

УДК 629.7.036

ТЕРЕЩЕНКО Ю.М., професор кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, професор

ДОРОШЕНКО К.В., доцент кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, кандидат технічних наук

ТЕРЕЩЕНКО Ю.Ю., старший викладач кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, кандидат технічних наук

ПЕРСПЕКТИВИ СТВОРЕННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ НОВИХ СХЕМ

У роботі розглянуто результати розрахункових досліджень параметрів і характеристик триконтурних ГТД. Показана перспективність використання універсального базового двоконтурного газогенератора для вирішення проблеми покращення параметрів і характеристик ГТД модульної конструкції з турбовентиляторною приставкою

Ключові слова: триконтурний газотурбінний двигун, універсальний базовий газогенератор, модуль турбовентиляторної приставки

Вступ

Створення серії газотурбінних двигунів на базі універсального газогенератора для перспективних літальних апаратів є надзвичайно **складною науково-технічною проблемою** [1, 2]. Універсальний базовий газогенератор забезпечує створення газотурбінних двигунів з різними параметрами й характеристиками. На рис.1 представлено можливості створення різних типів ГТД модульної консотукції на базі універсального газогенератора.

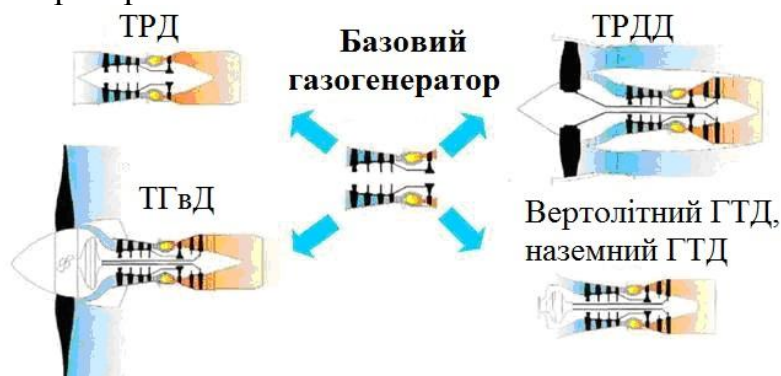


Рис.1. Застосування базового універсального газогенератора

Одна з проблем, пов'язана із завданням створення ГТД на основі базового газогенератора (рис.1), полягає в істотному впливі модуля вентилятора, який розташовується перед модулем газогенератора, на параметри й характеристики компресора газогенератора [2].

На рис.2 показана схема ТРДД, із застосуванням базового газогенераторного модуля ТРД J-79 [3] і заднім розташуванням турбовентиляторної приставки. Застосування турбовентиляторної приставки дозволяє вирішити дві головні задачі, що стоять при створенні газотурбінних двигунів.

По-перше, з якнайменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства газотурбінних двигунів на основі одного базового газогенератора. По-друге, поліпшити тяго-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД. Поліпшення економічності пояснюється усуненням негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля та збільшенням маси й одночасне зменшення вихідної швидкості газового струменю підвищує тяговий ККД (коефіцієнт корисної дії) двигуна коштом зменшення втрат енергії з вихідною швидкістю.

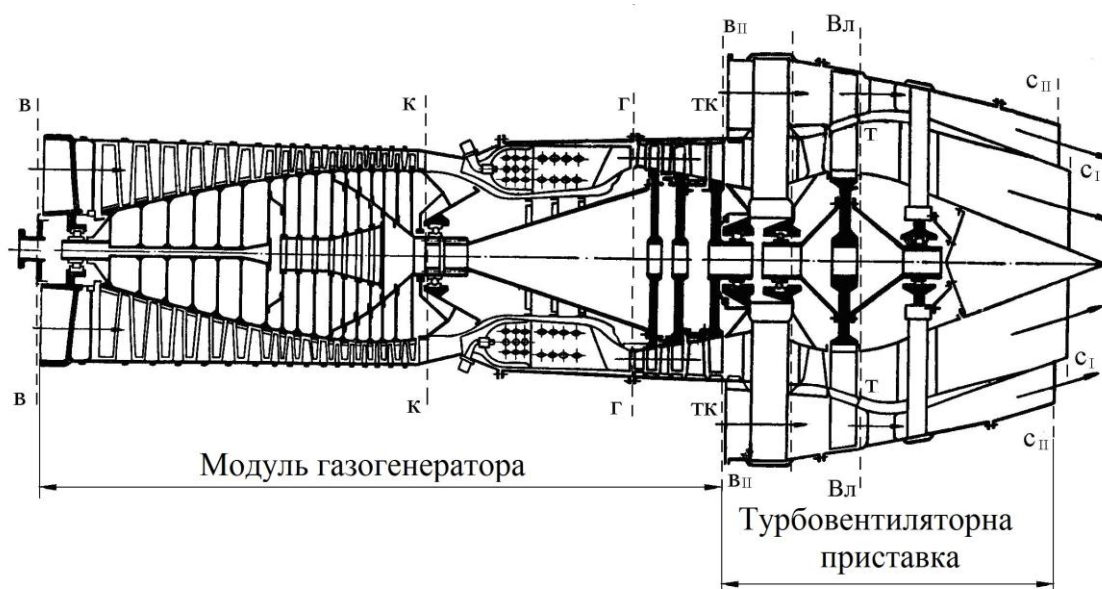


Рис. 2. Схема ТРДД на базі модуля газогенератора ТРД J -79

Для триконтурного турбореактивного двигуна (ТРТД) газогенераторна частина розглядається як двоконтурний газотурбінний двигун з камерою змішування потоків [4, 5]. Газоповітряні потоки, що проходять через перший і другий контури газогенератора з'єднуються в камері змішування й надходять звідти в турбіну турбовентиляторної приставки.

Метою роботи є визначення перспективності використання універсального базового двоконтурного газогенератора у вирішенні проблеми покращення параметрів і характеристик ГТД модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

Основний матеріал дослідження

Розглянемо вплив основних параметрів робочого процесу $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ і T_{Γ}^* на значення R_G і C_R при фіксованих значеннях ступеня триконтурності m_{III} .

На рис. 3 показано вплив на R_G і C_R при $\Delta = \text{const}$ різних значень ступеня триконтурності двигуна m_{III} і сумарного ступеня підвищення тиску $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ в газогенераторному контурі ТРТД [6].

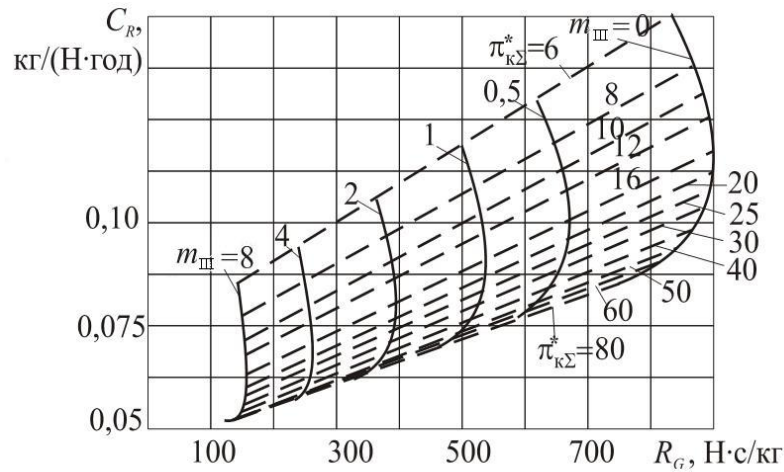


Рис. 3. Залежність R_G і C_R від параметрів робочого процесу ТРТД

На рис.4. зображена залежність R_G і \bar{C}_R від T_r^* , при умові $\pi_{\kappa\Sigma}^* = \text{const}$ і $m_I = \text{const}$, для кількох фіксованих значень m_{III} , яка наведена в []. Вони показують, що в ТРТД, призначених для польотів з дозвуковими швидкостями, оптимальна температура $T_r^* = 1400 \dots 1600 \text{K}$.

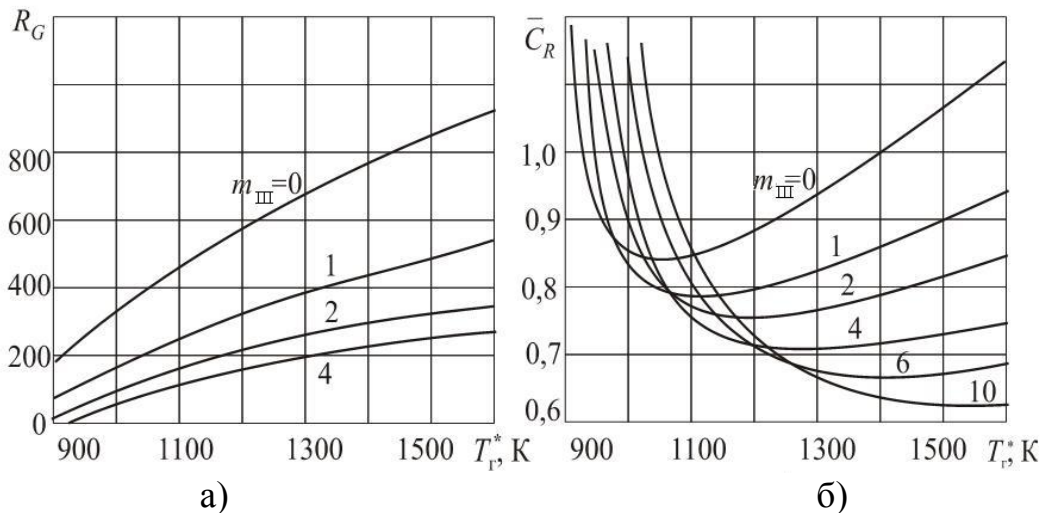


Рис.4. Залежність R_G (а) і C_R (б) від T_r^* для різних значень ступеня триконтурності ТРТД m_{III} (при $m_I = 1,3$)

Проаналізуємо вплив ступеня триконтурності m_{III} на R_G і C_R двигуна при незмінних параметрах його робочого процесу $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, η_{cII} , η_{pI} , Δ_I і m_I . Величини $\bar{R}_G = R_G/R_{G0}$ і $\bar{C}_R = C_R/C_{R0}$ характеризують відносні значення питомої тяги й питомої витрати палива, де \bar{R}_G і \bar{C}_R – значення питомих параметрів ТРТД при різних значеннях m_{III} (при $m_I = \text{const}$), а R_{G0} і C_{R0} – значення цих же параметрів при $m_{III} = 0$, тобто для газогенераторного контуру, який в даному випадку розглядається як ТРТД із змішуванням потоків. На рис.5 зображено швидкісні характеристики ТРТД

із ступенем триконтурності $m_{III} = 1$, $m_{III} = 3$, $m_{III} = 0$ при однакових газогенераторах (при $m_I = 1,3$), що отримані шляхом розрахунків[6,7].

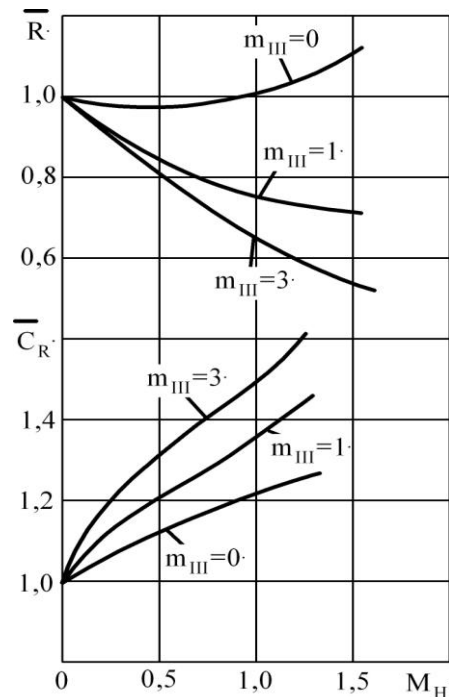


Рис.5. Швидкісні характеристики ТРТД з різними ступенями триконтурності

Всі двигуни мають однакові параметри робочого процесу в стендових умовах й однакові закони керування газогенератора $T_r^* = const$ і турбовентиляторного контура $n_{вл} = 100\% = const$. Чим більше значення ступеня триконтурності m_{III} , тим інтенсивніше зменшується тяга ТРТД при збільшенні числа Маха M_{II} . Це пояснюється зменшенням сумарної питомої тяги ТРТД при збільшенні числа M_{II} .

Дросельні характеристики ТРТД з різними ступенями триконтурності, що отримані авторами шляхом розрахунків, [] при однакових параметрах робочого процесу газогенераторного контуру (при $m_I = 1,3$), представлено на рис. 6. На зміну питомої витрати палива при дроселюванні ТРТД істотно впливає розрахунковий ступінь триконтурності $m_{IIIр}$.

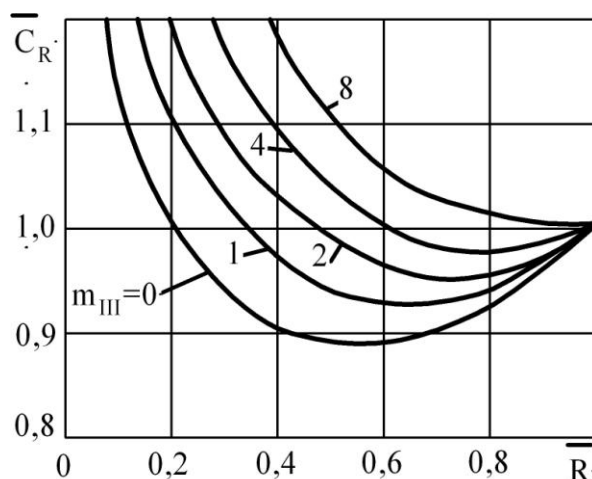


Рис. 6. Дросельна характеристика ТРТД (при $m_I = 1,3$)

Це пояснюється відхиленнями від оптимального розподілу роботи циклу першого контуру $L_{ц1}$ між контурами. В таблиці 1 наводяться дані базових газотурбінних двигунів і двоконтурних двигунів, що створені на базі їх газогенераторів, а також прогнозовані параметри триконтурного двигуна [].

Таблиця 1

Параметри базових ТРД і створених на їх основі ТРДД

| Тип двигуна | ТРД J-79 | ТРДД СJ805-21 | ТРД J-85 | ТРДД CF-700-1 | ТРТД (проект) |
|---|-------------|------------------|-------------|------------------|--|
| Температура T_T , К | 1311 | 1311 | 1280 | 1280 | 1600 |
| Ступінь підвищення тиску $\pi_{к\Sigma}^*$ | 13,5 | 13,5 | 8,1 | 8,1 | 29,5 |
| Витрата повітря $G_{в1.}, \text{кг/с}$ | 75 | 75 | 23,8 | 23,8 | 75 |
| Витрата повітря $G_{в\Sigma.}, \text{кг/с}$ | | 195 | | 62 | 539 |
| Ступінь двоконтурності | - | 1,38 | - | 1,59 | $m_I=1,3$ $m_{II}=2,6$ $m_{III}=6$ |
| Статична тяга, кН | 49 | 66,64 | 11,17 | 17,77 | 159,6 |
| Питома витрата палива кг/кНгод | 0,081 | 0,0745 | 0,073 | 0,069 | 0,034 |

Висновки. Результати розрахункових досліджень параметрів і характеристик триконтурних ГТД із застосуванням створеного [] науково-методичного апарату свідчать про перспективність використання універсального базового двоконтурного газогенератора у вирішенні проблеми покращення параметрів і характеристик ГТД модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

ЛІТЕРАТУРА

1. Терещенко Ю.М. Авіаційні газотурбінні двигуни / Ю.М. Терещенко, М.М. Митрахович. – К.: КВІЦ, 2001. – 312 с.
2. Фундаментальные проблемы аэротермодинамики силовых установок летательных аппаратов: Материалы Науч.-техн.конф., Жуковский, 1-3 декабря 1999г. – М.: ЦАГИ, 1999. – 294 с.
3. Терещенко Ю.М. Теория авиационных трехконтурных турбореактивных двигателей. Монография / Ю.М. Терещенко, Н. С. Кулик, И.А. Ластивка, Л.Г. Волянская, Ю.Ю. Терещенко. – К.: Изд. Нац. авиац. ун-та «НАУ-друк», 2010. – 116с.
4. Терещенко Ю.М., Терещенко Ю.Ю. та ін. Триконтурний турбореактивний двигун. Патент на винахід № 87173. Опубліковано в Бюлетене №12 про видачу патентів 25.06.2009.

5. Терещенко Ю.М., Терещенко Ю.Ю. та ін. Триконтурний форсований турбореактивний двигун. Патент на винахід № 63123. Опубліковано в Бюлетене № 18 про видачу патентів 26.09.2011.
6. Терещенко Ю.М. Узгодження параметрів турбовентиляторної приставки ТРДД із заднім розташуванням вентилятора // Ю.М. Терещенко, Ю.Ю. Терещенко // Восточно-европейский журнал передових технологий. – 2009. – №3/6(39). – С.42-44.
7. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / В. И. Бакулев, В.А. Голубев, Б.А. Крылов, Ю.Н. Нечаев. – М.: МАИ, 2003 – 688 с.

Надійшла до редакції 28.09.2017.

Рецензент: професор Астанін В.