

Руденко // Промышленная теплотехника. – 2010. – Т.32. – С. 31-41. 4. РТМ 108.030.140-87. Расчет и рекомендации по проектированию поперечно-ребренных конвективных поверхностей нагрева стационарных котлов [Текст]. – Л.: Минэнергомаш, 1988. – 30 с. 5. Письменный Е.Н. Расчет конвективных поперечно-ребренных поверхностей нагрева [Текст]/Е.Н. Письменный. – Киев: Альтерпрес. – 2003. – 184 с.

Поступила в редколлегию 23.02.2011

УДК 629.7.036(075.8)

І.Ф. КІНАЩУК, канд. техн. наук, ст. наук. співр., НАУ, м. Київ

УЗГОДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ГАЗОГЕНЕРАТОРА І ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЇ ПРИСТАВКИ ТРДД

У статті розглянуто особливості розрахунку ТРДД з заднім розташуванням вентиляторної приставки. Розглянуто узгодження параметрів газогенератора і турбовентиляторної приставки, засноване на розподілі вільної енергії між контурами, що забезпечує оптимальне співвідношення швидкостей на виході з сопла першого і другого контурів.

Ключові слова: турбовентиляторна приставка, турбіна, газогенератор

В статье рассмотрены особенности расчета ТРДД с задним расположением вентиляторной приставки. Рассмотрено согласование параметров газогенератора и турбовентиляторной приставки, основанное на распределении свободной энергии между контурами, обеспечивающее оптимальное соотношение скоростей на выходе из сопел первого и второго контуров.

Ключевые слова: вентилятор турбовентиляторная приставка, турбина, газогенератор

The article describes the features of calculation turbojet with rear fan attachment. We consider the harmonization of the gas generator and the turbofan-top boxes, based on the distribution of free energy between the circuits, providing optimal speed ratio at the exit of the nozzles first and second circuits.

Key word: fan, turbofan-top boxes, turbine, gas generator

1. Вступ

Основні шляхи вдосконалення двоконтурних турбореактивних двигунів спрямовані на збільшення економічності, підвищення питомої тяги, і як наслідок, зниження питомої маси.

Ці завдання вирішуються шляхом вибору оптимальних параметрів двигуна і конфігурації проточної частини з умов задоволення вимогам до силової установки у всьому діапазоні режимів польоту і з умов задоволення вимогам, що пред'являються до літальному апарату.

Мета цієї роботи - дослідження можливостей поліпшення параметрів двоконтурного двигуна з вентиляторної приставкою за рахунок оптимізації геометрії вентиляторної приставки.

Турбовентиляторна приставка складається з двох елементів: внутрішньої частини, працюючої в турбінному режимі, і зовнішньої частини, що працює в режимі гвинтовентилятора. Газовий потік, що виходить з турбіни низького тиску газогенератора, є робочим тілом для турбіни турбовентиляторної приставки. Потужність, що розвивається турбіною вентиляторної приставки, практично без втрат передається в зовнішній контур для підвищення ефективності енергії повітря, що проходить через зовнішній контур.

2. Узгодження параметрів газогенератора і турбовентиляторної приставки ТРДД

Термодинамічний розрахунок ТРДД з заднім розташуванням турбовентиляторної приставки складається з термодинамічної розрахунку базового газогенератора і розрахунку оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки.

Для отримання оптимальних параметрів ТРДД з роздільним виходом потоків необхідно розподілити корисну роботу циклу між контурами так, щоб забезпечувалося оптимальне співвідношення швидкостей на виході з сопла першого СІ і другого СІІ контурів.

Оптимізація параметрів двоконтурності здійснюється зазвичай для конкретних розрахункових умов польоту літального апарату с урахуванням різних варіантів конструктивно-компонувальних схем двигуна.

Лопатки турбовентиляторного приставки мають складну конструкцію. Внутрішня частина лопатки працює в турбінному режимі і тому має відповідне профілювання. Зовнішня частина лопатки працює в компресорному режимі і має, відповідно, параметри лопатки компресора або вентилятора.

Внутрішня (турбінна) частина лопаточного вінця турбовентиляторної приставки характеризується ступенем розширення $\pi_{т.Вл} = p_{т.к}^* / p_{с}^*$ і роботою розширення, яка затрачується для стиснення повітря, що проходить через зовнішній контур приставки. Зовнішня (вентиляторна) частина приставки характеризується ступенем підвищення тиску і роботою стиснення.

Існує оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора (оптимальні значення параметрів турбінної і вентиляторної частин турбовентиляторного приставки), при якому забезпечується мінімальна питома витрата палива в заданих умовах польоту.

Вихідними даними для визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки є результати термодинамічного розрахунку газогенераторної частини двигуна і розрахункові умови польоту.

За даними термодинамічного розрахунку газогенератора визначаються значення корисної роботи циклу L_i і параметри газового потоку за турбіною газогенератора.

Робота циклу газогенератора розраховується у припущенні, що ККД процесів стиску і розширення (η_c та η_p) приблизно рівні ККД компресора (η_k^*) і турбіни (η_t^*) газогенератора, тобто

$$\eta_c \approx \eta_k^* ; \eta_p \approx \eta_t^* .$$

Для виконання попередніх оптимізаційних розрахунків таке припущення є досить коректним.

Розрахункові умови польоту характеризуються розрахунковою висотою і швидкістю польоту V_p (або числом Маха $M_{н.р}$), і, відповідно, розрахунковими значеннями температури і тиску повітря на вході в двигун і в вентиляторну приставку - $T_{н}^*$ и $p_{н}^*$.

На основі статистичних даних для повітряних гвинтів і гвинтовентиляторів задаються значенням ККД вентиляторної приставки на розрахунковому режимі.

Для діапазону чисел $M_H = 0,5 \dots 0,7$ ККД вентиляторної приставки беруть $\eta_{\text{вл.р}} = 0,8 \dots 0,85$

Умови оптимізації

Турбогвинтові (ТВД) або турбогвинтовентиляторні (ТГВД) двигуни можна умовно розглядати як двоконтурні двигуни з великим ступенем двоконтурності (> 10). Для таких двигунів умова оптимального розподілу роботи циклу між гвинтом і прямою реакцією (між зовнішнім і внутрішнім контурами) записується у вигляді

$$\left(\frac{c_c}{V_p} \right)_{\text{opt}} = \frac{1}{\eta_B}.$$

Застосовуючи цей принцип для розрахунку параметрів вентиляторної приставки, визначається значення швидкості газу на виході з сопла внутрішнього контуру

$$c_{\text{сIIopt}} = \frac{V_p}{\eta_B}.$$

При цьому значенні швидкості забезпечується оптимальний розподіл вільної енергії між зовнішнім і внутрішнім контурами турбовентиляторної приставки, що характеризується мінімальним питомою витратою палива.

ТРДД з заднім розташуванням турбовентиляторної приставки за принципом створення сили тяги є двоконтурним двигуном з роздільним виходом потоків. Для ТРДД з роздільним виходом потоків умовою оптимального розподілу роботи циклу внутрішнього контуру L_i в ідеальному випадку є рівність швидкостей потоків на виході з внутрішнього та зовнішнього контурів $c_{\text{сI}} = c_{\text{сII}}$.

З розглянутих умов отримуємо, що оптимальним параметрам турбовентиляторної приставки, зовнішній контур якої характеризується ККД гвинта (або ККД вентилятора) $\eta_{\text{вл}}$, для розрахункового значення швидкості польоту V_p відповідають швидкості на виході з сопла внутрішнього і зовнішнього контурів

$$c_{\text{сI}} = c_{\text{сII}} = \frac{V_p}{\eta_{\text{вл}}}.$$

3. Визначення параметрів турбовентиляторної приставки

1. Корисна робота циклу газогенератора, яка розглядається як вільна енергія, визначається за вихідними параметрами робочого процесу з термодинамічної розрахунку газогенератора

$$L_i = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{e-1}{\eta_c} \left(\frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right),$$

$$\text{де } e = \pi_{\kappa\Sigma}^{*k \frac{k-1}{k}}; \Delta = \frac{T_r^*}{T_H}; \eta_c \approx \eta_{\kappa}^*; \eta_p \approx \eta_T^*; \bar{m} = 1,04.$$

2. Зовнішня робота, яка передається турбіною вентиляторної приставки в зовнішній контур, визначається за формулою

$$L_e = L_i - \frac{c_{\text{сII}}^2 - V_p^2}{2}, \quad (1)$$

або з урахуванням, того, що, $c_{cI} = c_{cII} = \frac{V_p}{\eta_{Вл}}$, одержуємо оптимальне значення зовнішньої роботи при заданій швидкості польоту і заданому ККД вентилятора

$$L_e = L_i - \frac{V_p^2}{2} \left(\frac{1 - \eta_{Вл.п}^2}{\eta_{Вл.п}^2} \right).$$

3. Зовнішня робота L_e перетворюється у зміну кінетичної енергії повітряного потоку, який проходить через зовнішній контур, з урахуванням ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки m

$$\frac{\eta_{Вл.п}}{m} L_e = \frac{c_{cII}^2 - V_p^2}{2}.$$

З урахуванням оптимального співвідношення швидкості польоту і швидкості на виході з внутрішнього та зовнішнього контурів турбовентиляторної приставки отримуємо

$$L_e = \frac{m \left(V^2 \frac{1}{\eta_{Вл.п}^2} - V^2 \right)}{2\eta_{Вл.п}} = V^2 \frac{m}{2} \left(\frac{1 - \eta_{Вл.п}^2}{\eta_{Вл.п}^3} \right). \quad (2)$$

4. На основі співвідношень п. 2 і п. 3 отримуємо

$$V^2 \frac{m}{2} \left(\frac{1 - \eta_{Вл.п}^2}{\eta_{Вл.п}^3} \right) = L_i - \frac{V^2}{2} \left(\frac{1 - \eta_{Вл.п}^2}{\eta_{Вл.п}^2} \right),$$

звідки отримуємо формулу для визначення оптимального значення ступеня двоконтурності при заданих умовах польоту і заданому значенні ККД вентилятора:

$$m_{opt} = \frac{L_i - \frac{V^2}{2} \left(\frac{1 - \eta_{Вл.п}^2}{\eta_{Вл.п}^2} \right)}{\frac{V^2}{2} \left(\frac{1 - \eta_{Вл.п}^2}{\eta_{Вл.п}^3} \right)}.$$

5. Розрахункове значення ступеня підвищення тиску в вентиляторі $\pi_{Вл.п.опт}^*$ розраховується відповідно отриманому оптимальному значенню ступеня двоконтурності за формулою:

$$\pi_{Вл.п.опт}^* = \left(\frac{L_e \frac{\eta_{Вл.п}}{m_{opt}}}{\frac{k}{k-1} RT_b^*} + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

де $L_e \frac{\eta_{Вл.п}}{m_{opt}}$ визначається за формулами (2).

Значення $\pi_{Вл.п.опт}^*$ дозволяє визначити параметри потоку на виході з сопла зовнішнього контуру. Подальший розрахунок турбовентиляторної приставки визначається умовами проектування двигуна в цілому.

Після визначення оптимальних значень ступеня двоконтурності і ступеня підвищення ефективності тиску в вентиляторі, необхідно, узгодити параметри турбіни і вентилятора приставки. Для вирішення цієї проблеми не представляється можливим застосовувати комплексний параметр, запропонований в роботі [1]

$$\Pi = \frac{u_k^2 \bar{G}_k m_g}{\sigma MFP(M_g)}, \quad (3)$$

де u_k - окружна швидкість ротора компресора,
 \bar{G}_k - коефіцієнт витрати повітря для вентилятора,
 $m_g = 0.0396$,
 σ - розтягувальна напруга,
 $MFP(M_g)$ - параметр витрати газу через турбіну

Неможливість застосування комплексного параметра пояснюється тим, що рівняння (3) було отримано коли напруження розтягу в лопатках турбіни визначалися за рівнянням (4) і залежали тільки від вихідній площі турбіни при постійних обертах ротора. У лопатках турбіни приставки розтягувальної напруги залежать не тільки від параметрів, що входять в рівняння (4), а і від відцентрових сил лопаток компресора.

$$\sigma = 2\rho \frac{\pi}{3600} N^2 A_r \Phi, \quad (4)$$

де ρ = щільність матеріалу лопатки,
 N = частота обертання ротора,
 A_r = вихідна площа турбіни,
 Φ = коефіцієнт форми лопаток турбіни.

Вплив лопаток компресора і вплив зміни форми лопаток турбіни на напруги в них можна врахувати деяким коефіцієнтом Φ_0 в рівнянні (4) і, замінюючи вихідну площа турбіни через витрату і середні параметри газу, записати його у вигляді:

$$\Pi = \frac{m \sin \alpha \sigma_b \pi_k^* \sqrt{T_H^*}}{\Phi_0 K_G f \pi_T^* \sqrt{T_T^*}} 2,32 \cdot 10^{-4}, \quad (5)$$

де α = кут виходу з потоку соплового апарату першого ступеня турбіни,
 $K_G = 0,93 \div 0,95$,

f - відносна витрата палива,

π_k^* - ступінь підвищення тиску в компресорі,

T_H^* - температура загальмованого потоку,

π_T^* - ступінь зниження тиску в турбіні,

T_T^* - температура загальмованого потоку за турбіною,

σ_b – коефіцієнт втрат повного тиску в камері згоряння,

Φ_0 – емпіричний коефіцієнт. Через складності визначення Φ_0 пропонується використовувати замість рівняння (5) наступне:

$$\frac{u_k^* \bar{G}_k}{u_T^2 \bar{G}_T} = 0,98 \frac{m}{K_G f} \sigma_b \frac{\pi_{Вл}^* \sqrt{T_H^*}}{\pi_T^* \sqrt{T_T^*}}, \quad (6)$$

де $\pi_{Вл}^*$ – ступінь підвищення тиску в вентиляторі.

Ставлення окружних швидкостей компресора і турбіни можна замінити відношенням зовнішніх діаметрів $\left(\frac{u_k}{u_T} = \frac{D_k}{D_T} \right)$.

З іншого боку, ставлення діаметрів можна виразити через відносний внутрішній діаметр вентилятора

$$\bar{d}_k = \frac{D_k}{D_T}(1 + \Delta).$$

де Δ - відносна радіальна протяжність замку лопатки вентилятора. Знаючи оптимальні величини ступеня двоконтурності і ступеня підвищення тиску в вентиляторі і задаючи \bar{d}_k і \bar{G}_k , визначають коефіцієнт витрати для турбіни приставки \bar{G}_T з рівняння (7)

$$\frac{\bar{G}_k}{\bar{G}_T} = 0,98 \frac{m}{K_G f (1 + \Delta)^2} \sigma_b \frac{\pi_{Вл.опт}^*}{\pi_T^*} \sqrt{\frac{T_H^*}{T_T^*}} \quad (7)$$

Потім визначають діаметри турбіни і компресора з подальшою перевіркою напруження в лопатках турбіни

Якщо турбовентиляторна приставка komponується з серійним газогенератором, який має певну витрату повітря на розрахунковому режимі, то в цьому випадку послідовно розраховуються витрата повітря через зовнішній контур, тяга двигуна і питома витрата палива, відповідно, за формулами:

$$G_{ВП} = m G_{ВІ};$$

$$R_{\Sigma} = G_{ВІ}(1 + m) R_G;$$

$$C_R = \frac{3600 g_{II} c_{II} (T_{Г}^* - T_{К}^*)}{\eta_{Г} H_u \cdot R_G (1 + m)}.$$

Якщо задана тяга двигуна на розрахунковому режимі R_{Σ} , то проектування двигуна передбачає визначення витрат повітря через внутрішній і зовнішній контури двигуна.

4. Висновки

Метод, викладений у статті, може бути використаний при визначенні геометричних параметрів вентиляторної приставки.

Список літератури: 1. Холщевников К.В. Согласование параметров компрессора и турбины в авиационных газотурбинных двигателях. – М.: Машиностроение, 1965.- 200 с. 2. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1970.- 603 с. 3. Терещенко Ю.М., Волянская Л.Г., Кулик Н.С., Панин В.В. та ін. Теория авиационных газотурбинных двигателей. – Киев: Книжное издательство НАУ, 2005. – 500 с.

Поступила в редколлегию 11.03.2011

УДК 628.4.02

О.М.КОВАЛЕНКО, канд. пед. наук, доц., ректор Харківського інституту екології і соціального захисту

РЕСУРСО- ТА ЕНЕРГОЗБЕРЕЖЕННЯ В КОНТЕКСТІ СТАЛОГО РОЗВИТКУ УКРАЇНИ

Стаття посвящена процессу формирования устойчивого развития Украины через ресурсо- и энергосбережение. Особенное внимание уделено проектированию системы организации и управления использования вторичных материальных ресурсов в регионе.