

УДК 629.7.036 (075.8)

# УЗГОДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ТУРБО- ВЕНТИЛЯТОРНОЇ ПРИСТАВКИ ТРДД ІЗ ЗАДНІМ РОЗТАШУВАННЯМ ВЕНТИЛЯТОРА

*Розглядається задача оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки ТРДД за умовою отримання мінімального значення питомої витрати палива для конкретних умов польоту літального апарата*

*Ключові слова: газотурбінний двигун, вентиляторна приставка, оптимізація параметрів*

*Рассматривается задача оптимизации параметров турбовентиляторной приставки ТРДД за условием получения минимального значения удельной затраты топлива для конкретных условий полета летательного аппарата*

*Ключевые слова: газотурбинный двигатель, вентиляторна приставка, оптимизация параметров*

*The task of optimization of parameters of turboventilyatornoy prefix of TRDD is examined after the condition of receipt of minimum value of specific expense of fuel for the concrete terms of flight of aircraft*

*Key words: turbo-engine, ventilyatorna prefix, optimization of parameters*

**Ю. М. Терещенко**

Доктор технічних наук, професор\*  
Контактний тел.: 8 (044) 406-75-93

**С. Ю. Гуз**

Науковий співробітник\*  
Контактний тел.: 8 (044) 406-70-58

**Ю. Ю. Терещенко**

Інженер\*  
Контактний тел.: 8 (044) 406-75-93

\*Кафедра авіаційних двигунів  
Національний аерокосмічний інститут  
пр. Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03058

## 1. Постановка проблеми

ТРДД із заднім розташуванням вентилятора (турбовентиляторною приставкою) створювались на основі базового газогенератора (одноконтурного ТРД). Прикладами таких двигунів можна назвати ТРДД GP-700,

GJ.805-23. У цих випадках ТРД використовується як газогенератор внутрішнього контура ТРДД. Розрахункова схема ТРДД з заднім розташуванням турбовентиляторної приставки та позначення основних перерізів, в яких визначаються термогазодинамічні параметри потоку, зображена на рис.1.

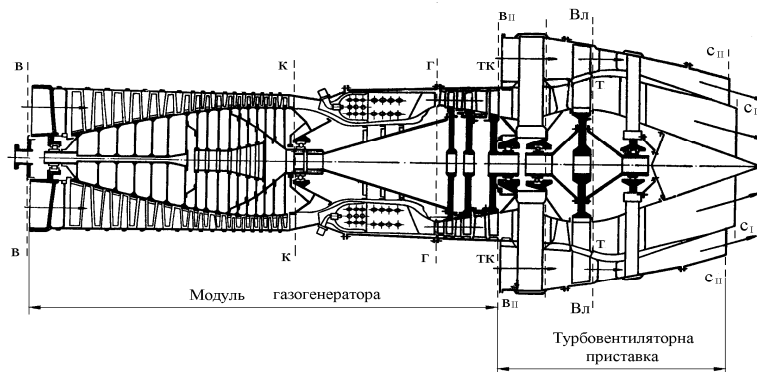


Рис. 1. Розрахункова схема ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки

## 2. Аналіз останніх досліджень і публікацій

Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса.

Внутрішня частина робочого колеса утворюється лопатками турбіни, а зовнішня частина - лопатками вентилятора [1,2].

Зв'язок між турбовентиляторною приставкою і газогенератором внутрішнього контура газодинамічний: турбінна частина приставки працює від газового потоку, який виходить з турбіни газогенератора внутрішнього контура.

Турбовентиляторна приставка підвищує тягу та економічність двигуна.

На дозвукових швидкостях польоту ТРДД із заднім розташуванням вентилятора дозволяють без значних змін конструкції газогенератора створювати модульні конструкції газотурбінних двигунів (ТРД або ТРДД).

Наприклад, на базі ТРД J79 створений ТРДД CJ-805-23.

Термогазодинамічний розрахунок ТРДД із заднім розташуванням вентилятора (турбовентиляторною приставкою) складається з розрахунку базового газогенератора та визначення оптимальних параметрів модуля турбовентиляторної приставки.

## 3. Формулювання цілей статті

За умовою отримання мінімального значення питомої витрати палива для конкретних умов польоту літального апарата необхідно визначити оптимальні параметри турбовентиляторної приставки ТРДД.

Базовий газогенератор створюється за одноярусною або двоярусною конструкцією. Розрахункові схеми газогенераторів газотурбінних двигунів, що застосовуються при створенні ТРДД з турбовентиляторною приставкою наведено у першому розділі даного посібника на рис.1.

## 4. Основні аспекти проблеми

### 4.1. Визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки

Відомо, що для отримання оптимальних параметрів ТРДД з роздільним виходом потоків необхідно виконати умову оптимального співвідношення швидкостей  $c_1$  та  $c_{II}$  на виході з сопел першого та другого контурів, тобто

$$\frac{A}{A} = \eta$$

Оптимізація параметрів двоконтурності здійснюється для конкретних умов польоту літального апарата та передбачає розглядання декількох варіантів компоновальних схем двигуна.

Розрахункова схема турбовентиляторної приставки та основні умовні позначення перерізів зображено на рис.2.

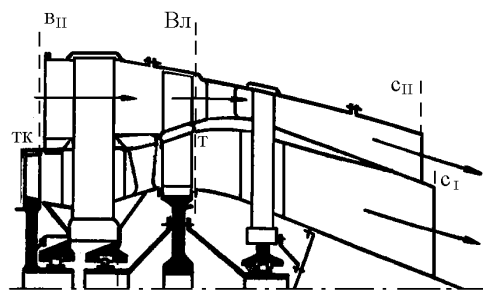


Рис .2. Розрахункова схема турбовентиляторної приставки ТРДД

Турбовентиляторна приставка має внутрішню частину, що працює в турбінному режимі, та зовнішню вентиляторну частину. Лопатки турбовентиляторної приставки мають складну конструкцію. Внутрішня частина лопатки працює в турбінному режимі та має параметри турбінної лопатки. Зовнішня частина лопатки працює в компресорному режимі та має параметри компресорної (вентиляторної) лопатки.

Відповідно внутрішня (турбінна) частина приставки характеризується ступенем розширення  $\pi_{Т.Вл}^* = p_{Т.к.}^* / p_c^*$ . Зовнішня (вентиляторна) частина приставки характеризується ступенем підвищення тиску  $\pi_{ВлП}^*$  та ступенем двоконтурності  $m$ .

Існує оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора (оптимальні параметри турбінної та вентиляторної частин турбовентиляторної приставки), що забезпечує для даних умов польоту мінімальну питому витрату палива. Вихідними даними для визначення оптимальних параметрів турбінної та вентиляторної частин турбовентиляторної приставки є результати термогазодинамічного розрахунку газогенератора і розрахункові умови польоту.

В результаті термодинамічного розрахунку газогенератора визначено значення корисної роботи циклу  $L_i$  і параметри газового потоку за турбіною газогенератора.

Робота циклу газогенератора розраховується з припущенням, що ККД процесів стискування і розширення ( $\eta_c$  та  $\eta_p$ ) рівні, відповідно, ККД компресора і турбіни газогенератора, тобто  $\eta_c \eta_k^*$ ;  $\eta_c \eta_T^*$ . Для виконання попередніх оптимізаційних розрахунків таке припущення досить коректне.

Розрахункові умови польоту характеризуються розрахунковою швидкістю польоту  $V_p$  (або числом  $M_{H,p}$ ), та, відповідно, розрахунковими значеннями температури та тиску повітря на вході в двигун і у вентиляторну приставку –  $T_H^*$  та  $p_H^*$ .

На основі статистичних даних для повітряних гвинтів і гвинтовентиляторів задається значення ККД вентиляторної приставки на розрахунковому режимі  $\eta_{Вл.р}$ . Для діапазону чисел  $M_H = 0,5 \div 0,7$  можна прийняти  $\eta_{Вл.р} = 0,8 \div 0,85$ .

### 4.2. Умови оптимізації

Для дозвукових швидкостей польоту використовуються турбогвинтові двигуни (ТГВД) або турбогвинтовентиляторні двигуни (ТГВВД), які можна умовно розглядати як двоконтурні двигуни з великим сту-

пенем двоконтурності ( $m > 10$ ). Умовою оптимального розподілу роботи циклу у ТГВД, при якій забезпечується мінімальна питома витрата палива, є [1].

$$\left(\frac{c_c}{V_p}\right)_{opt} = \frac{1}{\eta_2}.$$

Поширюючи цей принцип для розрахунку параметрів вентиляторної приставки визначаємо швидкість газу на виході з сопла першого контура, яка відповідає оптимальному розподілу вільної енергії газу за турбіною газогенератора ( корисної роботи циклу  $L_i$  )

$$c_{c1opt} = \frac{V_p}{\eta_2}. \tag{1}$$

Формула (1) характеризує першу умову оптимізації розподілу роботи циклу газогенератора  $L_i$  у приставці.

ТРДД із задним розташуванням турбовентиляторної приставки за принципом дії є двоконтурним двигуном з роздільним виходом потоків. Для ТРДД з роздільним виходом потоків умовою оптимального розподілу роботи циклу внутрішнього контура  $L_i$  є рівність швидкостей потоків на виході з сопел внутрішнього і зовнішнього контурів

$$c_{c1} = c_{cII}. \tag{2}$$

Об'єднуючи формули (1) і (2) отримуємо, що оптимальним параметрам турбовентиляторної приставки для розрахункового значення швидкості  $V_p$  відповідають значення швидкостей потоку у соплах першого та другого контурів

$$c_{cI} = c_{cII} = \frac{V_p}{\eta_b}. \tag{3}$$

Визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки

Узгодження параметрів турбовентиляторної приставки та газогенератора ТРДД здійснюється у наступній послідовності.

Визначається корисна робота циклу газогенератора та зовнішня робота, яка передається турбіною вентиляторної приставки у зовнішній контур

$$L_i = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{e-1}{\eta_c} \left( \frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right), \tag{4}$$

де  $e = \pi_{к\sigma}^{\frac{k-1}{k}}$ ;  $\Delta = \frac{T_r^*}{T_H}$ ;  $\eta_c \approx \eta_k^*$ ;  $\eta_p \approx \eta_r^*$ ;  $\bar{m} = 1,04$ .

Усі вихідні дані відповідають розрахунковим умовам польоту

$$L_e = L_i - \frac{c_{cII}^2 - V_p^2}{2}. \tag{5}$$

З урахуванням формули (1) отримуємо

$$L_e = L_i - \frac{V_p^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^2} \right). \tag{6}$$

Зовнішня робота  $L_e$  перетворюється у кінетичну енергію повітряного потоку, що проходить через зовнішній контур

$$\frac{\eta_{Вл.р}}{m} L_e = \frac{c_{cII}^2 - V_p^2}{2}. \tag{7}$$

Формула (5) з урахуванням формули (3) записується у вигляді

$$L_e = \frac{m \left( V^2 \frac{1}{\eta_{Вл.р}^2} - V^2 \right)}{2 \eta_{Вл.р}} = V^2 \frac{m}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^3} \right). \tag{8}$$

Визначається оптимальне значення ступеня двоконтурності на підставі розв'язання спільно рівнянь (4) і (5)

$$V^2 \frac{m}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^3} \right) = L_i - \frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^2} \right). \tag{9}$$

Отримаємо вираз для визначення оптимального значення ступеня двоконтурності, яке відповідає розрахунковим умовам польоту

$$m_{opt} = \frac{L_i - \frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^2} \right)}{\frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^3} \right)}. \tag{10}$$

Оптимальне значення  $\pi_{Вл.р}^*$  та параметри потоку за вентиляторною приставкою визначаємо за формулою:

$$\pi_{Вл.р}^* = \left( \frac{L_e}{\frac{k}{k-1} RT_b^* m_{opt}} + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}} \tag{11}$$

де  $L_e \frac{\eta_{Вл.р}}{m_{opt}}$  розраховуємо за формулою (5).

## 5. Висновок

Вирішена задача оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки ТРДД за умовою отримання мінімального значення питомої витрати палива для конкретних умов польоту літального апарата. Подальший розрахунок вентиляторної приставки залежить від умов проектування [2]. Якщо вентиляторна приставка компоується із серійним газогенератором, який має задану витрату повітря, то в цьому випадку послідовно визначаються витрата повітря через вентиляторну приставку, тяга і питома витрата палива. Якщо задана тяга двигуна  $R_\Sigma$ , то послідовно визначається витрата повітря через внутрішній і зовнішній контури та питома витрата палива.

## Література

1. Терещенко Ю.М. Теорія теплових двигунів [Текст] // підручник / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, С.О.Дмитрієв. – Київ.: Вища школа, 2001. – 382 с.
2. Холщевников К.В., Теория и расчет авиационных лопаточных машин.-2-изд., перераб. и доп [Текст] // підручник / Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.