

УДК 629.735.03

Ю. Ю. Терещенко, к.т.н.
К. В. Дорошенко, к.т.н.
Ю. М. Терещенко, д.т.н.**ПЕРСПЕКТИВИ СТВОРЕННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ**

Національний авіаційний університет, м. Київ, terj@nau.edu.ua

В роботі розглянуто проблему створення газотурбінних двигунів модульної конструкції на основі універсального базового газогенератора. Показана перспективність використання універсального базового двоконтурного газогенератора у вирішенні задач покращення параметрів та характеристик газотурбінних двигунів модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

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

Вступ

Створення газотурбінних двигунів на базі універсального газогенератора для перспективних літальних апаратів є надзвичайно актуальною науково-технічною проблемою [1, с.15-53]. Із застосуванням універсального базового газогенератора створюється декілька типів газотурбінних двигунів (ГТД) із різними параметрами і характеристиками. На рис.1 представлено схема створення різних типів ГТД на базі універсального газогенератора.

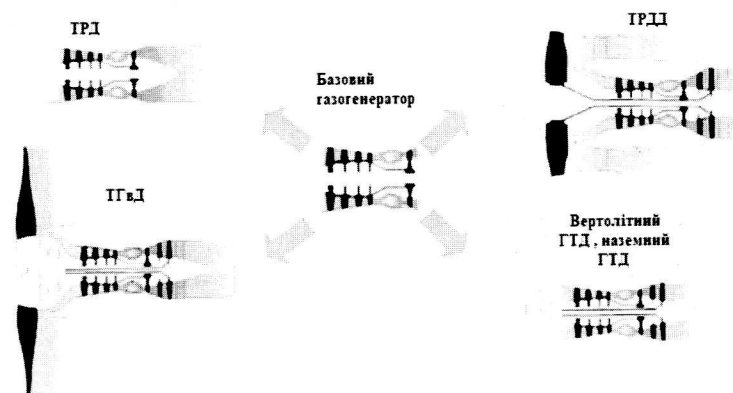


Рис.1. Застосування базового універсального газогенератора

Недолік типового компонування модуля вентилятора перед модулем базового газогенератора полягає в його негативному впливі на параметри компресора газогенератора. Усунути негативний вплив модуля вентилятора можна шляхом застосування турбовентиляторної приставки. Турбовентиляторна приставка розташовується за турбіною газогенератора (рис.2). Використання турбовентиляторної приставки дозволяє з якнайменшими витратами створювати сімейство газотурбінних двигунів на основі базового газогенератора.

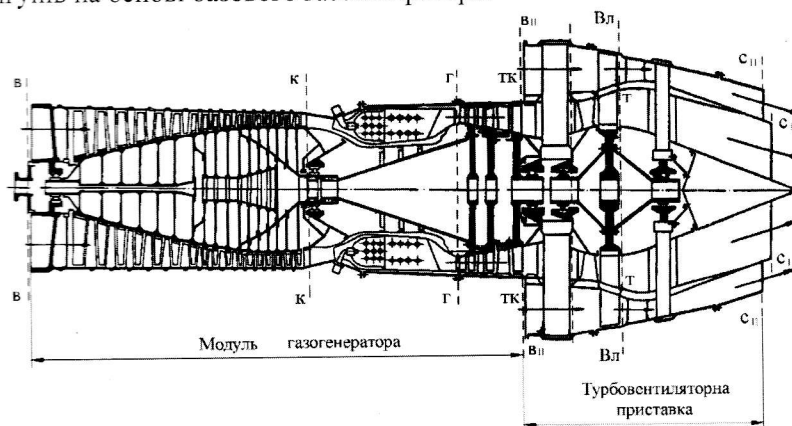
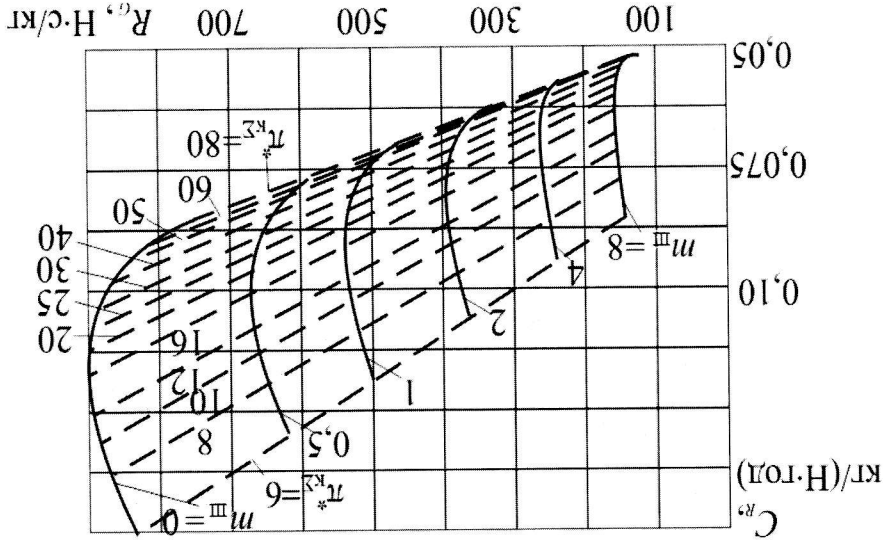


Рис. 2. Схема ТРДД з турбовентиляторною приставкою на базі модуля одноконтурного базового газогенератора

На рис. 4 зображена залежність R_G і C_R від T^* , при умові $\pi_{k2}^* = \text{const}$ і $m = \text{const}$, для декількох фіксованих значень m . Вони показують, що в ТПД для польотів з дозвуківими швидкостями оптимальна температура газів перед турбіною $T^* = 1400 \dots 1600 \text{K}$. Проаналізуємо вплив ступеня триконтурності m на R_G і C_R двитурного для базового двокоонтурного газогенератора з фіксованими параметрами робочого процесу (π_{k2}^* , $\eta_{\text{пл}}$, $\eta_{\text{пр}}$, Δt і

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



Питома тяга R_G і питома витрата палива C_R – параметри, які характеризують ефективність і економічність авіаційних двигунів. На рис. 3 показано результати розрахункового дослідження впливу на питому тягу R_G та питому витрату палива C_R ступеня триконтурності двитурного газогенератора ступеня підвищення тиску π_{k2}^* в газогенераторному контурі ТПД [2, с.69-94].

Вирішення поставленого завдання

Аналіз результатів досліджень показав, що застосування універсального газогенератора є актуальним. В той же час, залишаються невирішеними задачі, пов'язані із застосуванням турбовентильторної приставки для універсального двокоонтурного газогенератора. Ціль роботи є визначення ефективності використання універсального базового двокоонтурного газогенератора при створення ТПД модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентильторної приставки.

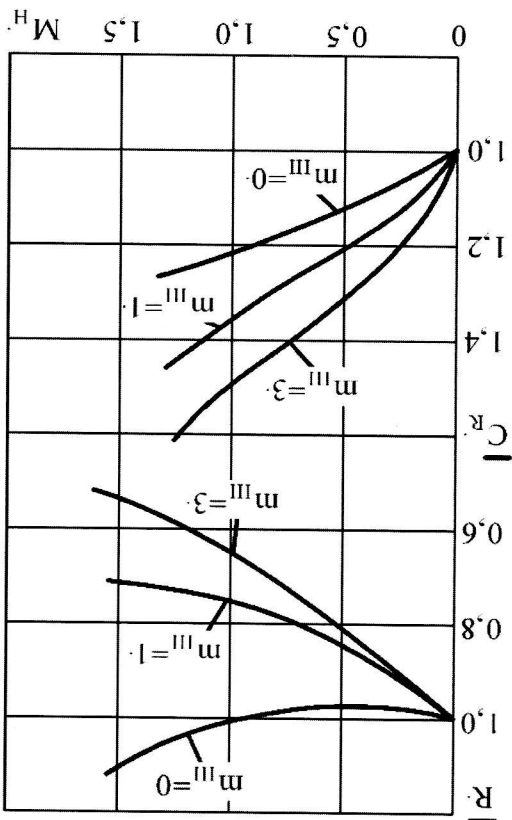
Постановка завдання

Розробка двигунів VI покоління ставить перед авіадвигунобудівниками нові надскладні задачі створення двигунів максимально наближених до граничних можливостей авіаційних газотурбінних двигунів (ТД) [3, с. 25-30]. Вирішення цих задач, мабуть, вимагає розробки найновіших конструкційних схем ТД і їх складових [4, с. 35-38, 5, с.20-25]. Успішне вирішення такого обширного спектру задач може бути здійснено тільки на основі відповідного фундаментального науково-технічного заділу, створення якого в області авіадвигунобудування отримало в даний час пріоритетний напрям в національній науково-технічній політиці всіх індустріально розвинених країн світу [6, с.5-10, 7, с.42-48]. Одним з головних напрямів створення науково-технічного заділу для перспективних двигунів і їх вузлів є застосування нетрадиційних схемних і конструктивних рішень.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

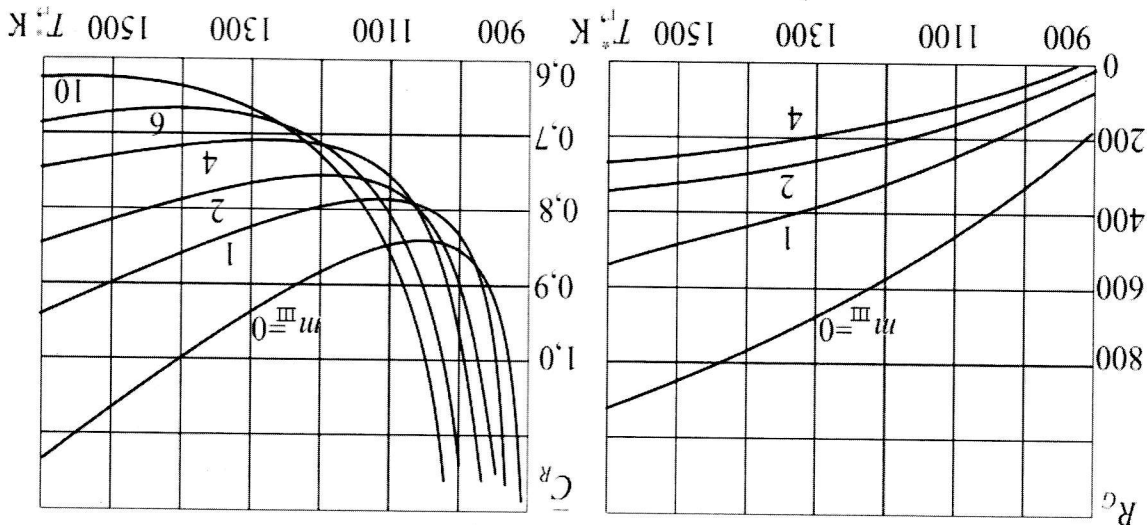
При застосуванні однокоонтурного базового газогенератора в двохрусних лопатках турбореактивному двигуну (ТД) застосування двокоонтурного газогенератора та камери змішування мотів дозволяє суттєво зменшити температурні напруження в двохрусних лопатках турбовентильторної приставки [2, с.40-47].

Рис.5. Швидкісні характеристики ТРД з різними ступенями триконтурності



На рис.5 зображені швидкісні характеристики ТРД із ступенем триконтурності $m_{III} = 0$, $m_{III} = 1$, $m_{III} = 3$, (з універсальним базовим двокоонтурним газогенератором при $m_I = 1,3$), що отримані розрахунковим шляхом.

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



m_I). Величини $R_G = R_G/R^{G0}$ і $C_R = C_R/C^{R0}$ характеризують відносні значення питомої тяги і питомої витрати палива, де R_G і C_R – значення питомих параметрів ТРД при різних значеннях m_{III} (при $m_I = const$), а R^{G0} і C^{R0} – значення цих же параметрів при $m_{III}=0$, тобто для ТРД із змішуванням потоків.

Дросельні характеристики ТРТД з різними ступенями триконтурності, що отримані розрахунковим шляхом при застосуванні універсального базового газогенератора (при $m_I = 1,3$), показано на рис. 6.

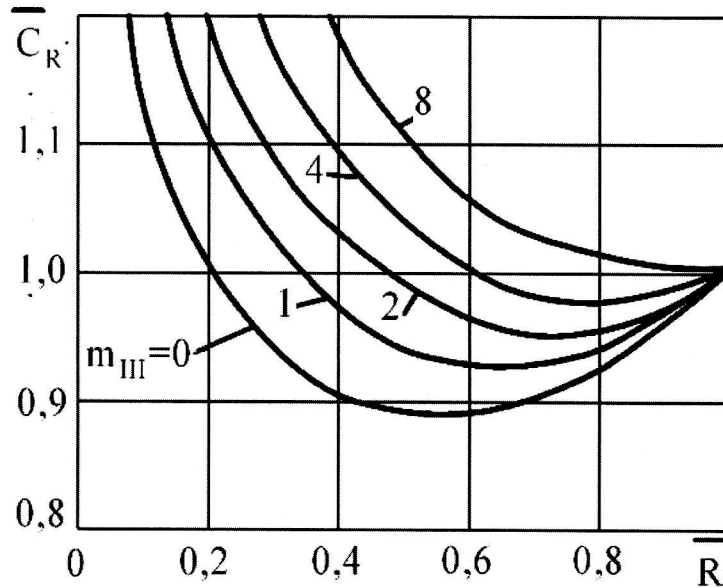


Рис. 6. Дросельна характеристика ТРТД (при $m_I = 1,3$)

Як слід з розглядання цих графіків, на значення питомої витрати палива при дроселюванні ТРТД істотно впливає розрахунковий ступінь триконтурності m_{III} . Це пояснюється відхиленнями розподілу роботи циклу першого контуру L_{II} між контурами від оптимального.

Висновки

Результати розрахункових досліджень параметрів та характеристик триконтурних ГТД свідчать про перспективність використання універсального базового двоконтурного газогенератора у вирішенні проблеми покращення параметрів та характеристик ГТД модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

Список літературних джерел

1. Терещенко Ю.М. Авіаційні газотурбінні двигуни / Ю.М. Терещенко, М.М. Мітрахович – К.: КВІЦ, 2001. – 312 с
2. 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.
3. Авиационные двигатели и силовые установки: сб. трудов/ Центральный Аэрогидродинамический институт; под ред А. И. Ланшина – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 520 с.
2. Schobeiri, M. Turbomachinery Flow Physics and Dynamic Performance / M. Schobeiri. – Berlin, Germany, 2005. – 534 p. doi: 10.1007/b137854 (eng)
3. A Review of Engine Seal Performance and Requirements for Current and Future Army Engine Platforms: технич. отчет / NASA; I. R. Delgado, M.P. Proctor. – TM2008-215161. – Hanover, 2008. – 23 p. doi.org 10.2514/6.2007-5734
4. Future Heavy Duty Trucking Engine Requirements: технич. отчет / NASA; L. W. Strawhorn, V. A. Suski. – CR-174996. – Cleveland, 1985. – 168 p.
5. Blended Wing Body Concept Development with Open Rotor Engine Integration: технич. отчет / NASA; D. M. Pitera, M. De Haan, D. Brown, R. T. Kawai, S. Hollowell, P. Camacho, D. Bruns, B. K. Rawden. – CR2011-217303. – Hanover, 2011. – 76 p.