

EFFICIENCY OF THE INTRODUCTION THE INTERMEDIATE HEATING IN CYCLE OF AFTERBURNING TURBOFAN FOR SUPERSONIC THE AIRCRAFT

V. A. Ivanov

JSC "UEC-Aviadvigatel"

iva-perm@rambler.ru

Submitted 2022, March 1

Abstract. It is shown theoretically that for effectively use of the intermediate the heating in a afterburning turbofan for the reason maximize of increasing a degree of double-circuit by reduction of the diametrical sizes of the internal circuit at conservation of the degree increasing of the pressure of the fan and total air flow through the external and inner circuit necessary to use at the engine design as criterion to efficiency the maximum of the degree the reduction of the pressure in of the internal circuit, but the degree of increasing of the pressure to increase before ensuring of the absolute maximum this the criterion to efficiency. With such a method of using the intermediate heating is provided a noticeable decrease of specific fuel the consumption at subsonic flight speed, as well as an increase of air flow through the external circuit and thrust of engine when switching at ramjet regime of working to provide a high supersonic flight speed.

Keywords: simple cycle; complex cycle; intermediate heating; double-circuit turbofan; afterburning chamber.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВВЕДЕНИЯ ПРОМЕЖУТОЧНОГО ПОДОГРЕВА В ЦИКЛ ТРДДФ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

В. А. Иванов

ОА «ОДК-Авиадвигатель»

iva-perm@rambler.ru

Поступила в редакцию 01.03.2022

Аннотация. Показано теоретически, что для эффективного использования промежуточного подогрева в двухконтурном турбореактивном двигателе со смешением потоков контуров и общей форсажной камерой с целью максимального увеличения степени двухконтурности за счет уменьшения диаметральных размеров внутреннего контура при сохранении степени повышения давления вентилятора и общего расхода воздуха через наружный и внутренний контуры необходимо использовать при проектировании двигателя как критерий эффективности максимум степени понижения давления во внутреннем контуре после турбин компрессора, а степень повышения давления увеличивать до обеспечения абсолютного максимума этого критерия эффективности. При таком способе использования промежуточного подогрева обеспечивается заметное уменьшение удельного расхода топлива на дозвуковой скорости полета, а также увеличение расхода воздуха через наружный контур и тяги двигателя при переходе на прямоточный режим работы для обеспечения большой сверхзвуковой скорости полета.

Ключевые слова: простой цикл; сложный цикл; промежуточный подогрев; двухконтурный турбореактивный двигатель; форсажная камера.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время проводятся работы по созданию трехконтурных турбореактивных двигателей. Так, в работах [1–3] проведено исследование положительного эффекта от применения технологии третьего контура в условиях дозвукового и сверхзвукового полета.

Трехконтурный турбореактивный двигатель обеспечивает улучшение топливной экономичности на дозвуковых скоростях полета и рост тяги в области сверхзвуковых скоростей полета вследствие увеличения степени двухконтурности двигателя при открытии третьего контура. Вместе с тем, увеличиваются диаметральный размеры, масса и усложняется конструкция и регулирование трехконтурного двигателя в связи с наличием клапанов отбора и перепуска воздуха из третьего контура.

В связи с этим, в статье теоретически рассматривается также увеличение степени двухконтурности двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков контуров и общей форсажной камерой (ТРДДФсм), но за счет использования во внутреннем контуре двигателя промежуточного подогрева, при котором обеспечивается уменьшение диаметральных размеров этого контура при сохранении его мощности, степени повышения давления вентилятора и диаметральных размеров наружного контура.

Использование промежуточного подогрева для увеличения степени двухконтурности двигателя сложного цикла является рациональным способом по сравнению с использованием промежуточного подогрева для увеличения степени повышения давления вентилятора, так как позволяет обеспечить уменьшение удельного расхода топлива на дозвуковых скоростях полета без уменьшения полетного КПД. На сверхзвуковых скоростях полета увеличение степени двухконтурности таким способом связано с увеличением степени повышения давления выше оптимальной по удельному расходу топлива и приводит к небольшому увеличению удельного расхода топлива на форсированных режимах работы, которое может быть компенсировано за счет возможного уменьшения удельного веса двигателя, улучшающего летно-технические характеристики (ЛТХ) самолета аналогично уменьшению удельного расхода топлива.

Предлагаемый способ использования промежуточного подогрева позволяет обеспечить параметры двигателя, соответствующие малой степени двухконтурности в сверхзвуковом полете и большой степени двухконтурности в дозвуковом полете без превышения достигнутого уровня температуры газа в основной камере сгорания, которое является другим способом обеспечения таких же результатов.

Предлагаемый способ использования промежуточного подогрева для увеличения степени двухконтурности может быть использован для сверхзвуковых пассажирских самолетов с заметной долей дозвукового полета, а также для сверхзвуковых стратегических самолетов с большой долей такого полета.

Предлагаемый способ может быть использован также для увеличения расхода воздуха через наружный контур и тяги двигателей стратегических самолетов при обеспечении высоких сверхзвуковых скоростей полета $M \geq 3$ с переводом наружного контура на прямоточный режим работы. Такое увеличение скорости полета сверхзвуковых стратегических самолетов может потребоваться для преодоления ПВО противника и ухода от перехватчиков.

Предлагаемый способ может быть использован совместно с трехконтурной технологией для уменьшения лобового сопротивления двигателя, так как степень двухконтурности увеличивается как за счет увеличения диаметральных размеров третьего контура, так и за счет уменьшения диаметральных размеров внутреннего контура двигателя.

Таким образом, ТРДДФсм сложного цикла функционально может использоваться вместо трехконтурных и комбинированных (ТРДД + ПВРД) двигателей.

В статье использованы результаты теоретических исследований наземных одноконтурных ГТД сложного цикла. Так, в наземных ГТД предложено использовать как сравнительный кри-

терий эффективности условие равенства эффективных КПД двигателей простого и сложного цикла [4], которое в принципе позволяет использовать промежуточный подогрев для улучшения характеристик наземных и авиационных двигателей.

Учтено, что вместо условия равенства эффективных КПД двигателей простого и сложного цикла можно использовать эквивалентный по экономичности собственный критерий эффективности наземных ГТД сложного цикла – максимум степени понижения давления в свободной турбине [5].

В авиационных двухконтурных двигателях сложного цикла также предложено использовать соответствующий упомянутому максимуму критерий эффективности – максимум степени понижения давления во внутреннем контуре после турбин компрессора. Это позволяет обеспечить одинаковый эффективный КПД внутреннего контура ТРДДФсм простого и сложного цикла на нефорсированных режимах работы в дозвуковом крейсерском полете.

ЦЕЛЬ

Показать теоретически эффективность введения промежуточного подогрева в цикл ТРДДФсм, заключающуюся в увеличении степени двухконтурности, расхода воздуха через наружный контур и тяги двигателя на режимах полета с большой сверхзвуковой скоростью и в повышении экономичности двигателя на дозвуковых режимах полета.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ

В настоящее время зарубежными разработчиками рассматриваются проекты перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) с невысокими значениями крейсерских чисел M полета от 1,4 до 1,8, при которых «помимо высоких технических характеристик обеспечивается учет влияния вредных факторов на окружающую атмосферу (шума, звукового удара и вредных выбросов в атмосферу)» [6]. Рассматриваются также проекты пассажирских самолетов с большими сверхзвуковыми скоростями полета до $M = 5$.

Соответственно сказанному, в статье сравниваются параметры ТРДДФсм простого и сложного цикла для СПС с числом M крейсерского полета 1,6, соответствующим двойной скорости дозвукового полета, на высоте $H = 16 \dots 18$ км и параметры упомянутых ТРДДФсм для стратегического сверхзвукового самолета с числом M крейсерского полета 2,0, близким к скорости полета сверхзвуковых стратегических самолетов: российского ТУ-160 и американского В-1А на тех же высотах.

На рис. 1 показаны схемы ТРДДФсм простого и сложного цикла, для простоты теоретического анализа выполненные как одновальные, на которых ТВ – часть турбины, условно передающая свободную энергию в наружный контур. В двигателе сложного цикла между турбинами компрессора внутреннего контура расположена промежуточная камера сгорания (КС2).

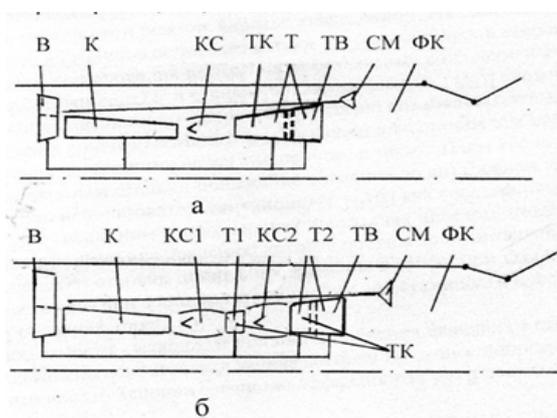


Рис. 1. Схемы одновальных ТРДДФсм простого (а) и сложного (б) цикла

Введем обозначения: v – вентилятор; k – компрессор; kc ($kc1$) – основная камера сгорания; $kc2$ – промежуточная камера сгорания; t – общая турбина вентилятора и компрессора; tk – часть общей турбины, приводящая компрессор внутреннего контура; tv – часть общей турбины, приводящая часть вентилятора, расположенную в наружном контуре; cm – смеситель; fk – форсажная камера; f – форсированный режим; Π – канал наружного контура; I – канал внутреннего контура; n – невозмущенный поток, окружающая среда; T_n – температура окружающей среды; p^* , T^* – полное давление и температура заторможенного потока воздуха; V_n – скорость полета; H – высота полета; M – число Маха полета; $\theta = T^*/T_n$ – степень повышения температуры в цикле двигателя; $\theta_r = T^*/T_n^*$ – степень повышения температуры в турбокомпрессоре двигателя; $\tau_v = T_n^*/T_n$ – степень повышения температуры во входном устройстве; π_v^* – степень повышения давления во входном устройстве; π_b^* – степень повышения давления в вентиляторе; π_k^* – степень повышения давления в компрессоре; $\pi_{k\Sigma}^* = \pi_b^* \pi_k^*$ – общая степень повышения давления в вентиляторе и компрессоре; π_t^* – степень понижения давления в турбине; $e = \pi^{*(\kappa-1)/\kappa}$; G_b – расход воздуха; G_t – расход топлива; m – степень двухконтурности; $P_{уд}$ – удельная тяга двигателя; $C_{уд}$ – удельный расход топлива; L – удельная работа; η – коэффициент полезного действия (КПД) цикла и компрессоров и турбин; opt – оптимальный; e – эффективный; Σ – общий, суммарный; $г$ – газ; v – воздух; κ – показатель адиабаты (принято $\kappa = \kappa_r = \kappa_b = 1,4$); цикл 1-1 – простой цикл с одним охлаждением и одним подогревом; цикл 1-2 – сложный цикл с одним охлаждением и двумя подогревами.

При теоретических исследованиях для простоты простые и сложные циклы рассмотрены как действительные циклы с идеальным газом, газовая постоянная и показатель адиабаты которого остаются неизменными. В первом приближении не учитывались также потери полного давления по тракту двигателей и расход воздуха на охлаждение турбин и камер сгорания.

Температуру газа на выходе из первой (KC1) и второй (KC2) камеры сгорания внутреннего контура двигателя сложного цикла примем одинаковой и равной ее величине на выходе из основной камеры сгорания (KC) двигателя простого цикла $T_r^* = 1600$ К. Эта величина соответствует освоенным в настоящее время значениям.

Вначале найдем оптимальную степень повышения давления (СПД) $\pi_{k\Sigma opt 1-1}^*$ ($e_{k\Sigma opt 1-1}$) для ТРДДФсм простого цикла (цикл 1-1), соответствующую максимуму удельной тяги и минимуму удельного расхода топлива на форсированном режиме работы. При СПД $\pi_{k\Sigma opt 1-1}^*$ ($e_{k\Sigma opt 1-1}$) и постоянной температуре газа в форсажной камере $T_\phi^* = const$ максимум удельной тяги и минимум удельного расхода топлива соответствуют максимуму степени повышения давления в вентиляторе π_{vmax}^* и степени понижения давления в реактивном сопле при равенстве давлений в наружном и внутреннем контуре на входе в смеситель $p_{II}^* = p_I^*$ [7].

Чтобы найти СПД, соответствующую максимуму параметра π_{vmax}^* , вначале найдем зависимость $\pi_b^* = f(\pi_{k\Sigma}^*)$ при постоянной степени двухконтурности. Для этого запишем уравнение баланса мощности части вентилятора В, расположенной в наружном контуре, компрессора внутреннего контура и общей турбины Т одновального ТРДДФсм простого цикла (рис. 1, а). Учтем, что компрессор внутреннего контура включает собственно компрессор К и часть вентилятора, расположенную во внутреннем контуре двигателя, а общая степень повышения давления в компрессоре внутреннего контура $\pi_{k\Sigma}^* = \pi_b^* \pi_k^*$. Тогда получим уравнение

$$G_{вII} L_b + G_{вI} L_{k\Sigma} = G_{вI} L_t.$$

В полученном уравнении заменим удельную работу узлов двигателя на ее относительные значения (отнесенные к произведению теплоемкости на температуру воздуха на входе в двигатель $C_p T_n^*$ при $C_{pv} = C_{pr}$) и поделим все члены на параметр $G_{вI}$. Тогда с учетом $m = G_{вII}/G_{вI}$ и $\theta_r = T_r^*/T_n^*$ получим уравнение баланса мощности ТРДДФсм простого цикла (цикл 1-1),

$$m_{1-1} \overline{L}_B + \overline{L}_{\kappa\Sigma} = \overline{L}_T,$$

где

$$\overline{L}_B = \frac{e_B - 1}{\eta_B}, \quad \overline{L}_{\kappa\Sigma} = \frac{e_{\kappa\Sigma} - 1}{\eta_{\kappa\Sigma}}, \quad \overline{L}_T = \theta_\Gamma \left(1 - \frac{1}{e_T}\right) \eta_{T\Sigma}, \quad e_B = \pi_B^{*(k-1)/k}, \quad e_{\kappa\Sigma} = \pi_{\kappa\Sigma}^{*(k-1)/k}, \quad e_T = \pi_T^{*(k-1)/k}.$$

Подставив в полученное уравнение баланса мощности относительные значения работы узлов \overline{L}_B , $\overline{L}_{\kappa\Sigma}$, \overline{L}_T с учетом общей степени понижения давления в турбине $\pi_T^* = \pi_{\kappa\Sigma}^* / \pi_B^*$ ($e_T = e_{\kappa\Sigma} / e_B$) при равенстве $p_{II}^* = p_I^*$, получим уравнение

$$\left(m_{1-1} \frac{e_B - 1}{\eta_B} + \frac{e_{\kappa\Sigma} - 1}{\eta_{\kappa\Sigma}}\right) = \theta_\Gamma \left(1 - \frac{e_B}{e_{\kappa\Sigma}}\right) \eta_{T\Sigma},$$

которое после преобразований принимает вид

$$e_B (e_{\kappa\Sigma} m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma} + \theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma}) = e_{\kappa\Sigma} \theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma} - e_{\kappa\Sigma} [(e_{\kappa\Sigma} - 1) \eta_B - m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma}].$$

Решив это уравнение, получаем формулу параметра π_B^* (e_B) двигателя простого цикла, из которой видна зависимость этого параметра от СПД $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ ($e_{\kappa\Sigma}$)

$$e_B = \frac{e_{\kappa\Sigma} (\theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma} + \eta_B + m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma}) - e_{\kappa\Sigma}^2 \eta_B}{e_{\kappa\Sigma} m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma} + \theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma}}. \quad (1)$$

Дифференцируя формулу (1) по параметру $e_{\kappa\Sigma}$ и приравнявая производную к нулю, получим

$$\frac{de_B}{de_{\kappa\Sigma}} = \frac{[-2e_{\kappa\Sigma} \eta_B + (\theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma} + \eta_B + m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma})] (e_{\kappa\Sigma} m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma} + \theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma}) - (e_{\kappa\Sigma} m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma} + \theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma})^2 - m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma} [e_{\kappa\Sigma} (\theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma} + \eta_B + m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma}) - e_{\kappa\Sigma}^2 \eta_B]}{e_{\kappa\Sigma} m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma} + \theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma}} = 0.$$

После преобразований числителя производной и, приравняв его к нулю, получим уравнение

$$e_{\kappa\Sigma}^2 + 2 \frac{\theta_\Gamma \eta_B \eta_{T\Sigma}}{m_{1-1}} e_{\kappa\Sigma} - \frac{\theta_\Gamma \eta_B \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma} + \eta_B + m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma}}{m_{1-1}} = 0,$$

решив которое, найдем оптимальное значение параметра $\pi_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}^*$ ($e_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}$), соответствующее максимуму параметра $\pi_{\text{вmax}}^*$ и удельной тяги ТРДДФсм простого цикла

$$e_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1} = \frac{\sqrt{(1 + m_{1-1} \eta_{\kappa\Sigma} / \eta_B) (1 + m_{1-1} b)} - 1}{m_{1-1} b}, \quad (2)$$

где $b = 1/(\theta_\Gamma \eta_B \eta_{T\Sigma})$.

Заметим, что академик А. М. Люлька также получил подобную формулу для СПД $\pi_{\kappa\Sigma\text{опт}}^*$ ($e_{\kappa\Sigma\text{опт}}$), в которую КПД η_B не входит, так как он учтен в КПД $\eta_{\kappa\Sigma}$ [8]

$$e_{\kappa\Sigma\text{опт}} = \frac{\sqrt{1 + m[B(m+1) + 1]} - 1}{mB},$$

где $B = 1/(\theta_\Gamma \eta_{\kappa\Sigma} \eta_{T\Sigma})$.

Эту формулу можно записать также в виде

$$e_{\kappa\Sigma\text{опт}} = [\sqrt{(1+m)(1+mB)} - 1] / (mB),$$

из которого видно ее сходство с полученной формулой (2).

На рис. 2 показано увеличение степени двухконтурности m_{1-2} ТРДДФсм сложного цикла (цикл 1-2) за счет введения в цикл промежуточного подогрева газа между турбинами и изменение других параметров двигателей простого и сложного цикла при увеличении СПД на расчетном режиме работы, соответствующем числу $M = 2,0$ крейсерского полета стратегического сверхзвукового самолета.

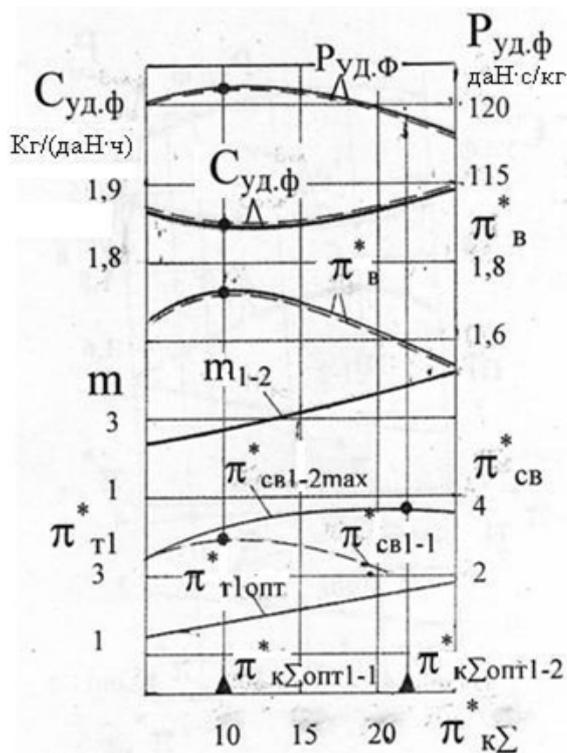


Рис. 2. Зависимость параметров ТРДДФсм простого и сложного цикла от степени повышения давления на расчетном режиме работы $H = 16...18$ км; $M = 2,0$; $T_{r1}^* = T_{r2}^* = 1600$ К; $T_{\phi}^* = 2000$ К:
 ----- – параметры двигателя простого цикла при $m_{1-1} = 2,0$; ———— – параметры двигателя сложного цикла; • – максимум, абсолютный максимум

Параметры двигателей найдены расчетом при постоянной степени двухконтурности двигателя простого цикла $m_{1-1} = 2,0$, одинаковой степени повышения давления вентилятора в сравниваемых двигателях, равной этому параметру в двигателе простого цикла $\pi_{в1-1}^* = \pi_{в1-2}^*$, и следующих коэффициентах потерь энергии в узлах двигателей: $\eta_{в} = 0,87$; $\eta_{\kappa\Sigma} = 0,84$; $\eta_{т1}^* = 0,91$; $\eta_{т\Sigma}^* = 0,93$.

Зависимость $\pi_{в}^* = f(\pi_{\kappa\Sigma}^*)$ при постоянной степени двухконтурности для двигателя простого цикла найдена по формуле (1), а оптимальное значение параметра $\pi_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}^*$ ($e_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}$), соответствующее максимуму параметра $\pi_{в\text{макс}}^*$, – по формуле (2).

Степень двухконтурности двигателя сложного цикла m_{1-2} найдена по формуле

$$m_{1-2} = \frac{\theta \eta_{т1} \eta_{\kappa\Sigma} (2 - 1/e_{т1} - e_{в} e_{т1} / e_{\kappa\Sigma}) - (e_{\kappa\Sigma} - 1)}{\eta_{\kappa\Sigma} (e_{в} - 1) / \eta_{в}}, \tag{3}$$

полученной в [9] при обеспечении равенства полного давления в наружном и внутреннем контурах $p_{II}^* = p_I^*$ и оптимальной степени понижения давления π_{T1opt} в первой турбине Т1, соответствующей при данной СПД принятому критерию эффективности – максимуму степени понижения давления во внутреннем контуре после турбин компрессора, включающего часть вентилятора, расположенную в этом контуре, до давления на входе в двигатель $\pi_{св1-2max}^*$.

Параметр π_{T1opt}^* ($e_{T1optTB}$) найден по формуле (4), идентичной формуле, обеспечивающей при данной СПД максимум степени понижения давления в свободной турбине одноконтурного ГТД сложного цикла за счет перераспределения общей степени понижения давления между этой турбиной и турбинами компрессора при подогреве газа между ними [5].

$$e_{T1opt} = 1 / \left(1 - \frac{e_{к\Sigma} - 1}{2\theta_r \eta_{к\Sigma} \eta_{T1}} \right). \quad (4)$$

Найдем СПД, при которой обеспечивается максимум энергии, переданной в наружный контур, и соответственно максимальное увеличение степени двухконтурности двигателя сложного цикла. В двигателях простого и сложного цикла этот максимум соответствует максимуму свободной энергии внутреннего контура, изолированного от наружного контура от входа в вентилятор до выхода из реактивного сопла двигателя.

Как показано в [9], свободная энергия внутреннего контура двигателя сложного цикла близкая к максимальной обеспечивается при СПД $\pi_{к\Sigma opt1-2}^*$ ($e_{к\Sigma opt1-2}$), соответствующей абсолютному максимуму параметра $\pi_{св1-2max}^*$. Этот максимум найден по формуле $\pi_{св1-2max}^* = \pi_{к\Sigma}^* / \pi_{T1opt}^{*2}$ ($e_{св1-2max} = e_{к\Sigma} / e_{T1opt}^2$), так как обеспечивается при одинаковой степени понижения давления в турбинах компрессора $\pi_{T1}^* = \pi_{T2}^*$ одноконтурного ГТД сложного цикла. Параметр $\pi_{к\Sigma opt1-2}^*$ ($e_{к\Sigma opt1-2}$) найден по формуле (5), так как эта формула идентична формуле, обеспечивающей абсолютный максимум степени понижения давления в свободной турбине одноконтурного ГТД [5].

$$e_{к\Sigma opt1-2} = (2\theta_r \eta_{к\Sigma} \eta_{T1} + 1) / 3. \quad (5)$$

Как видно из рис. 2, в двигателе простого цикла при СПД $\pi_{к\Sigma opt1-1}^*$, соответствующей максимуму параметра π_{vmax}^* , обеспечивается также максимум параметра $\pi_{св1-1max}^*$ и, следовательно, максимум энергии, переданной в наружный контур. Для нахождения степени понижения давления во внутреннем контуре двигателя простого цикла $\pi_{св1-1}^* = \pi_{к\Sigma}^* / \pi_{TK}^*$ ($e_{св1-1} = e_{к\Sigma} / e_{TK}$) степень понижения давления в турбине компрессора внутреннего контура π_{TK}^* (e_{TK}) найдена по известной формуле $e_{TK} = 1 / [1 - (e_{к\Sigma} - 1) / (\theta_r \eta_{к\Sigma} \eta_{T\Sigma})]$ [7].

Как видно также из рис. 2, в сравниваемых двигателях на расчетном режиме работы для стратегического самолета степень повышения давления вентилятора увеличивается и достигает максимума π_{vmax}^* , а удельный расход топлива уменьшается до минимума $C_{уд.фmin}$ при СПД $\pi_{к\Sigma opt1-1}^* = 10$. Степень двухконтурности двигателя сложного цикла при СПД $\pi_{к\Sigma opt1-1}^*$ также увеличивается до $m_{1-2} = 2,7$ по сравнению с $m_{1-1} = 2,0$ соответственно увеличению параметра $\pi_{св1-2max}^*$ по сравнению с этим параметром двигателя простого цикла $\pi_{св1-1max}^*$.

При СПД $\pi_{к\Sigma opt1-2}^* = 22$ и абсолютном максимуме параметра $\pi_{св1-2абсmax}^*$ степень двухконтурности двигателя сложного цикла также увеличивается до значения $m_{1-2} = 3,8$, которое является практически максимальным увеличением этого параметра при приемлемой экономичности, так как при небольшом увеличении параметра $C_{уд.ф}$ параметр m_{1-2} увеличивается с большим градиентом, а его увеличение является целью введения промежуточного подогрева в цикл двигателя.

В сравниваемых двигателях при одинаковой температуре газа в форсажной камере $T_{\phi}^* = const$ и одинаковой степени повышения давления вентилятора $\pi_{в1-1}^* = \pi_{в1-2}^*$ обеспечивалась одинаковая скорость истечения газа из реактивного сопла, одинаковая удельная тяга $P_{уд.ф}$

и одинаковый удельный расход топлива $C_{уд.ф}$ на форсированных режимах работы. Последнее следует из того, что в сравниваемых двигателях общее количество подведенной теплоты Q_{Σ} и относительный расход топлива $q_{т\Sigma} = G_{т\Sigma}/G_{в\Sigma}$ на форсированных режимах работы зависит от разности температур газа в форсажной камере T_{ϕ}^* и воздуха на входе в компрессор $T_{н}^*$ [7], которые в сравниваемых двигателях одинаковы.

В результате, как показано на рис. 2, в сравниваемых двигателях удельные параметры $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ при увеличении СПД $\pi_{к\Sigma}^*$ изменяются одинаково. Удельные параметры на форсированных режимах работы найдены с учетом скоростного напора π_v^* по известным формулам $P_{уд.ф} = (1 + q_{тф\Sigma})C_{сф} - V_{п}$ и $C_{уд.ф} = 3600q_{тф\Sigma}/P_{уд.ф}$, при $T_{\phi}^* = 2000$ К, $\pi_{сф}^* = \pi_v^* \pi_{в}^* \sigma_{вх}^*$ и $\sigma_{вх}^* = 0,794$ для 3-х скачкового диффузора, а на режимах работы с выключенной форсажной камерой – по формулам $P_{уд} = [1 + q_{тк\Sigma}/(1 + m)]C_{с} - V_{п}$ и $C_{уд} = 3600q_{тк\Sigma}/(1 + m)P_{уд}$.

Таким образом, в двигателе сложного цикла для увеличения степени двухконтурности m_{1-2} необходимо обеспечить максимальную зависимость от СПД степени понижения давления во внутреннем контуре $\pi_{св1-2max}^* = f(\pi_{к\Sigma}^*)$ и одинаковую зависимость от СПД степени повышения давления вентилятора $\pi_{в}^* = f(\pi_{к\Sigma}^*)$ в двигателях простого и сложного цикла для обеспечения одинаковых удельных параметров этих двигателей.

Далее в статье рассматривается влияние на параметры двигателей уменьшения числа М крейсерского полета на расчетном режиме работы до 1,6, необходимость которого для СПС показана в [6]. На рис. 3 показано увеличение степени двухконтурности, оптимальной степени повышения давления и изменение удельных параметров двигателей простого и сложного цикла в зависимости от уменьшения числа М полета.

Уменьшение числа М полета приводит к уменьшению параметра $T_{н}^*$ и повышению степени подогрева в турбокомпрессоре сравниваемых двигателей $\theta_{г} = T_{г}^*/T_{н}^*$.

В результате, как видно из рис. 3, с уменьшением числа М полета увеличивается оптимальная СПД $\pi_{к\Sigma опт}^*$ (е_{к\Sigma}) двигателей простого и сложного цикла и параметр $\pi_{т1 опт}^*$ двигателя сложного цикла, т.е. эффективность промежуточного подогрева.

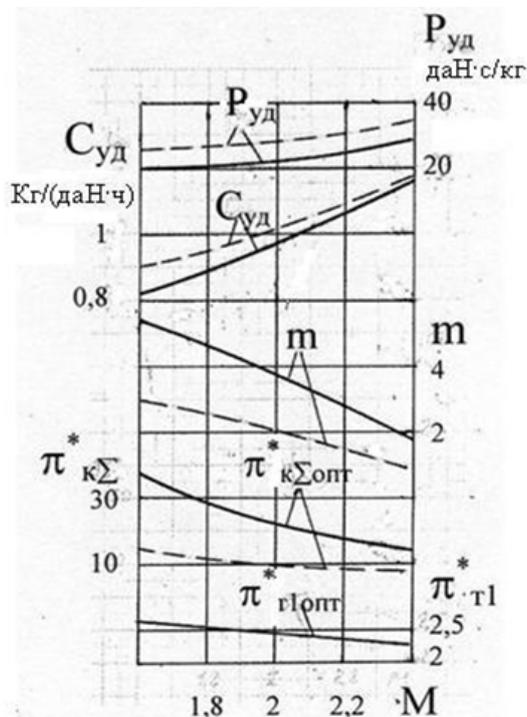


Рис. 3. Зависимость степени двухконтурности и удельных параметров ТРДДФсм простого и сложного цикла от числа М полета на расчетном режиме работы. (Условия и обозначения см. на рис. 2)

Видно также, что так как степень двухконтурности двигателей простого цикла на форсированных режимах работы увеличивается с уменьшением числа M полета, то это обеспечивает еще большее увеличение максимальной степени двухконтурности при СПД $\pi_{\kappa\Sigma\text{отт}1-2}$ за счет промежуточного подогрева и уменьшение удельного расхода топлива на дозвуковых режимах полета.

Для определения величины такого уменьшения удельного расхода топлива на рис. 3 показана зависимость удельного расхода топлива и удельной тяги сравниваемых двигателей с выключенной форсажной камерой от числа M полета.

Как видно из рис. 3, с уменьшением числа M полета разница между удельными расходами сравниваемых двигателей увеличивается. Так, если при $M = 2,0$ удельный расход топлива двигателя сложного цикла по сравнению с двигателем простого цикла становится меньше на 4...5 % за счет увеличения степени двухконтурности от $m_{1-1} = 2$ до $m_{1-2} = 3,8$, то при $M = 1,6$ это уменьшение увеличивается вдвое и составляет уже 9...10 % за счет увеличения степени двухконтурности от $m_{1-1} = 3$ до $m_{1-2} = 5,5$. Зависимость отношения и разницы удельных расходов топлива двигателей простого и сложного цикла от числа M полета, показанные на рис. 3, сохраняются при пересчете по формулам приведения на условия дозвукового полета.

Кроме того, к влиянию указанной разницы удельных расходов топлива сравниваемых двигателей на ЛТХ сверхзвуковых самолетов в условиях дозвукового и сверхзвукового полета следует добавить влияние возможного уменьшения удельного веса двигателей сложного цикла за счет увеличения степени двухконтурности.

Рассмотрим также увеличение расхода воздуха через наружный контур и тяги двигателя стратегического самолета на прямооточных режимах работы за счет введения промежуточного подогрева. Увеличение расхода воздуха через наружный контур двигателя сложного цикла в отношении к расходу воздуха двигателя простого цикла $\bar{G}_{\text{вн}} = G_{\text{вн}1-2}/G_{\text{вн}1-1}$ при постоянном суммарном расходе воздуха в сравниваемых двигателях $G_{\text{в}\Sigma} = G_{\text{вн}} + G_{\text{вл}}$ найдем по формуле $\bar{G}_{\text{вн}} = [m_{1-2}/(m_{1-2} + 1)]/[m_{1-1}/(m_{1-1} + 1)]$, которую легко получить, подставив в известное выражение $G_{\text{вн}} = mG_{\text{вл}}$ другое известное выражение $G_{\text{вл}} = G_{\text{в}\Sigma}/(m + 1)$.

Тогда, на расчетном режиме работы для стратегического самолета при $M = 2,0$, $m_{1-1} = 2,0$, $m_{1-2} = 3,8$ (рис. 3) увеличение относительного расхода воздуха составит $\bar{G}_{\text{вн}} = 1,19$, т.е. 19 %.

Указанное увеличение расхода воздуха на расчетном режиме работы соответствует увеличению кольцевой площади наружного контура двигателя и сохраняется при переходе на прямооточный режим работы при увеличении числа $M \geq 3$ [9].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Введение промежуточного подогрева в цикл ТРДДФсм при постоянной степени повышения давления вентилятора $\pi_b^* = \text{const}$, постоянном общем расходе воздуха через первый и второй контур $G_{\text{в}\Sigma} = \text{const}$ и использовании, как критерия эффективности, максимума степени понижения давления во внутреннем контуре после турбин компрессора $\pi_{\text{св}1-2\text{max}}^*$, позволяет максимально увеличить степень двухконтурности за счет увеличения степени повышения давления до обеспечения абсолютного максимума принятого критерия эффективности.

2. Введение промежуточного подогрева в цикл ТРДДФсм по п. 1 позволяет при небольшом увеличении удельного расхода топлива на сверхзвуковой скорости полета обеспечить заметное уменьшение этого параметра на дозвуковой скорости полета, а также обеспечить увеличение расхода воздуха через наружный контур и тяги двигателя при переходе на прямооточный режим работы для обеспечения большой сверхзвуковой скорости полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Фокин А. Б., Селиванов О. Д., Эзрохи Ю. А.** Исследования по формированию оптимального облика турбопрямоточного двигателя в составе силовой установки высокоскоростного самолета // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 3. С. 82–96. [A. B. Fokin, O. D. Selivanov, Yu. A. Ezrohi, “The investigations on formation of the optimum face of ramjet in composition of the power installation of the speediest plane”, (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 25, no. 3, pp. 82-96, 2018.]
2. **Дрыгин А. С., Кизеев И. С., Эзрохи Ю. А.** Анализ возможностей повышения крейсерской топливной экономичности многорежимного двигателя с третьим контуром // Наука и Образование. 2017. № 3. С. 116–136. [A. S. Drygin, I. S. Kizeev, Yu. A. Ezrohi, “The analysis of the possibilities of increasing to cruising fuel economy of the multimode engine with third sidebar”, (in Russian), in *Nauka i Obrazovanie*, no. 3, pp. 116-136, 2017.]
3. **Рябов П. А., Каленский С. М.** Концепции перспективных гибридных маршевых двигателей летательных аппаратов на газовых и криогенных топливах // Вестник МАИ. 2015. Т. 22, № 1. С. 87–89. [P. A. Ryabov, S. M. Kalensky, “The concepts of perspective hybrid engines of the flying machines on gas and cryogenic fuel”, (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 22, no. 1, pp. 87-89, 2015.]
4. **Иванов В. А.** Путь увеличения эффективности цикла газотурбинных установок // Вестник СГАУ. 2009. № 3 (19). С. 102–108. [V. A. Ivanov, “Way of increase in efficiency of cycle gas turbine units”, (in Russian), in *Vestnik SGAU*, no. 3 (19), pp. 102-108, 2009.]
5. **Иванов В. А.** Выбор оптимальной степени повышения давления и принципа проектирования ГТУ сложного цикла // Изв. Рэн. Энергетика. 2016. № 1. С. 106–114. [V. A. Ivanov, “Choice of optimum degree of increase pressure and principle of design of gas turbine of complex cycle”, (in Russian), in *Izv. Rэн. Energetika*, no. 1, pp. 106-114, 2016.]
6. **Алендарь А. Д., Грунин А. Н., Силуянова М. В.** Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // Вестник СГАУ. 2021. Т. 20, № 3. С. 24–36. [A. D. Alendar, A. N. Grunin, M. V. Siluyanov, “Analysis of basic concepts of advanced engines for supersonic civil aircraft on the basis of foreign designers experience”, (in Russian), in *Vestnik SGAU*, vol. 20, no. 3, pp. 24-36, 2021.]
7. **Теория**, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / В. И. Бакулев [и др.]. М.: МАИ, 2003. 682 с. [V. I. Bakulev, et al., *Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants*, (in Russian). Moscow: MAI, 2003.]
8. **Теория** двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. 431 с. [S. M. Shlyakhtenko, V. A. Sosunova (ed.), *The theory of the bypass turbojet engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1979.]
9. **Иванов В. А.** Эффективность введения промежуточного подогрева в цикл турбопрямоточного двигателя // Вестник УГАТУ. 2021. Т. 25, № 1 (91). С. 33–40. [V. A. Ivanov, “Efficiency of the introduction the intermediate heating in cycle of afterburning turbofan”, (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 25, no. 1 (91), pp. 33-40, 2021.]

ОБ АВТОРЕ

ИВАНОВ Вадим Александрович, инж.-констр. 1 кат. ОАО «Авиадвигатель». Дипл. инж.-мех. по авиац. двиг. (ППИ, 1967). Канд. техн. наук. по тепл. двиг. (КГТУ, 1996). Иссл. сложных циклов ГТУ.

IVANOV, Vadim Aleksandrovich, 1st class design engineer in “Aviadvigatel” Public Corporation. Dipl. mechanical engineer for aircraft engine (PPI, 1967). Cand. of Tech. Sci. (KSTU, 1996).

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 1 (95), pp. 59-68, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).