

УДК 629.7.035.03-036.34

ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧНОСТИ ТРЕХКОНТУРНОГО ТУРБО- РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ю. М. Терещенко
Доктор технических наук,
профессор*

Е. В. Дорошенко
Кандидат технических наук, доцент*

И. А. Ластивка
Кандидат технических наук,
заведующий кафедрой**

*Кафедра авиационных двигателей***

Кафедра высшей математики*

***Национальный авиационный университет
пр. Космонавта Комарова, 1,
г. Киев, Украина, 03680

В статті розглянуто основні конструктивні особливості принципово нового типу авіаційних газотурбінних двигунів – триконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою. Проводиться порівняльний аналіз економічності одноконтурного, двохконтурного та триконтурного турбореактивного двигунів на основі порівняння повного і тягового коефіцієнтів корисної дії цих двигунів. Зроблено висновки щодо перспективи використання триконтурних турбореактивних двигунів з турбовентиляторною приставкою

Ключові слова: триконтурний двигун, повний коефіцієнт корисної дії, питома витрата палива

В статье рассмотрены основные конструктивные особенности принципиально нового типа авиационных газотурбинных двигателей – трехконтурного турбореактивного двигателя с турбовентиляторной приставкой. Проводится сравнительный анализ экономичности одноконтурного, двухконтурного и трехконтурного турбореактивных двигателей на основе сравнения полного и тягового коэффициентов полезного действия этих двигателей. Сделаны выводы о перспективах использования трехконтурных турбореактивных двигателей с турбовентиляторной приставкой

Ключевые слова: трехконтурный двигатель, полный коэффициент полезного действия, удельный расход топлива

1. Введение

Развитие самолетов гражданской авиации связано в ближайшие годы с дальнейшим ростом мирового объема воздушных пассажирских перевозок.

Известно, что масса силовой установки (двигателя с воздухозаборником и выходным устройством) и топлива с топливными баками составляет от 40% до 60% общей массы самолета. Поэтому основными задачами разработчиков новых двигателей для гражданских самолетов будут повышение их экономичности и снижение массы [1, 2].

2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

По существу, с началом разработки двигателей VI поколения авиадвигателестроители приступают к выполнению стратегического плана реализации максимального приближения к предельным возможностям авиационных ГТД.

Очевидно, что достижение этого потребует радикального изменения конструкции и облика всех узлов, разработки новых методов исследования, расчетов и проектирования, создания и использования принципиально новых материалов и технологий.

Успешное решение такого обширного спектра задач может быть осуществлено только на основе соответствующего фундаментального научно-технического

задела, создание которого в области авиадвигателестроения получило в настоящее время приоритетное направление в национальной научно-технической политике всех индустриально развитых стран Запада [1 – 9].

Главным направлением создания научно-технического задела для перспективных двигателей и их узлов является применение нетрадиционных схемных и конструктивных решений, создание новых материалов, разработка и применение эффективных расчетных программных комплексов, совершенствование интеграции силовой установки с самолетом, создание перспективных измерительно-информационных и контрольных систем и оборудования [1 – 9].

3. Цель и задачи исследования

В данной работе ставится задача сравнить значения полного коэффициента полезного действия одноконтурного, двухконтурного и трехконтурного турбореактивного двигателя и проанализировать, на этой основе, изменение удельного расхода топлива.

4. Решение задачи и анализ результатов

На рис. 1 изображена схема двухвального трехконтурного двигателя (ТРТД), который состоит из газогенератора, камеры смешения и турбовентиляторной

приставки. Газогенератор двигателя представляет собой двухконтурный двигатель с небольшой степенью двухконтурности, которая определяется потребными параметрами потока на выходе из камеры смешения. Параметры задаются из условия обеспечения максимальной надежности рабочих двухрусных лопаток турбовентиляторной приставки при оптимальном распределении свободной энергии газа между внутренним и внешним (третьим) контурами турбовентиляторной приставки. Рабочим телом для турбины турбовентиляторной приставки является газ, который выходит из камеры смешения газогенераторного контура и является результатом перемешивания газа за турбиной низкого давления газогенератора, и воздуха второго контура газогенератора [10, 11].

Основные элементы трехконтурного двигателя, показаны на рис. 1: 1 – вентилятор газогенератора; 2 – компрессор высокого давления первого контура газогенератора; 3 – камера сгорания газогенераторного контура; 4 – многовальная газовая турбина внутреннего контура; 5 – камера смешения газогенераторного контура; 6 – турбинный контур рабочего колеса турбовентиляторной приставки; 7 – контур вентилятора (третий контур) рабочего колеса турбовентиляторной приставки; 8 – реактивное сопло внешнего (третьего) контура; 9 – реактивное сопло внутреннего контура.

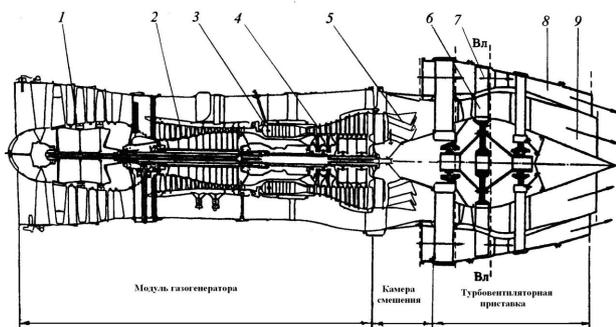


Рис. 1. Схема ТРТД с задним размещением турбовентиляторной приставки

Через реактивное сопло внутреннего контура выходит газ, который создает тягу внутреннего контура ТРТД.

Через реактивное сопло внешнего (третьего) контура выходит воздух, который проходит через контур вентилятора турбовентиляторной приставки и создает тягу внешнего контура ТРТД.

В известных конструкциях ТРДД с турбовентиляторной приставкой [10] имеют место высокие градиенты температур в рабочих лопатках турбовентиляторной приставки, которая использует энергию газа после турбины одноконтурного газогенератора (ТРД). Для таких двигателей радиальный градиент температуры определяется температурой воздуха внешнего (третьего) контура (288-300 К) и температурой газа внутреннего (газогенераторного) контура (800-1200 К).

Основная идея трехконтурного двигателя состоит в обеспечении заданного условиями прочности температурного радиального градиента в двухрусных лопатках рабочего колеса турбовентиляторной приставки. Исходя из этого условия определяются степень

двухконтурности газогенератора m_1 и степень повышения давления во втором контуре газогенератора $\pi_{кп}$.

Основная особенность рабочего процесса ТРТД в сравнении с рабочим процессом ТРДД состоит в том, что в ТРТД для образования мощности турбиной турбовентилятора используется энергия газового потока, который выходит из камеры смешения потоков первого и второго контуров [10].

В камере смешения осуществляется обмен энергией между воздухом второго контура газогенератора и газовым потоком за турбиной газогенератора.

Турбовентиляторная приставка выполняется в виде двухрусного рабочего колеса, внутренняя часть которого работает в турбинном режиме, внешняя часть выполняет функции вентилятора.

Мощность, которая развивается турбиной турбовентиляторной приставки, передается во внешний контур для увеличения энергии воздуха, который проходит через внешний (вентиляторный) контур турбовентиляторной приставки [10].

Основное отличие двухконтурных двигателей (ТРДД) в сравнении с одноконтурными турбореактивными двигателями (ТРД) состоит в их лучшей экономичности при дозвуковых скоростях полета. Это объясняется снижением уровня тепловых потерь с газами, выходящими из двигателя, и более высокими значениями тягового КПД ТРДД в сравнении с ТРД.

Проанализируем возможность повышения экономичности авиационной силовой установки при использовании в качестве двигателя – трехконтурного турбореактивного двигателя с турбовентиляторной приставкой. При этом будем иметь в виду, что установка турбовентиляторной приставки за турбиной газогенератора позволяет существенно снизить уровень потерь, которые обусловлены наличием вентилятора перед компрессором газогенератора. Как показывают результаты расчетов, КПД процесса сжатия газогенераторного контура, который в числе других параметров определяет полезную работу цикла, может быть увеличен на 2..3 % за счет заднего расположения турбовентиляторной приставки вместо переднего расположения узла вентилятора.

Экономичность ТРТД по сравнению с ТРД ТРДД оценим на основе сравнительного анализа полного коэффициента полезного действия (КПД) этих двигателей. Под полным КПД будем понимать параметр, который оценивает эффективность преобразования тепловой энергии, которая выделяется при сгорании топлива в камере сгорания двигателя, в полезную тяговую работу газотурбинного двигателя.

Полный КПД равен произведению внутреннего и тягового КПД. Внутренний КПД одноконтурного ТРД, двухконтурного ТРДД [12, 13] и трехконтурного ТРТД, соответственно, записывается в виде:

$$\eta_{трд} = \frac{c_c^2 - V^2}{2\eta_{\Gamma} H_u g_{\Gamma}}, \quad (1)$$

$$\eta_{трдд} = \frac{(c_c^2 - V^2)(1 + m_1)}{2\eta_{\Gamma} H_u g_{\Gamma}}, \quad (2)$$

$$\eta_{трдд} = \frac{(c_c^2 - V^2)(1 + m_1 + m_{ш})}{2\eta_{\Gamma} H_u g_{\Gamma}}, \quad (3)$$

где c_c - скорость истечения газа из реактивного сопла, η_r - КПД камеры сгорания, H_u - теплотворная способность топлива, g_T - относительный расход топлива, V - скорость полета, m_1 - степень двухконтурности, $m_{ш}$ - степень трехконтурности.

Тяговый КПД ТРД, ТРДД [12, 13] и ТРТД, как отношение полезной тяговой работы (при оптимальном распределении свободной энергии между контурами двигателя) к работе цикла газогенераторного (внутреннего) контура, записывается, соответственно, в виде:

$$\eta_{\text{тяг.ТРД}} = \frac{L_{\text{тяг.}}}{L_{\text{ц}}} = \frac{R_{\text{сг}} \cdot V}{L_{\text{ц}}}, \quad (4)$$

$$\eta_{\text{тяг.ТРДД}} = \frac{L_{\text{тяг.}}}{L_{\text{ц}}} = \frac{R_{\text{сг}} \cdot V \cdot (1 + m_1)}{L_{\text{ц}}}, \quad (5)$$

$$\eta_{\text{тяг.ТРТД}} = \frac{L_{\text{тяг.}}}{L_{\text{ц}}} = \frac{R_{\text{сг}} \cdot V \cdot (1 + m_1 + m_{ш})}{L_{\text{ц}}}, \quad (6)$$

где $L_{\text{тяг}}$ - тяговая работа, $L_{\text{ц}}$ - работа цикла, $R_{\text{сг}}$ - суммарная удельная тяга. Работа цикла рабочего процесса двигателя определяется по параметрам рабочего процесса внутреннего контура газогенератора.

На рис. 2 показано изменение в зависимости от скорости полета V полного КПД η_n ТРД, ТРДД и ТРТД при одинаковых параметрах рабочего процесса.

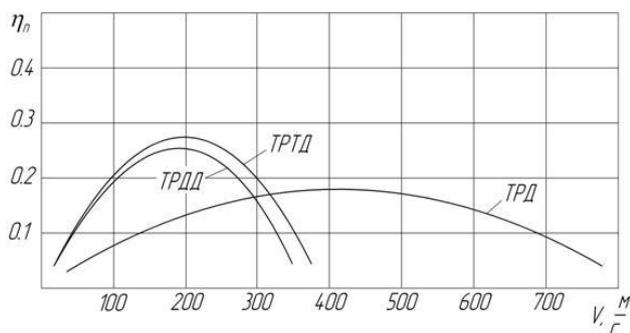


Рис. 2. Зависимость полного коэффициента полезного действия η_n ТРД, ТРДД и ТРТД от скорости полета V

Анализ зависимостей на рис. 2 показывает, что трехконтурные и двухконтурные двигатели имеют более высокие значения тягового и полного КПД при дозвуковых скоростях полета (до 300 м/с), чем ТРД. Соответственно на этих режимах ТРТД и ТРДД при одинаковых параметрах рабочего процесса газогенератора и одинаковом расходе воздуха через газогенераторный контур имеют большую тягу при стартовых условиях на 35-40 % по сравнению с параметрами ТРД. На крейсерском режиме полета с дозвуковой скоростью тяга ТРТД та ТРДД на 12- 15 % больше, чем тяга ТРД. Более высокие значения полного КПД ТРТД (по сравнению с ТРДД) объясняется отсутствием в ТРТД отрицательного влияния модуля вентилятора (которое имеет место в двухконтурном ТРДД) на параметры газогенераторного контура, то есть увеличением КПД компрессора низкого давления и компрессора высокого давления газогенератора на 3-5 %.

5. Выводы

1. Удельный расход топлива ТРТД при дозвуковых скоростях полета (до 300 м/с) меньше, чем удельный расход топлива ТРД и ТРДД за счет более высоких значений тягового и полного КПД.

2. При высоких скоростях полета использование ТРТД и ТРДД нерационально вследствие существенного ухудшения значений удельной тяги и удельного расхода топлива, что обусловлено, в первую очередь, уменьшением тягового КПД ТРТД в сравнении со значениями тягового КПД ТРД при этих же скоростях полета.

Литература

1. Авиационные двигатели и силовые установки [Текст]: 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 [Текст]/ M. Schobeiri. – Berlin, Germany, 2005. – 534 p.
3. A Review of Engine Seal Performance and Requirements for Current and Future Army Engine Platforms [Текст]: технич. отчет / NASA; I. R. Delgado, M.P. Proctor. – TM2008-215161. – Hanover, 2008. – 23 p.
4. Future Heavy Duty Trucking Engine Requirements [Текст]: 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 [Текст]: 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.
6. Energy efficient engine component development and integration program [Текст]: технич. отчет / NASA; R.W. Bucy. – 3-20643. – Cleveland, 1981. – 338 p.
7. Connors, J. The engines of Pratt & Whitney: a technical history [Текст]/ J. Connors. – Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2010. – 565 p.
8. Cumpsty, N. Jet propulsion [Текст] / N. Cumpsty. New York, United States of America: Cambridge university press, 2003. – 321 p.
9. Huenecke, K. Jet engine [Текст]/ K. Huenecke. – 6th impression. Shrewsbury, England: Airlife Publishing Ltd, 2003. – 125 p.
10. Теория авиационных трехконтурных турбореактивных двигателей [Текст]: монография / Терещенко Ю. М., Кулик Н. С., Ластивка И. А. и др.; под ред. Ю. М. Терещенко. – К.: Изд-во Нац. авиац. ун-та «НАУ-друк», 2010. – 116 с.
11. Триконтурный турбореактивный двигун [Текст]: пат.87173 Украина: МПК F02K 3/00. / Терещенко Ю. М., Терещенко Ю. Ю., Панін В.В., Панін Ю. В., Гуз С.Ю.; заявник і патентовласник Національний авіаційний університет. – №а2007 06584; заявл. 12.06.2007; опубл. 25.06.2009, Бюл.№12. – 3 с.
12. Теория авиационных двигателей [Текст]: учеб. для ВУЗов ВВС / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров, В. Н. Котовский, А. С. Полев; под ред. Ю. Н. Нечаева. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006. – 448 с.

13. Baskharone, E. A., Principles of Turbomachinery in Air-Breathing Engines [Текст] / E. A. Baskharone. New York, United States of America.: Cambridge university press, 2006. – 600 p.

Проведено аналіз наявних літературних даних про неусталені рухи рідини. Показано, що розподіл швидкостей при неусталеному русі не відповідає розподілу швидкостей властивому усталеному руху. Нерівномірність розподілу швидкостей в живому перерізі не враховується при визначенні інерційного напору в методиках, що використовуються. На основі експериментальних і теоретичних досліджень запропонована вдосконалена методика для визначення втрат напору при нестационарному русі нестисливої рідини в трубопроводах

Ключові слова: неусталений, нестационарний, рух рідини, розподіл швидкостей, структура потоку, втрати напору, інерційний напір

Выполнен анализ имеющихся литературных данных о неустановившемся движении жидкости. Показано, что распределение скоростей при неустановившемся движении не соответствует распределению скоростей присущему установившемуся движению. Неравномерность распределения скоростей по живому сечению не учитывается при определении инерционного напора в используемых методиках расчета. На основании экспериментальных и теоретических исследований предложена усовершенствованная методика для определения потери напора при нестационарном движении несжимаемой жидкости в трубопроводах

Ключевые слова: неустановившейся, нестационарный, движение жидкости, распределение скоростей, структура потока, потери напора, инерционный напор

УДК 532.54.013.2

ВТРАТИ НАПОРУ ПРИ НЕУСТАЛЕНОМУ РУСІ НЕСТИСЛИВОЇ РІДИНИ В ТРУБОПРОВОДАХ

О. М. Яхно

Доктор технічних наук, професор
Кафедра прикладної
гідроаеромеханіки і механотроніки
Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”
пр. Перемоги, 37, м. Київ, 03056

Р. М. Гнатів

Кандидат технічних наук, доцент
Кафедра гідравліки і сантехніки
Національний університет
“Львівська політехніка”
вул. Дуброва, 4, Львівська обл.,
м. Стрий, 82400

E-mail: roman.gnativ@mail.ru

1. Вступ

В даний час у сучасній техніці виник цілий ряд задач, для вирішення яких необхідно точно визначити величину гідравлічних втрат при неусталеному русі рідини. До числа таких завдань відноситься цілий ряд питань автоматичного регулювання в системах з гідравлічними ланками.

2. Аналіз літературних даних і постановка проблеми

В загальній постановці для будь-якого закону зміни тиску за часом задача була досліджена в роботі Громека [1] ще в 1882 році. Пізніше різні випадки цієї задачі були розглянуті в працях Слезкіна [2], Дейвіса, Вебера [3], Панчурина, Райзмана [4].

Питання про втрати напору на тертя рідини в трубопроводах розглянуті в роботах Панчурина [5], Мелконяна [6].

В роботі Попова [7] виведено рівняння для визначення дотичного опору на стінці труби в залежності від зміни середньої швидкості руху рідини в трубі.

В інших роботах Попова [8, 9] методом передаточних функцій досліджується вплив нестационарності потоку на гідравлічний опір труби.

В роботі Білоцерковського [10] для дослідження неусталеної течії використовується метод малого параметру, причому в якості нульового наближення використовується усталений рух.

3. Мета дослідження

Удосконалення методики розрахунку структур неусталених потоків рідини в круглих трубопроводах.

4. Результати досліджень

При розв'язку задач руху в'язкої нестисливої рідини в трубопроводі виходять зазвичай з рівняння Бернуллі [11]. В умовах плавного змінного неусталеного руху рівняння Бернуллі можна записати у вигляді (рис. 1):

$$z_1 + \frac{p_1}{\gamma} + \frac{\alpha_1 V_1^2}{2g} = z_2 + \frac{p_2}{\gamma} + \frac{\alpha_2 V_2^2}{2g} + h_1 + h_2, \quad (1)$$