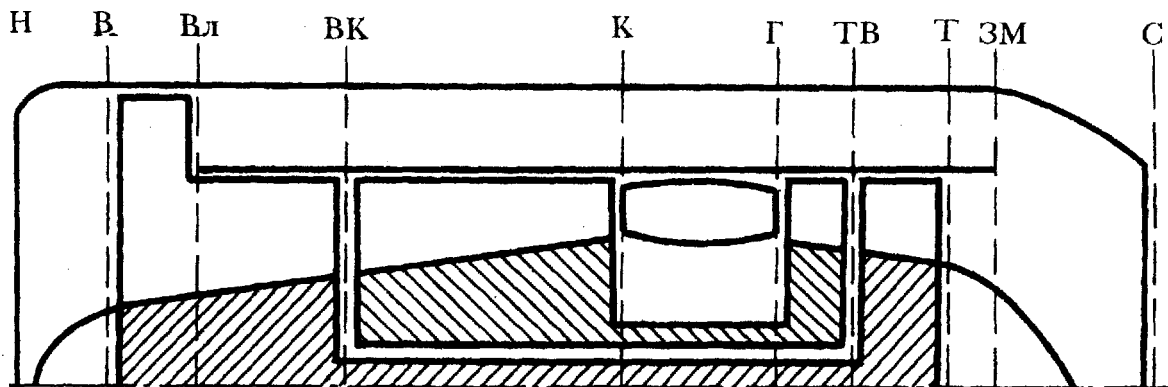


Схема ТРДД зі змішуванням потоків та приєднаними ступенями

Система рівнянь, що описує умови спільної роботи елементів на неусталених режимах роботи, має такий вигляд :

$$\frac{\pi_K^*}{q(\lambda_{BK})} = C_3 \sqrt{\frac{(1+g_T)C_4}{\eta_{TK}\eta_m} \left[\frac{\pi_K^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_K^*} + I_{zb}\omega_b \frac{d\omega_b}{dt} \frac{1}{C_5 p_{BK}^* \sqrt{T_{BK}^* q(\lambda_{BK})}} \right]};$$

$$T_{CM}^* = \frac{T_T^* + mT_{BJ}^*}{1+m};$$

$$Z(\lambda_{CM}) = \frac{Z(\lambda_{BC1})\sqrt{T_T^*} + mZ(\lambda_{BC2})\sqrt{T_{BK}^*}}{(1+m)\sqrt{T_{CM}^*}};$$

$$P_{CM}^* = P_T^* \frac{q(\lambda_{BC1})}{q(\lambda_{BC2})} \sqrt{\frac{T_{CM}^*}{T_T^*}} \frac{1+m}{1+m \frac{q(\lambda_{BC1})}{q(\lambda_{BC2})} \frac{P_T^*}{P_{BK}^* \sigma_2} \sqrt{\frac{T_{BK}^*}{T_T^*}}}; \quad (3)$$

$$\pi_{TH}^* \sqrt{\frac{T_T^*}{T_{TB}^*}} = C_1 q(\lambda_{B31}) + \frac{\Delta G_{TH}}{G_{TH}};$$

$$q(\lambda_{B32}) = C_2 \frac{p_{BK}^*}{p_{BJ2}^*} \sqrt{\frac{T_{BJ}^*}{T_{BK}^*}} q(\lambda_{BK}) m;$$

$$\pi(\lambda_{B32}) = \frac{\sigma_{K3}}{\sigma_2} \frac{\pi_{KH}^* \pi_{KB}^*}{\pi_{BJ}^* \pi_{TB}^* \pi_{TH}^*} \pi(\lambda_{B31});$$

$$(1+g_T)C_6 T_T^* - C_{PB} T_B^* (m l_{BJ} + l_{KH}) = I_{ZH} \omega_{HT} \left(\frac{d\omega_{HT}}{dt} \right) \frac{\sqrt{T_{BK}^*}}{C_7 P_{BK}^* q(\lambda_{BK})},$$

де g_T - відносна витрата палива; $C_1 - C_6$ - константи; $l_{BJ} = \left(\pi_{BJ}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{BJ}^*}$ - питома робота

вентилятора; $l_{KH} = \left(\pi_{KH}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{KH}^*}$ - питома робота компресора високого тиску,

Таким чином, при докритичному витіканні з реактивного сопла приведена швидкість і кінці камери змішування λ_{3M} не залишається постійною, а зменшується в міру дроселювання. Падіння λ_{3M} викликає уповільнення росту λ_2 , яке швидко переходить в падіння λ_2 прискорення падіння λ_1 та $\pi_{T.B.}$. Відповідно уповільнюється та починає падати ступінь двоконтурності - прискорюється π_B по π_K . Результатом прискореного падіння $\pi_{T.B.}$ на докритичному режимі витоку з сопла є уповільнення падіння π_{3M}^* , яке по відношенню до π_v при докритичному витоку з сопла проходить за універсальним законом інваріантно в умовах польоту. При докритичному витіканні з сопла падіння тяги по π_K та ступінь підігріву уповільнюються внаслідок уповільнення падіння π_{3M}^* . Лінійна залежність тяги по π_{KE} відмічена при відсутності змішування, характерна і для ТРДД зі змішуванням, але при більш швидкому падінні π_{KE} по R . Падіння T_r^* зі зменшенням тяги, майже лінійне в ТРДД без змішення, незначно прискорюється при змішенні.

Необхідно задати закони регулювання, щоб зміна параметрів двигуна в залежності від умов польоту (M_n , H) була однозначною.

За допомогою наведеної системи рівнянь (3) можна побудувати лінії прийомистості на полі характеристик каскадів компресорів для двигунів підвищеної контролепридатності за даними бортових систем реєстрації параметрів. Наявність фактичних ліній прийомистості дозволяє оцінити величини мінімальних запасів стійкої роботи каскадів компресорів газотурбінних двигунів в умовах експлуатації, що суттєво підвищує рівень безпеки польотів.

Список літератури

1. Панин В.В. Моделирование условий совместной работы элементов ТРДД при оценке запасов устойчивости на переходных режимах в эксплуатации // Проблемы эксплуатации та надійності авіаційної техніки. - К.: КМУЦА, 1997. - С.97-99.
2. Голубев В.А. Теория и расчет двухконтурных ТРДД. - М.: МАИ, 1983. - 83 с.