

УДК 621.45.00.112.03.54-225

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ТРДД) С РАЗДЕЛЬНЫМ ИСТЕЧЕНИЕМ ПОТОКОВ

В.В. МЕДВЕДЕВ, В.Т. ШУЛЕКИН

В работе проанализированы некоторые особенности термодинамического цикла двухконтурного двигателя с раздельным истечением потоков. Выполнены необходимые расчеты, проанализированы основные зависимости параметров цикла, ранее не рассматривавшиеся в известной литературе.

Ключевые слова: двухконтурный двигатель, термодинамический цикл, параметры эффективности цикла, скорость полета.

Введение

Из всего семейства двухконтурных двигателей двигатели с раздельным истечением (ТРДДри) как тип ТРДД наиболее полно исследованы теоретически [1; 3-5; 7-10], отчасти потому, что передача энергии в наружный контур в данном типе ТРДД осуществляется только за счет одной формы энергообмена – работы. Тем не менее некоторые вопросы рабочего процесса ТРДДри нуждаются в уточнении и дополнении. При исследовании этих вопросов в качестве основных параметров цикла будем использовать известные обозначения:

- L_t – теоретическая работа идеального цикла Брайтона;
- $l_t=L_t/i_H$ – относительная теоретическая работа идеального цикла Брайтона;
- L_e – эффективная работа действительного цикла ТРДДри;
- i_H – энтальпия потока на высоте H ;
- $\delta=T_T/T_H$ – общая степень подогрева в цикле;
- $\pi=p_K/p_H$ – общая степень повышения давления в цикле;
- $e=\pi^{(k-1)/k}$ – степень подогрева при адиабатном сжатии;
- η_c, η_p – КПД соответственно процессов сжатия и расширения;
- m – степень двухконтурности;
- $C_{уд}$ – удельный расход топлива.

Идеальные термодинамические циклы ТРДДри и ТРД эквивалентны. Отличие состоит лишь в значениях экономических степеней повышения давления $\pi_{эк}$, что обусловлено различием тяговых КПД η_R из-за разных потерь с выходной скоростью, что в итоге приводит и к некоторому изменению зависимости полного КПД η_0 от π . При оптимальной степени энергообмена $x_{opt} = m/(1+m)$ имеет место равенство скоростей истечения потоков из сопел контуров $u_c = u_{c2}/u_{c1} = 1,0$, что соответствует и максимальной экономичности ТРДДри.

Как и в работах [1; 3-5; 7-10], в качестве параметров эффективности будем рассматривать эффективный η_e , тяговый η_R и полный (общий) η_0 КПД двигателя, выражения для которых в случае идеального ТРДДри запишем в виде:

$$\eta_e = \frac{N_{расп}}{G_T H_u} = \frac{u_{c1}^2 + m u_{c2}^2 - (1+m)V^2}{2i_H(\delta - e)}; \quad \eta_R = \frac{RV}{N_{расп}} = \frac{2[u_{c1} + m u_{c2} - (1+m)V]V}{u_{c1}^2 + m u_{c2}^2 - (1+m)V^2};$$

$$\eta_0 = \eta_e \eta_R.$$

Анализ зависимостей параметров эффективности от режимных параметров выполним для случая действительного цикла ТРДДри, а данные по идеальному циклу будем приводить по мере необходимости. Учет изменения теплофизических свойств рабочего тела в цикле будем осуществлять, как и в [1; 3-5; 7-10], с помощью коэффициента

$$a = c_{p\Gamma} \left(1 - \frac{1}{\pi^{k_r}} \right) / c_{pB} \left(1 - \frac{1}{\pi^{k_b}} \right),$$

но вычисления проводить с учетом зависимости теплоемкости рабочего тела от его температуры и состава с использованием данных работ [2; 11]. Рассмотрим, прежде всего, зависимости, имеющие ряд отличий от рассмотренных в известной литературе [1; 3-5; 7-10].

Некоторые особенности действительного цикла ТРДДри

Наличие потерь при передаче энергии в наружный контур приводит к следующему выражению для полезной (эффективной) работы действительного цикла ТРДДри

$$L_e = \frac{u_{c1}^2 - V^2}{2} + m \frac{u_{c2}^2 - V^2}{2} = L_{e0} [1 - x(1 - \eta_{\Sigma\Pi})] - (1 - \eta_{\Pi}) m \frac{V^2}{2}, \quad (1)$$

где L_{e0} – эффективная работа действительного цикла исходного ТРД; η_{Π} – КПД наружного контура; $\eta_{\Sigma\Pi} = \eta_m \eta_{\text{тв}} \eta_{\Pi}$ – суммарный КПД наружного контура; η_m , $\eta_{\text{тв}}$ – соответственно механический КПД и КПД турбины вентилятора. Величина $\eta_{\Sigma\Pi}$ учитывает все виды потерь при передаче энергии в наружный контур и в самом наружном контуре.

Очевидно, для идеального цикла ТРДДри $L_e = L_{e0}$, а в действительном цикле $L_e < L_{e0}$ из-за потерь при передаче энергии в наружный контур. По этой же причине величина L_e достигает нулевого значения раньше, чем L_{e0} , а именно когда

$$L_{e0} = \frac{(1 - \eta_{\Pi}) m \frac{V^2}{2}}{1 - x(1 - \eta_{\Sigma\Pi})}.$$

Используя известное выражение для L_{e0} цикла исходного ТРД через его параметры, определим значения для степеней повышения давления в нем, при которых $L_e = 0$:

$$e_{\min} = \pi_{\min}^{\frac{k-1}{k}} = 0,5(1 + a\delta\eta_p\eta_c - A_1) - \sqrt{D}; \quad e_{\max} = \pi_{\max}^{\frac{k-1}{k}} = 0,5(1 + a\delta\eta_p\eta_c - A_1) + \sqrt{D}, \quad (2)$$

$$\text{где } D = [1 + a\delta\eta_p\eta_c - A_1]^2 - 4a\delta\eta_p\eta_c; \quad A_1 = \frac{(1 - \eta_{\Pi})\eta_c m \frac{V^2}{2i_n}}{1 - x(1 - \eta_{\Sigma\Pi})}.$$

Выражение для π_{\min} определяет условие холостого хода ТРДДри, а для π_{\max} – максимальное значение π в цикле исходного ТРД, при которой $L_e = 0$. Поэтому (в отличие от данных работы [4]) при заданных параметрах цикла исходного ТРД у ТРДДри в зависимости от значений величин, входящих в выражение для A_1 , граничные значения π_{\min} и π_{\max} будут отличаться, что, в свою очередь, приведет к соответствующему изменению зависимостей полезной работы и удельной тяги от π . В частности, как известно, у ТРД $\pi_{\min} = 1,0$, а у ТРДДри получается $\pi_{\min} \geq 1,0$, причем знак равенства имеет место в случае, когда какой-либо из сомножителей в числителе A_1 равен нулю.

Отметим, что в случае передачи энергии в наружный контур без потерь, отсутствия самого наружного контура, а также при работе двигателя на стенде полученные выражения для π_{\min} и π_{\max} совпадают с аналогичными выражениями для цикла исходного ТРД.

Исследование на экстремум выражения (1) показывает, что передача энергии в наружный контур не изменяет значения оптимальной степени повышения давления в цикле (в отличие от π_{\min} и π_{\max}), т.е. для ТРДДри как и для ТРД $e_{\text{opt}} = \pi_{\text{opt}}^{(k-1)/k} = \sqrt{a\delta\eta_p\eta_c}$.

При более аккуратном учете потерь формула для оптимальной степени энергообмена, найденной из условия $(\partial R_{\text{уд}}/\partial x) = 0$, несколько отличается от общеизвестной [1; 3-5; 7; 9; 10]

$$x_{\text{opt}} = \frac{m\eta_{\Sigma\Pi} - \frac{mV^2}{2L_{e0}} \left[\frac{1}{\eta_{\text{тв}}\eta_m} - \eta_{\Sigma\Pi} \right]}{1 + m\eta_{\Sigma\Pi}},$$

а оптимальное соотношение скоростей истечения из сопел контуров $\bar{u}_{c \text{ opt}} = \eta_{\Sigma\Pi}$.

В действительном цикле ТРДДри выражения для эффективного и тягового КПД:

$$\eta_e = \frac{N_{\text{расп}}}{G_{\text{т}} H_u} = \frac{u_{c1}^2 + m u_{c2}^2 - (1+m)V^2}{2\bar{c}_p i_{\text{н}} \left(\delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1 \right)} \eta_{\text{г}}; \quad \eta_R = \frac{RV}{N_{\text{расп}}} = \frac{2 \left[u_{c1} + m u_{c2} - (1+m)V \right] V}{u_{c1}^2 + m u_{c2}^2 - (1+m)V^2},$$

где $\bar{c}_p = c_{p\text{г}}/c_{p\text{в}}$ – отношение теплоемкостей; $\eta_{\text{г}}$ – коэффициент полноты сгорания топлива.

Из условия $(\partial \eta_e / \partial e) = 0$, приводящего к квадратному уравнению, находится степень повышения давления в базовом цикле, соответствующая максимуму эффективного КПД

$$e_{\eta_e \text{ max}} = \pi_{\eta_e \text{ max}}^{\frac{k-1}{k}} = \frac{2a\delta\eta_p - \sqrt{D}}{2 \left[\delta(a\eta_p - 1) + 1 - A_2 \right]}, \quad (3)$$

$$\text{где } D = (2a\delta\eta_p)^2 - 4a\delta\eta_p \left[\eta_c (\delta-1) + 1 \right] \left[\delta(a\eta_p - 1) + 1 - A_2 \right]; \quad A_2 = \frac{(1-\eta_{\Sigma\Pi})m \frac{V^2}{2i_{\text{н}}}}{1-x(1-\eta_{\Sigma\Pi})}.$$

Величины A_1 и A_2 характеризуют влияние параметров наружного контура и скорости полета на показатели эффективности ТРДДри.

При определении экономической степени повышения давления из условия $(\partial \eta_0 / \partial e) = 0$ получается неявное уравнение

$$(a\delta\eta_p \eta_c - e^2) \left[\delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1 \right] = - \frac{\frac{u_{c1}^2}{i_{\text{н}}} \left[1 + m\bar{u}_c - (1+m) \frac{V}{u_{c1}} \right]}{\left[1 - x \left(1 - \frac{\eta_{\Sigma\Pi}}{\bar{u}_c} \right) \right]}, \quad (4)$$

решив которое численно, можно найти $e_{\eta_0 \text{ max}}$ и $\pi_{\eta_0 \text{ max}}$.

Аналогичным путем может быть вычислено значение экономической степени подогрева в цикле. Неявное уравнение для определения $\delta_{\text{эк}}$ получается следующее

$$\delta_{\text{эк}} = 1 + \frac{e-1}{\eta_c} + \frac{u_{c1}^2 e}{i_{\text{н}} a \eta_p (e-1)} \frac{\left[1 + m\bar{u}_c - (1+m) \frac{V}{u_{c1}} \right]}{\left[1 - x \left(1 - \frac{\eta_{\Sigma\Pi}}{\bar{u}_c} \right) \right]}. \quad (5)$$

Анализ результатов расчетного исследования

На рис. 1-10 представлены основные результаты расчетного исследования параметров эффективности действительного цикла ТРДДри от режимных параметров, проведенного с использованием полученных выражений.

Из (1) видно, что, в отличие от ТРД, полезная работа ТРДДри уменьшается с увеличением скорости полета (числа $M_{\text{н}}$), степени двухконтурности, а также с ростом потерь в наружном контуре. Как следует из (2), это приводит к тому, что и предельные значения π_{min} и π_{max} в базовом цикле становятся функциями указанных параметров, причем $\pi_{\text{min ТРД}} = 1, 0 < \pi_{\text{min ТРДД}}$, а $\pi_{\text{max ТРД}} > \pi_{\text{max ТРДД}}$. Представленные на рис. 1, 2 зависимости π_{max} от $M_{\text{н}}$ полета и параметров наружного контура, рассчитанные с помощью (2), показывают весьма сильное их влияние на значения π_{min} и π_{max} в цикле. В то же время значения π_{opt} остаются одинаковыми для обоих типов двигателей, т.е. $\pi_{\text{opt ТРД}} = \pi_{\text{opt ТРДД}}$.

Из выражения (3) для $\pi_{\eta e \max}$ непосредственно следует, что увеличение степени двухконтурности m , степени энергообмена x , скорости полета V , а также потерь в наружном контуре приводит к понижению значений $\pi_{\eta e \max}$, что видно по данным рис. 3, 4.

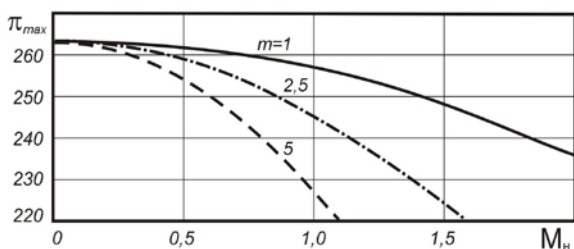


Рис. 1. Влияние M_n и m на зависимости π_{\max} действительного цикла ТРДД при $\pi=30$; $T_r=1750\text{K}$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$

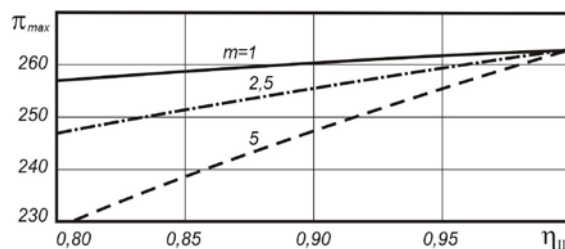


Рис. 2. Влияние η_{II} и m на зависимости π_{\max} действительного цикла ТРДД при $\pi=30$; $T_r=1750\text{K}$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $M_n=0,85$

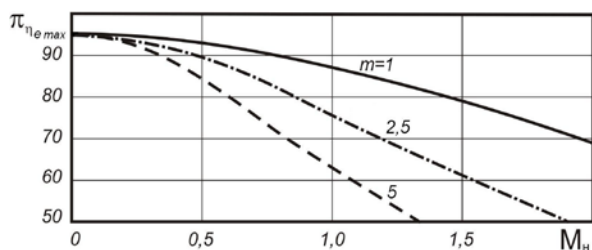


Рис. 3. Влияние M_n и m на зависимости $\pi_{\eta e \max}$ действительного цикла ТРДД при $\pi=30$; $T_r=1750\text{K}$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$

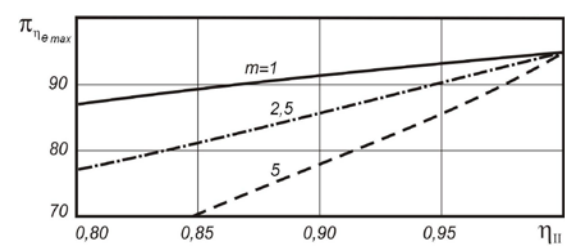


Рис. 4. Влияние η_{II} и m на зависимости $\pi_{\eta e \max}$ действительного цикла ТРДД при $\pi=30$; $T_r=1750\text{K}$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $M_n=0,85$

Учет зависимости показателя адиабаты k от температуры и состава газа при расчете коэффициента a приводит к тому, что величина $\pi_{\eta e \max}$ становится функцией π для обоих типов двигателей (рис. 5), причем $\pi_{\eta e \max \text{ ТРД}} > \pi_{\eta e \max \text{ ТРДД}}$, а у ТРДДри с увеличением степени двухконтурности при x_{opt} и прочих равных условиях уровень значений $\pi_{\eta e \max}$ понижается, что связано с увеличением относительной доли потерь при передаче энергии в наружный контур.

При решении уравнения (4) получаемые значения $\pi_{\text{ЭК}}$ качественно подтверждают известное неравенство [5; 7] $\pi_{\text{ЭК ТРД}} > \pi_{\text{ЭК ТРДД}}$ (рис. 6). При оптимальном распределении энергии и прочих равных условиях у ТРДДри с увеличением m значения $\pi_{\text{ЭК}}$ понижаются. Это также связано с увеличением относительной доли потерь при передаче энергии в наружный контур, которая превалирует над сравнительно незначительным ростом тягового КПД.

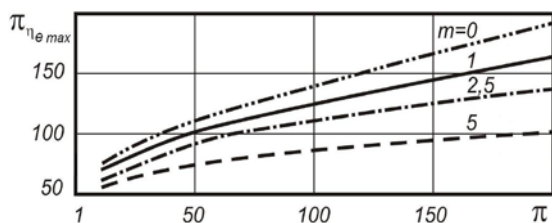


Рис. 5. Влияние π и m на зависимости $\pi_{\eta e \max}$ действительного цикла ТРДД при $T_r=1750\text{K}$;

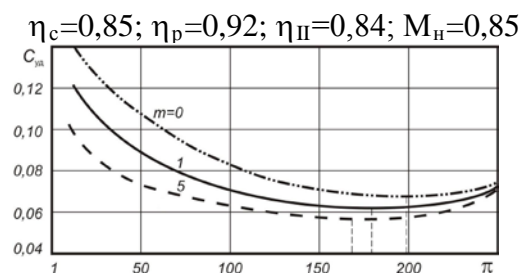


Рис. 6. Влияние π и m на зависимости $C_{уд}$ действительного цикла ТРДДри $T_r=1750K$;

$\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $M_H=0,85$; $x \approx x_{opt}$

Более строгий учет теплофизических свойств рабочего тела, предпринятый в настоящей работе, приводит к тому, что абсолютные значения $\pi_{ЭК}$ в циклах аналогичных типов двигателей получились больше соответствующих величин, указанных в [4; 7; 8].

В работах [1; 3-5; 6-10] показано, что в цикле ТРД экономические значения степени подогрева $\delta_{ЭК}$ увеличиваются с возрастанием π . Аналогичный результат получается и в ТРДДри при решении уравнения (5). Представленные на рис. 7 зависимости $C_{уд}$ от δ для двигателей с различной степенью двухконтурности показывают, что увеличение m приводит, во-первых, к более высоким значениям $\delta_{ЭК}$ в цикле, а во-вторых, к замедлению возрастания $C_{уд}$ по δ в области $\delta > \delta_{ЭК}$. Последнее подтверждает тенденцию изменения $C_{уд}$ при переходе к таким типам двигателей, как ТВВД и ТВД, у которых с ростом T_r^* экономичность улучшается.

Зависимости на рис. 7 качественно также подтверждают известное условие $\delta_{ЭК ТРД} < \delta_{ЭК ТРДД}$ [5; 7]. Однако характер зависимостей $\delta_{ЭК}$ по π в цикле (рис. 8) в настоящей работе и работе [5] различен, что, по-видимому, связано с принятыми в работе [10] допущениями при расчете $\delta_{ЭК}$.

Возрастание M_H полета и m приводит к увеличению значений $\delta_{ЭК}$ (рис. 9), что объясняется прежде всего снижением потерь с выходной скоростью.

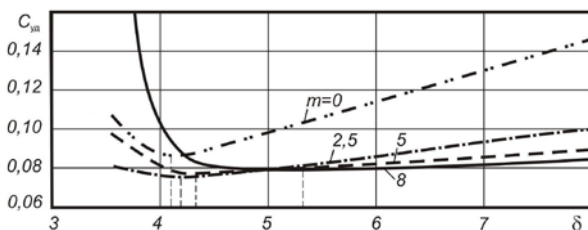


Рис. 7. Влияние δ и m на зависимости $C_{уд}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $M_H=0,85$; $x \approx x_{opt}$

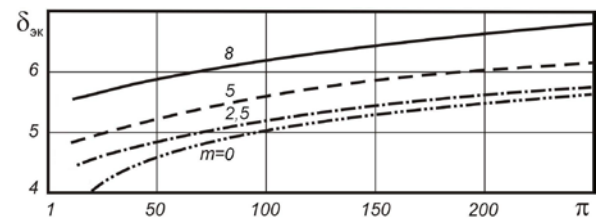


Рис. 8. Влияние π и m на зависимости $\delta_{ЭК}$ действительного цикла ТРДДри $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $M_H=0,85$

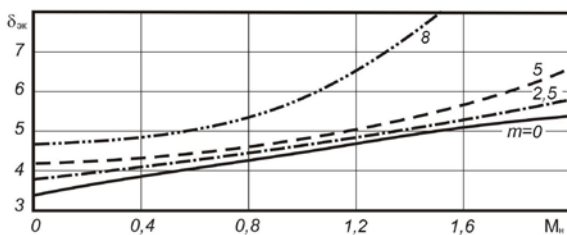


Рис. 9. Влияние M_H и m на зависимости $\delta_{ЭК}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$; $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$

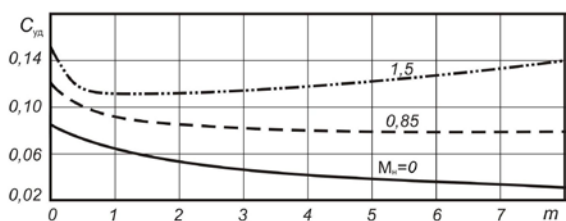


Рис. 10. Влияние m и M_H на зависимости $C_{уд}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$; $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $x \approx x_{opt}$

При заданных параметрах базового цикла и M_H у ТРДДри имеется оптимальное значение степени двухконтурности m_{opt} , при котором полный КПД η_0 достигает максимума [1; 3-5; 7; 9; 10]. Например, в работе [10] отмечается, что при $M_H=2$ максимум η_0 достигается при $m_{opt}=1,5$ вместо $m_{opt} \approx 10 \dots 12$ при $M_H=0,85$. Результаты расчетов по полученным зависимостям дают в целом аналогичные результаты, хотя представленные на рис. 10 зависимости $C_{уд}$ от m в полетных условиях достигают минимума при несколько более низких значениях m_{opt} по сравнению с [10]. В [10] также отмечается, что учет внешнего сопротивления силовой установки снижает значения оптимальной степени двухконтурности. В частности, в [10] показано, что в крейсерском

полете при $M_n=0,85$ с учетом внешнего сопротивления оптимальная степень двухконтурности снижается более чем в два раза.

Основные результаты анализа влияния основных параметров базового цикла и наружного контура ТРДДри на зависимости КПД достаточно полно изложены в работах [1; 3-5; 7-10] и поэтому не нуждаются в более детальном описании.

Заключение

По сравнению с идеальным циклом наличие потерь в действительном цикле и при передаче энергии в наружный контур существенно изменяет характер зависимостей параметров эффективности действительного цикла ТРДДри от режимных параметров. Анализ расчетных результатов, полученных с помощью выражений (1)...(5), показывает, что определенный вклад в это изменение вносят также степень двухконтурности m , степень энергообмена x , скорость полета V . Полученные результаты в целом уточняют и дополняют известные положения теории двухконтурных двигателей с раздельным истечением потоков из сопел контуров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И., Поляков В.В., Сосунов В.А., Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1987.
2. Ильичев Я.Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей // Труды ЦИАМ. - № 677. - 1975.
3. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Шулекин В.Т. Теория авиационных двигателей. - М.: Транспорт, 2000.
4. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1969.
5. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. - М. Машиностроение, 2002. - Кн. I, II.
6. Медведев В.В., Шулекин В.Т. Некоторые особенности термодинамического цикла Брайтона // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 161 (11).
7. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей. - М.: ВВИА им. Н.Е Жуковского, 1990.
8. Стечкин Б.С. и др. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики. - М.: Гособорон-промиздат, 1958.
9. Теория воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1975.
10. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. - М.: Машиностроение, 1979.
11. Янкин В.И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ. - М. Машиностроение, 1976.

SOME FEATURES OF BYPASS ENGINE OPERATION PROCESS WITH SEPARATE EXHAUST NOZZLES

Medvedev V.V., Shulekin V.T.

In the article some equations are derived to establish the relationships between the thermodynamic cycle parameters applying to bypass engines with separate exhaust nozzles. Necessary calculations are made and the main dependences are analyzed. Some of them have not been analyzed in the famous articles.

Keywords: bypass engine, thermodynamic cycle, cycle efficiency parameters, flight velocity.

Сведения об авторах

Медведев Владимир Владимирович, 1958 г.р., окончил РКИИГА (1981), доктор технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, начальник отдела ЦИАМ, автор более 40 научных работ, область научных интересов – авиационное двигателестроение.

Шулекин Виктор Тимофеевич, 1938-2011 г.г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (1963), кандидат технических наук, автор 55 научных работ, область научных интересов – авиационное двигателестроение.