

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ БАЛАНС ДВУХКОНТУРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С РАЗДЕЛЬНЫМ ВЫХОДОМ ПОТОКОВ

Ю. М. Терещенко
Доктор технических наук, профессор*

Л. Г. Волянская
Кандидат технических наук, доцент*

Ю. Ю. Терещенко
Младший научный сотрудник*
*Кафедра авиационных двигателей
Национальный авиационный университет
пр. Космонавта Комарова, 1, г. Киев, Украина, 03058
Контактный тел.: (044) 406-75-93

Розглянуто принципи визначення повного ККД ТРДД з роздільним виходом потоків та отримано залежності, що дозволяють оцінювати вплив змінення термодинамічних параметрів циклу ТРДД та ступеня двоконтурності на величину повного ККД

Ключові слова: ККД, двоконтурний двигун з роздільним виходом потоків, енергетичний баланс

Рассмотрены основные принципы определения полного КПД ТРДД с раздельным выходом потоков и получены зависимости, позволяющие оценивать влияние изменения термодинамических параметров цикла ТРДД и степени двухконтурности на величину полного КПД

Ключевые слова: КПД, двухконтурный двигатель с раздельным выходом потока, энергетический баланс

Choice of optimal parameters of bypass engine fan is given in the article. The main principles of determination total efficiency of bypass engine with separate air flow are considered

Key words: efficiency, bypass engine with separate air flow, energy balance

1. Введение

В двухконтурных газотурбинных двигателях с раздельным выходом потоков рабочее тело термодинамического цикла участвует в создании силы тяги только первого контура. Тяга второго контура создается воздухом, не участвующим в термодинамических процессах цикла, поэтому ТРДД можно рассматривать как двигатели, занимающие промежуточное положение между двигателями прямой реакции (ТРД и ТРДФ) и двигателями непрямої реакции (турбовальными двигателями – ТВаД), тяговая мощность которых создается воздушным винтом (двигателем), а сила тяги прямой реакции считается пренебрежимо маленькой. При оптимизации термодинамических параметров ТРДД с раздельным выходом потоков важным этапом является определение параметров вентилятора для расчетных условий полета на основе максимизации значения полного КПД двигателя.

2. Цель работы

Целью работы является получение расчетных зависимостей, позволяющих проводить сравнительную оценку экономичности ТРДД с раздельным выходом

потоков при различных параметрах рабочего процесса и степени двухконтурности на основе анализа энергетического баланса двухконтурного газотурбинного двигателя.

3. Основная часть

Работа цикла ТРДД с раздельным выходом потоков определяется как разность работ расширения и сжатия рабочего тела внутреннего контура:

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

В этой формуле коэффициенты полезного действия процессов сжатия η_c и расширения η_p практически совпадают со значением η^*_k (коэффициент, который учитывает потери в компрессоре), а η_p – со значением η^*_t (коэффициент, учитывающий потери в турбине).

Если в газотурбинных двигателях прямой реакции (ТРД и ТРДФ) основная часть работы цикла затрачивается для увеличения кинетической энергии газовоздушного потока, выходящего из двигателя, то в ТРДД часть свободной энергии (работы цикла) используется для создания избыточной мощности на валу турбины, которая передается для изменения энергии возду-

ха, проходящего через второй контур. Оптимальное распределение работы цикла L_c между контурами в ТРДД с раздельным выходом потоков осуществляется на основе известных соотношений [1, 2]

$$\left(\frac{c_{c1}}{c_{c2}}\right)_{\text{opt}} = \frac{1}{\eta_{11}}$$

где c_{c1} – скорость газа на выходе из сопла первого контура; c_{c2} – скорость газа на выходе из сопла второго контура; η_{11} – коэффициент полезного действия второго контура.

Чем большая скорость полета V и чем меньший КПД второго контура, тем большую часть работы цикла L_c следует передавать для ускорения газового потока первого контура. Это является следствием увеличения степени расширения газа в реактивном сопле первого контура $\pi_c = p^*/p_n$.

Основным преимуществом ТРДД в сравнении с одноконтурными турбореактивными двигателями (ТРД) является значительное снижение потребления топлива (снижение удельного расхода топлива C_R) на скоростях полета, соответствующих числам Маха $M_n < 0,65...0,85$.

Известно, что оптимальное распределение работы цикла ТРДД обеспечивает не только максимальное значение его тяговой работы, а и минимальный удельный расход топлива. Это поясняется тем, что при постоянной скорости полета V и заданных параметрах рабочего процесса ($T^*_{г}, \pi^*_{к}$) количество теплоты, которое вносится в двигатель, не зависит от распределения работы цикла между винтом и прямой реакцией.

Улучшение экономичности ТРДД возможно при увеличении его полного коэффициента полезного действия η_n , характеризующего совершенство процесса преобразование тепловой энергии в полезную тяговую работу $L_{\text{тяги}}$. При постоянной скорости полета и неизменных основных параметрах рабочего процесса ($T^*_{г}, \pi^*_{к}$), количество тепла Q_0 , постоянно, поэтому полный КПД двигателя зависит от распределения работы цикла между контурами ТРДД

$$\eta_n = \frac{R_{\Sigma} V}{Q_0}$$

где R_{Σ} – суммарная тяга двигателя.

Для одноконтурного ГТД полный КПД учитывает: потери тепловой энергии ($i_c - i_n$); потери, связанные с неполнотой сгорания топлива в камерах сгорания $Q_0(1 - \eta_r)$ (где η_r – коэффициент полноты сгорания топлива в процессе горения); потери кинетической энергии $\frac{(c_c - V)^2}{2}$ (рис. 1).

Данные виды потерь учитывает внутренний КПД ($\eta_{\text{вн}}$), который характеризует совершенство двигателя как тепловой машины

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{L_i G_{\text{в1}}}{G_{\text{т}} \text{Hu}} = \frac{L_i}{g_{\text{т}} \text{Hu}} \tag{1}$$

где $g_{\text{т}}$ – относительный расход топлива, Hu – теплотворная способность топлива.

Тяговый КПД двигателя ($\eta_{\text{тяги}}$), характеризует совершенство двигателя как движителя. Для одноконтурного ТРД он записывается в виде

$$\eta_{\text{тягиТРД}} = \frac{2R_G V}{c_c^2 - V^2}$$

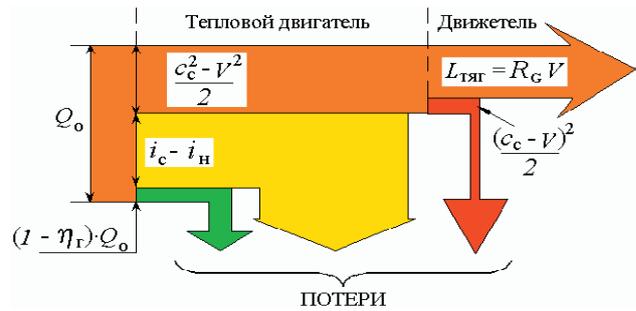


Рис. 1. Диаграмма энергетического баланса одноконтурного ТРД

Для ТРДД с раздельным выходом потоков диаграмма энергетического баланса будет иметь несколько иной вид (рис. 2), а именно: кроме отмеченных выше потерь, имеют место потери кинетической энергии второго контура, которые зависят от степени двухконтурности и гидравлических потерь во втором контуре. Эти потери могут составлять значительную часть общих потерь кинетической энергии. Существенное улучшение КПД второго контура ТРДД может быть обеспечено за счет аэродинамического совершенствования лопаточных венцов вентилятора [3].

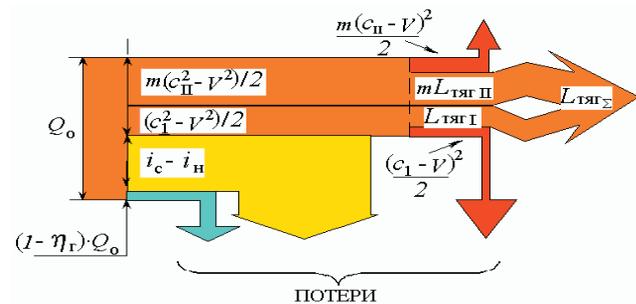


Рис. 2. Диаграмма энергетического баланса ТРДД с раздельным выходом потоков

Суммарная тяга ТРДД с раздельным выходом потоков (R_{Σ}) определяется, как сумма тяг, которые создаются первым (R_1), и вторым контурами (R_p).

$$R_{\Sigma} = R_1 + R_{11}$$

С учетом того, что

$$R_1 = (A - V) \cdot G_{21}$$

$$R_{11} = (c_{11} - V) \cdot G_{211} = (c_{11} - V) \cdot G_{21} (1 + m),$$

где G_{21} , G_{211} – расход воздуха через первый и второй контуры двигателя; m – степень двухконтурности ТРДД, V – скорость потока на входе в двигатель; c_1 , c_{11} – скорость потока на выходе первого и второго контуров, выражение для тягового КПД ТРДД записывается в виде:

$$\eta_{\text{тягиТРДД}} = \frac{R_{\Sigma} V}{L_i G_{\text{в1}}} = \frac{[G_{\text{в1}}(c_1 - V) + G_{\text{в11}}(c_{11} - V)] V}{L_i G_{\text{в1}}}$$

Для каждого значения степени двухконтурности m существует оптимальное распределение работы цикла между контурами, при котором (в предположении, что $\eta_{11} = 1,0$) обеспечивается равенство скоростей $c_1 = c_{11} = c_c$ и значение тягового КПД имеет вид

$$\eta_{\text{тягТРДД}} = \frac{[G_{в1}(c_c - V)(1+m)] V}{L_1 G_{в1}} \quad (2)$$

Рассматривая полный КПД как произведение $\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{тяг}} \eta_{\text{вн}}$ с учетом выражений (1) и (2) получаем для двухконтурного двигателя

$$\eta_{\text{пТРДД}} = \frac{[\sqrt{2L_1(1+m) + V^2(1+m)^2} - V(1+m)] V}{g_r \text{Hu}} \quad (3)$$

При $m=0$ формула (3) характеризует полный КПД одноконтурного ТРД

$$\eta_{\text{пТРД}} = \frac{[\sqrt{2L_1 + V^2} - V]}{g_r \text{Hu}} \quad (4)$$

Разделив (3) на (4) получаем формулу, с помощью которой можно оценить энергетическую целесообразность использования ТРДД с разделным выходом потоков в сравнении с одноконтурным ТРД при одинаковых значениях основных параметров термодинамического цикла

$$\bar{\eta}_{\text{пТРДД}} = \frac{[\sqrt{2L_1(1+m) + V^2(1+m)^2} - V(1+m)]}{\sqrt{2L_1 + V^2} - V} \quad (5)$$

На рис. 3 изображены графики, которые характеризуют изменение параметра экономичности ТРДД $\bar{\eta}_{\text{пТРДД}}$ (5) в зависимости от степени двухконтурности ТРДД при различных фиксированных значениях расчетной скорости полета. Значения параметров рабочих процессов термодинамического цикла L_1 принимались в расчетах соответствующими параметрам двигателей пятого поколения.

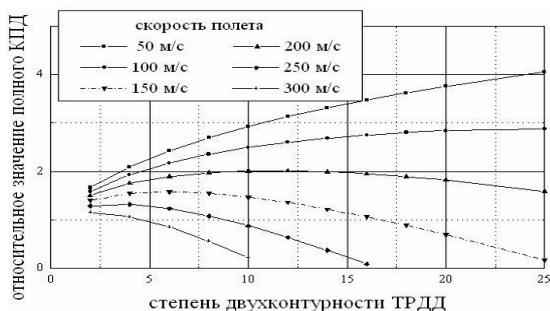


Рис. 3. Изменение параметра экономичности $\bar{\eta}_{\text{пТРДД}}$, в зависимости от степени двухконтурности ТРДД

При скоростях полета $V < 100 \dots 150 \text{ м/с}$ увеличение степени двухконтурности приводит к существенному повышению полного КПД ТРДД в сравнении с одноконтурным ТРД. При этих скоростях полета максимальную экономичность имеет турбовинтовентиляторный двигатель, который можно рассматривать как ТРДД с очень большой степенью двухконтурности ($m > 50$).

При скоростях полета $V > 300 \text{ м/с}$ применение ТРДД с разделным выходом потоков становится энергетически нецелесообразным в сравнении с одноконтурными двигателями.

На рис. 4 показано изменение параметра экономичности $\bar{\eta}_{\text{пТРДД}}$ для ТРДД с разделным выходом потока в зависимости от скорости полета.

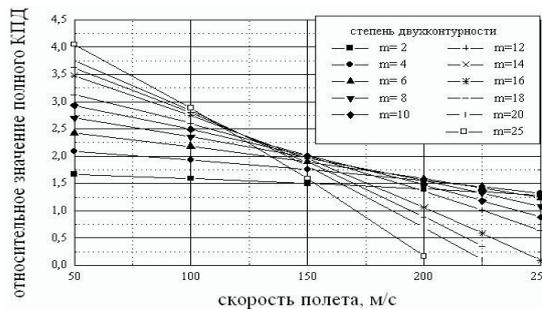


Рис. 4. Изменение параметра экономичности $\bar{\eta}_{\text{пТРДД}}$ ТРДД с разделным выходом потока в зависимости от скорости полета

Анализ этих зависимостей показывает, что при скоростях полета $V < 100 \dots 150 \text{ м/с}$ полный КПД ТРДД больше полного КПД ТРД с одинаковыми значениями параметров термодинамического цикла, причем, при $m = 20 \dots 25$ полный КПД ТРДД в 2,5...3,5 раза выше полного КПД ТРД.

Зависимость удельного расхода топлива от полного КПД ГТД [1,2] показывает, что изменение удельного расхода топлива обратно пропорционально изменению полного КПД двигателя:

$$C_R = \text{const} \frac{V}{\eta_{\text{п}}}$$

Таким образом, увеличение полного КПД за счет использования вентиляторов с изменяемой степенью двухконтурности может обеспечить снижение удельного расхода топлива силовой установки с ТРДД в широком диапазоне скоростей полета.

Вывод

Тяговая эффективность и топливная экономичность ТРДД с разделным выходом потоков зависит не только от параметров и характеристик вентилятора, но и от соответствия условий полета расчетным значениям параметров термодинамического цикла и степени двухконтурности ТРДД. Увеличение полного КПД и снижение удельного расхода топлива силовой установки с ТРДД в широком диапазоне скоростей полета возможно при использовании вентиляторов с изменяемой степенью двухконтурности.

Литература

1. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 2002. – 615 с.
2. Бакулев В.И., Голубев В.А., Нечаев Ю.Н. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок./ под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 688 с.
3. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. – М.: Машиностроение, 1988. – 168 с.