

УДК 629.7.036.001

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВВЕДЕНИЯ ПРОМЕЖУТОЧНОГО ПОДОГРЕВА В ЦИКЛ ТУРБОПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В. А. ИВАНОВ

iva-perm@rambler.ru

ОАО «Авиадвигатель»

Поступила в редакцию 15.12.2020

Аннотация. Показано, что в двухконтурном турбореактивном двигателе со смешением потоков контуров и общей форсажной камерой для эффективного использования промежуточного подогрева на прямоточных режимах работы с целью увеличения расхода воздуха через наружный контур путем уменьшения диаметральных размеров внутреннего контура при сохранении степени повышения давления вентилятора и диаметральных размеров наружного контура необходимо использовать как критерий эффективности максимум степени понижения давления во внутреннем контуре после турбин компрессора, а степень повышения давления в цикле увеличивать до обеспечения абсолютного максимума этого критерия эффективности.

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 диаметральные размеры, масса и усложняется конструкция и регулирование трехконтурного двигателя в связи с наличием клапанов отбора и перепуска воздуха из третьего контура.

Заметим, что двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков контуров и общей форсажной камерой (ТРДДФсм) на больших сверхзвуковых ско-

ростях полета может использоваться как турбопрямоточный двигатель (ТПД) с переводом внутреннего контура на пониженный режим работы или режим авторотации турбовентилятора [4].

В связи с этим, в статье теоретически рассматривается увеличение расхода воздуха через наружный контур и тяги ТРДДФсм на сверхзвуковых скоростях полета также при увеличении степени двухконтурности, но за счет использования во внутреннем контуре двигателя промежуточного подогрева, при котором становится возможным уменьшение диаметральных размеров этого контура при сохранении его мощности, степени повышения давления вентилятора и диаметральных размеров наружного контура [5].

В статье использованы результаты, полученные при теоретических исследованиях наземных одноконтурных ГТД сложного цикла, которые сделали возможным введение промежуточного подогрева в цикл авиационных ТРДД. Так, в наземных ГТД

предложено использовать как критерий эффективности условие равенства эффективных КПД двигателей простого и сложного цикла, при котором обеспечивается максимальное увеличение работы сложного цикла относительно работы простого цикла по сравнению с другими допустимыми по экономичности условиями, когда КПД сложного цикла больше КПД простого цикла [6].

Учтено, что вместо условия равенства эффективных КПД двигателей простого и сложного цикла можно использовать эквивалентный по экономичности собственный критерий эффективности – максимум степени понижения давления в свободной турбине наземных ГТД сложного цикла [7].

В авиационных ТРДД сложного цикла предложено использовать такой максимум как собственный критерий эффективности. Это позволило обеспечить практически одинаковую экономичность 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 прямоточных режимах работы.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ

За расчетный режим работы сравниваемых ТРДДФсм простого и сложного цикла примем режим сверхзвукового крейсерского полета с $M = 2,8$ на высоте $H = 18...20$ км, при котором обеспечивается также требуемая взлетная тяговооруженность. Расчетный режим соответствует началу перехода известных турбопрямоточных двигателей (двигатель J58 Pratt & Whitney для самолета SR-71) на прямоточные режимы работы с $M \geq 3$.

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 слож-

ного цикла между турбинами компрессора внутреннего контура расположена промежуточная камера сгорания (КС2).

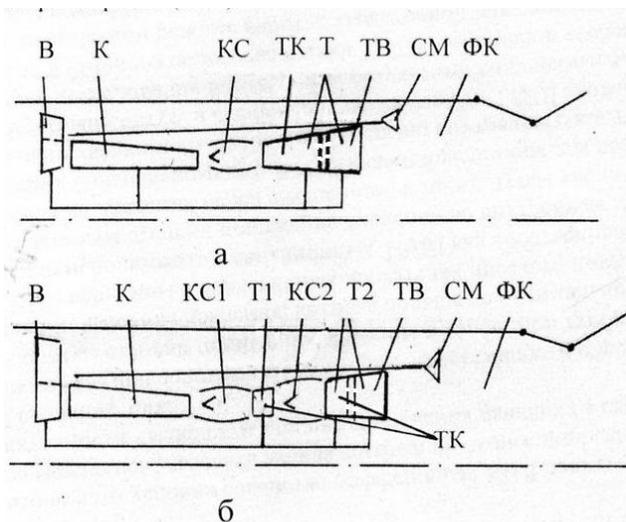


Рис. 1. Схемы одновальных ТРДДФсм простого (а) и сложного (б) цикла

Введем обозначения: в – вентилятор; к – компрессор; кс (кс1) – основная камера сгорания; кс2 – промежуточная камера сгорания; т – общая турбина вентилятора и компрессора; тк – часть общей турбины, приводящая компрессор внутреннего контура; тв – часть общей турбины, приводящая часть вентилятора, расположенную в наружном контуре; см – смеситель; фк – форсажная камера; ф – форсажный режим; П – канал наружного контура; I – канал внутреннего контура; н – невозмущенный поток, окружающая среда; T_n – температура окружающей среды; p^* , T^* – полное давление и температура заторможенного потока; V_n – скорость полета; H – высота полета; M – число Маха полета; $\theta = T_r^*/T_n$ – степень повышения температуры в цикле двигателя; $\theta_r = T_r^*/T_n^*$ – 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; $\pi_{к\Sigma}^* = \pi_b^* \pi_k^*$ – общая степень повышения давления в вентиляторе и компрессоре; π_t^* – степень понижения давления в турбине; $e = \pi^{*(k-1)/k}$; G_b – расход воздуха; G_t – расход топлива; m – степень двухконтурности.

турности; $P_{уд}$ – удельная тяга двигателя; $C_{уд}$ – удельный расход топлива; L – удельная работа; η – коэффициент полезного действия (КПД) цикла и компрессоров и турбин; опт – оптимальный; e – эффективный; Σ – общий, суммарный; $г$ – газ; $в$ – воздух; κ – показатель адиабаты (принято $\kappa = \kappa_{г} = \kappa_{в} = 1,4$); 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 (КС1) и второй (КС2) камеры сгорания внутреннего контура двигателя сложного цикла примем одинаковой и равной ее величине на выходе из основной камеры сгорания (КС) двигателя простого цикла $T_{г}^* = 1500$ К.

Сначала найдем оптимальную степень повышения давления (СПД) $\pi_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}^*$ ($e_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}$) для ТРДДФсм простого цикла (цикл 1-1), соответствующую максимуму удельной тяги и минимуму удельного расхода топлива на форсированном режиме работы по формуле, полученной акад. А. М. Люлькой

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

где $B = 1/(\theta_{г}\eta_{\kappa\Sigma}\eta_{\tau\Sigma})$; $\eta_{\kappa\Sigma}$ – общий КПД вентилятора и компрессора.

Заметим, что при СПД $\pi_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}^*$ ($e_{\kappa\Sigma\text{опт}1-1}$) и постоянной температуре газа в форсажной камере $T_{ф}^* = \text{const}$ максимум удельной тяги и минимум удельного расхода топлива соответствуют максимуму степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{\text{вmax}}^*$ и степени понижения давления в реактивном сопле при равенстве давлений в наружном и внутреннем контуре на входе в смеситель $p_{\text{II}}^* = p_{\text{I}}^*$ [8].

Затем найдем степень двухконтурности ТРДДФсм сложного цикла (цикл 1-2), увеличенную за счет введения в цикл двигателя

промежуточного подогрева. Для этого запишем уравнение баланса мощности части вентилятора В, расположенной в наружном контуре, компрессора внутреннего контура и турбин Т1 и Т2 для одновального ТРДДФсм сложного цикла (рис. 1, б). 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 $\pi_{\kappa\Sigma}^* = \pi_{\text{в}}^* \pi_{\kappa}^*$.

$$G_{\text{вII}} L_{e} + G_{\text{вI}} L_{\kappa\Sigma} = G_{\text{вI}} L_{\tau\Sigma}.$$

В полученном уравнении заменим удельную работу узлов двигателя на ее относительные значения (отнесенные к произведению теплоемкости на температуру атмосферного воздуха $C_p T_{\text{H}}$ при $C_{\text{рв}} = C_{\text{рг}}$) и поделим все члены на параметр $G_{\text{вII}}$. Тогда с учетом $T_{\text{H}}^* = T_{\text{H}} \tau_{\text{v}}$, $m = G_{\text{вII}}/G_{\text{вI}}$ и $\theta = T_{\text{г}}^*/T_{\text{H}}$ получим уравнение баланса мощности ТРДДФсм простого цикла (цикл 1-1)

$$m \bar{L}_{e} + \bar{L}_{\kappa\Sigma} = \bar{L}_{\tau\Sigma},$$

где $\bar{L}_{e} = \tau_{\text{v}} \frac{e_{e} - 1}{\eta_{e}}$, $\bar{L}_{\kappa\Sigma} = \tau_{\text{v}} \frac{e_{\kappa\Sigma} - 1}{\eta_{\kappa\Sigma}}$,

$\bar{L}_{\tau\Sigma} = \theta \left[\left(1 - \frac{1}{e_{\tau 1}}\right) + \left(1 - \frac{1}{e_{\tau 2}}\right) \right] \eta_{\tau 1}$ – общая

удельная работа турбин Т1 и Т2 при $\eta_{\tau 1} = \eta_{\tau 2}$, $e_{\text{в}} = \pi_{\text{в}}^{*(\kappa-1)/\kappa}$, $e_{\kappa\Sigma} = \pi_{\kappa\Sigma}^{*(\kappa-1)/\kappa}$, $e_{\tau\Sigma} = \pi_{\tau\Sigma}^{*(\kappa-1)/\kappa}$; $\pi_{\tau 1}^*$ ($e_{\tau 1}$) и $\pi_{\tau 2}^*$ ($e_{\tau 2}$) – степень понижения давления в первой и второй ступени подогрева, которые являются независимыми турбинами Т1 и Т2.

Подставив в полученное уравнение баланса мощности относительные значения работы узлов $\bar{L}_{\text{в}}$, $\bar{L}_{\kappa\Sigma}$, $\bar{L}_{\tau\Sigma}$ с учетом общей степени понижения давления во второй турбине $\pi_{\tau 2}^* = \pi_{\tau\Sigma}^*/\pi_{\tau 1}^*$ ($e_{\tau 2} = e_{\tau\Sigma}/e_{\tau 1}$), получим уравнение

$$\tau_{\text{v}} \left(m_{1-2} \frac{e_{\text{в}} - 1}{\eta_{\text{в}}} + \frac{e_{\kappa\Sigma} - 1}{\eta_{\kappa\Sigma}} \right) = \theta \left(2 - \frac{1}{e_{\tau 1}} - \frac{e_{\tau 1}}{e_{\tau\Sigma}} \right) \eta_{\tau 1},$$

в котором параметр $\pi_{\tau 1}^*$ ($e_{\tau 1}$) является независимой переменной.

Из этого уравнения найдем параметр $\pi_{\tau\Sigma}^*$ ($e_{\tau\Sigma}$)

$$e_{\tau\Sigma} = \frac{\theta \eta_{\tau 1} e_{\tau 1}}{\{\theta \eta_{\tau 1} (2 - 1/e_{\tau 1}) - \tau_{\text{v}} [m_{1-2} (e_{\text{в}} - 1)/\eta_{\text{в}} + (e_{\kappa\Sigma} - 1)/\eta_{\kappa\Sigma}]\}}.$$

Приравняем полученное выражение параметра $\pi_{т\Sigma}^*$ ($e_{т\Sigma}$) к его независимому от усложнения цикла значению $\pi_{т\Sigma}^* = \pi_{к\Sigma}^* / \pi_{в}^*$ ($e_{т\Sigma} = e_{к\Sigma} / e_{в}$) при равенстве $p_{II}^* = p_{I}^*$. Тогда после преобразований с учетом $\theta_{г} = \theta / \tau_{v}$ получим уравнение

$$\theta_{г} \eta_{т1} (2e_{т1} - 1) - e_{т1} (e_{к\Sigma} - 1) / \eta_{к\Sigma} - \theta_{г} \eta_{т1} e_{т1}^2 e_{в} / e_{к\Sigma} = m_{1-2} e_{т1} (e_{в} - 1) / \eta_{в},$$

из которого найдем искомую степень двухконтурности

$$m_{1-2} = \frac{\theta_{г} \eta_{т1} \eta_{к\Sigma} (2 - 1/e_{т1} - e_{в} e_{т1} / e_{к\Sigma}) - (e_{к\Sigma} - 1)}{\eta_{к\Sigma} (e_{в} - 1) / \eta_{в}}. \quad (1)$$

На рис. 2 показано увеличение степени двухконтурности ТРДДФсм m_{1-2} при увеличении СПД на расчетном режиме работы за счет введения в цикл промежуточного подогрева газа между турбинами.

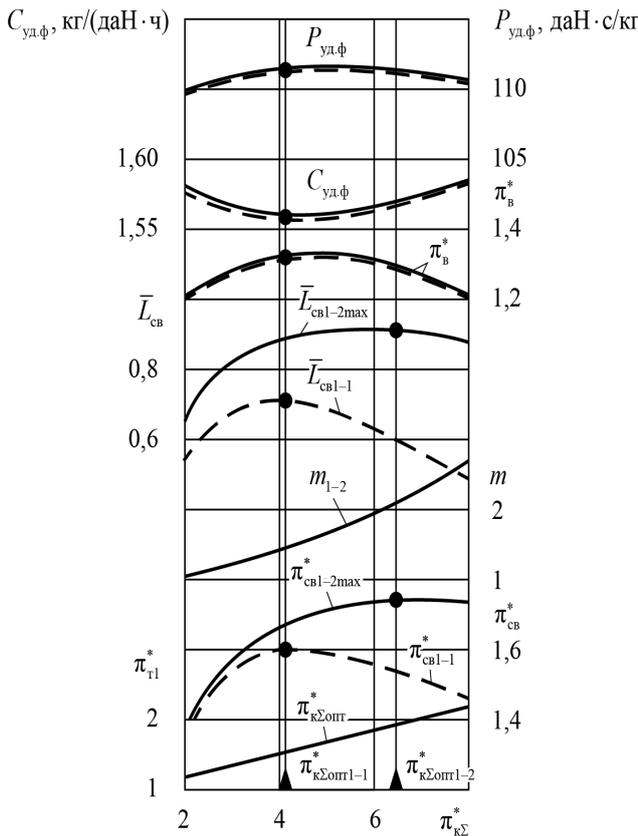


Рис. 2. Зависимость параметров ТРДДФсм простого и сложного цикла от степени повышения давления на расчетном режиме работы $H = 18 \dots 20$ км; $M = 2,8$; $T_{г1}^* = T_{г2}^* = 1500$ К; $T_{ф}^* = 2000$ К: - - - - параметры ТРДДФсм простого цикла при $m_{1-1} = 0$; — — — — параметры ТРДДФсм сложного цикла; • — максимум, абсолютный максимум

Параметры двигателей найдены расчетом при постоянной степени двухконтурности двигателя простого цикла $m_{1-1} = 1,0$, 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: $\eta_{в} = 0,87$; $\eta_{к\Sigma} = 0,84$; $\eta_{т1}^* = 0,91$; $\eta_{т\Sigma}^* = 0,93$.

Степень двухконтурности двигателя сложного цикла m_{1-2} найдена по формуле (1) при обеспечении равенства полного давления в наружном и внутреннем контурах $p_{II}^* = p_{I}^*$ и оптимальной степени понижения давления $\pi_{т1опт}$ 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 $\pi_{т1опт}^*$ ($e_{т1оптптв}$) найден по формуле (2), 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 [7].

$$e_{т1опт} = 1 / (1 - \frac{e_{к\Sigma} - 1}{2\theta_{г} \eta_{к\Sigma} \eta_{т1}}). \quad (2)$$

Найдем СПД, при которой обеспечивается максимум энергии, переданной в наружный контур и соответственно максимальное увеличение степени двухконтурности двигателя сложного цикла. Учтем, что 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.

Свободная энергия такого изолированного внутреннего контура двигателя сложного цикла зависит от степени понижения давления в этом контуре $\pi_{св1-2}^*$, для простоты найденной при одинаковом давлении

на входе в двигатель и выходе из реактивного сопла, т.е. без учета скоростного напора, который при равенстве $p_{II}^* = p_I^*$ не увеличивает передачу свободной энергии в наружный контур.

Как видно также из рис. 2, в двигателе сложного цикла абсолютный максимум свободной энергии внутреннего контура $\bar{L}_{\text{св1-2абсmax}}$ обеспечивается при СПД $\pi_{\text{к}\Sigma\text{опт1-2}}^*$ ($e_{\text{к}\Sigma\text{опт1-2}}$), соответствующей абсолютному максимуму параметра $\pi_{\text{св1-2абсmax}}^*$, являющемуся критерием эффективности. Эта СПД соответствует также абсолютному максимуму энергии, переданной в наружный контур, и найдена по формуле (3), т.к. эта формула идентична формуле, обеспечивающей абсолютный максимум степени понижения давления в свободной турбине одноконтурного ГТД [7].

$$e_{\text{к}\Sigma\text{опт1-2}} = (2\theta_{\Gamma}\eta_{\text{к}\Sigma}\eta_{\text{T1}} + 1)/3. \quad (3)$$

Максимум степени понижения давления во внутреннем контуре двигателя сложного цикла, как критерий эффективности, найден по формуле $\pi_{\text{св1-2max}}^* = \pi_{\text{к}\Sigma}^*/\pi_{\text{T1опт}}^{*2}$ ($e_{\text{св1-2max}} = e_{\text{к}\Sigma}/e_{\text{T1опт}}^2$), т.к. этот максимум обеспечивается при одинаковой степени понижения давления в турбинах компрессора $\pi_{\text{T1}}^* = \pi_{\text{T2}}^*$ одноконтурного ГТД сложного цикла [7].

Как видно из рис. 2, в двигателе простого цикла при СПД $\pi_{\text{к}\Sigma\text{опт1-1}}^*$, соответствующей максимуму параметра $\pi_{\text{вmax}}^*$, обеспечивается также максимум параметра $\pi_{\text{св1-1max}}^*$ и максимум свободной энергии внутреннего контура $\bar{L}_{\text{св1-1max}}$ и, следовательно, максимум энергии, переданной в наружный контур. Для нахождения степени понижения давления во внутреннем контуре двигателя простого цикла $\pi_{\text{св1-1}}^* = \pi_{\text{к}\Sigma}^*/\pi_{\text{ТК}}^*$ ($e_{\text{св1-1}} = e_{\text{к}\Sigma}/e_{\text{ТК}}$) степень понижения давления в турбине компрессора внутреннего контура $\pi_{\text{ТК}}^*$ ($e_{\text{ТК}}$) найдена по известной формуле $e_{\text{ТК}} = 1/[1 - (e_{\text{к}\Sigma} - 1)/(\theta_{\Gamma}\eta_{\text{к}\Sigma}\eta_{\text{T}\Sigma})]$ [8].

При нахождении относительной свободной энергии внутреннего контура сравниваемых двигателей

$$\bar{L}_{\text{св1-1}} = (T_{\text{ТК}}^*/T_{\text{H}})(1 - 1/\pi_{\text{св1-1}}^{*(k-1)/k}) \text{ и} \\ \bar{L}_{\text{св1-2}} = (T_{\text{T2}}^*/T_{\text{H}})(1 - 1/\pi_{\text{св1-2}}^{*(k-1)/k})$$

температура газа на выходе из турбины компрессора внутреннего контура двигателя простого цикла соответствует формуле $T_{\text{ТК}}^* = T_{\text{T1}}^*[1 - (1 - 1/e_{\text{ТК}})\eta_{\text{ТК}}]$, а температура газа на выходе из турбин компрессора внутреннего контура двигателя сложного цикла соответствует формуле

$$T_{\text{T2}}^* = T_{\text{T1}}^*[1 - (1 - 1/e_{\text{T1опт}})\eta_{\text{T1}}].$$

Как видно также из рис. 2, в сравниваемых двигателях степень повышения давления вентилятора увеличивается и достигает максимума $\pi_{\text{вmax}}^*$, а удельный расход топлива уменьшается до минимума $C_{\text{уд.фmin}}$ при СПД $\pi_{\text{к}\Sigma\text{опт1-1}}^* = 4,2$. Степень двухконтурности двигателя сложного цикла при СПД $\pi_{\text{к}\Sigma\text{опт1-1}}^*$ также увеличивается до $m_{1-2} = 1,4$ соответственно увеличению параметров $\pi_{\text{св1-2max}}^*$ и $\bar{L}_{\text{св1-2max}}$ по сравнению с этими параметрами двигателя простого цикла $\pi_{\text{св1-1max}}^*$ и $\bar{L}_{\text{св1-1max}}$.

При СПД $\pi_{\text{к}\Sigma\text{опт1-2}}^*$ и абсолютном максимуме параметров $\pi_{\text{св1-2абсmax}}^*$ и $\bar{L}_{\text{св1-2абсmax}}$ степень двухконтурности двигателя сложного цикла также увеличивается до значения $m_{1-2} = 2$, которое является практически наибольшим увеличением этого параметра при приемлемой экономичности, т.к. при небольшом уменьшении параметра $\pi_{\text{в}}^*$ (и соответствующем увеличении параметра $C_{\text{уд.ф}}$) 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 $T_{\text{ф}}^* = \text{const}$ и одинаковой степени повышения давления вентилятора $\pi_{\text{в1-1}}^* = \pi_{\text{в1-2}}^*$ обеспечивалась одинаковая скорость истечения газа из реактивного сопла, одинаковая удельная тяга $P_{\text{уд.ф}}$ и одинаковый удельный расход топлива $C_{\text{уд.ф}}$ на форсированных режимах работы. Последнее следует из того, что в сравниваемых двигателях общее количество подведенной теплоты Q_{Σ} и относительный расход топлива на форсированных режимах работы $q_{\text{T}\Sigma} = G_{\text{T}\Sigma}/G_{\text{в}\Sigma}$ зависит от разности температур газа в форсажной камере $T_{\text{ф}}^*$ и воздуха на входе в компрессор T_{H}^* [8], 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 найдены с учетом скоростного напора π_v^* по известным формулам $P_{уд.ф} = (1+q_{т\Sigma})C_{сф}-V_{п}$ и $C_{уд.ф} = 3600 q_{т\Sigma}/P_{уд.ф}$, при $T_{ф}^* = 2000$ К, $\pi_{сф}^* = \pi_v^* \pi_{в}^* \sigma_{вх}^*$ и $\sigma_{вх}^* = 0,794$ для 3-х скачкового диффузора.

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.

На рис. 3 показано увеличение степени двухконтурности m_{1-2} и изменение относительного расхода воздуха через наружный контур двигателя сложного цикла $\bar{G}_{вп} = G_{вп1-2}/G_{вп1-1}$ на расчетном режиме работы в зависимости от степени двухконтурности двигателя простого цикла m_{1-1} .

Зависимости получены при СПД $\pi_{к\Sigma опт1-2}^*$, при которой обеспечивается абсолютный максимум параметров $\pi_{св1-2абсmax}^*$ и $\bar{L}_{св1-2абсmax}$, и практически наибольшее увеличение степени двухконтурности двигателя сложного цикла по сравнению с двигателем простого цикла.

Относительное увеличение расхода воздуха через наружный контур двигателя сложного цикла за счет введения промежуточного подогрева при постоянном суммарном расходе воздуха в сравниваемых двигателях $G_{в\Sigma} = G_{вп} + G_{в1}$ найдем по формуле $\bar{G}_{вп} = [m_{1-2}/(m_{1-2}+1)]/[m_{1-1}/(m_{1-1}+1)]$, которую легко получить подставив в очевидное выражение $G_{вп} = mG_{в1}$ другое очевидное выражение $G_{в1} = G_{в\Sigma}/(m+1)$.

Заметим, что увеличение степени двухконтурности в двигателе простого цикла на расчетном режиме работы $m_{1-1} = f(T_{п}^*)$ по сравнению со взлетным режимом работы происходит за счет термодинамического дросселирования с увеличением скорости полета.

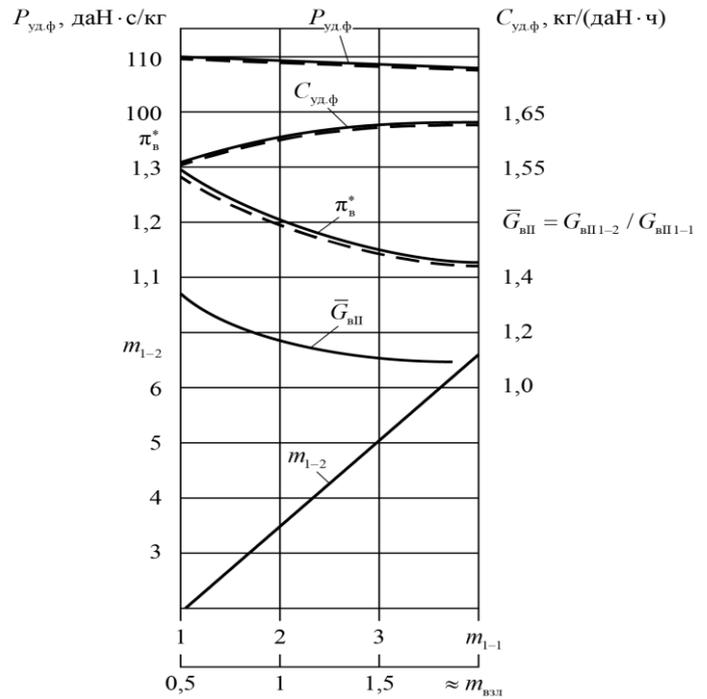


Рис. 3. Зависимость параметров ТРДДФсм сложного цикла от степени двухконтурности аналогичного двигателя простого цикла на расчетном режиме работы при оптимальной степени повышения давления $\pi_{к\Sigma опт1-2}^*$, соответствующей абсолютному максимуму параметров $\pi_{св1-2абсmax}^*$ и $\bar{L}_{св1-2абсmax}$ (условия и обозначения на рис. 2):
 - - - - - параметры ТРДДФсм простого цикла;
 ————— параметры ТРДДФсм сложного цикла

Приближенная зависимость параметра m_{1-1} от параметра $m_{взл}$ на рис. 3 соответствует данным [4] для двигателей простого цикла с близкими параметрами.

Как видно из рис. 3, при увеличении параметра m_{1-1} пропорционально увеличивается параметр m_{1-2} за счет введения промежуточного подогрева. Тогда, для уменьшения удельного веса необходимо увеличивать степень двухконтурности двигателя простого цикла на взлете до умеренной величины $m_{взл} = 1...2$ (двигатели F-101-GE-100 «Дженерал Электрик» с $m = 1,91$ и F-401-PW-100 «Пратт – Уитни» с $m = 1,0$), чтобы за счет введения промежуточного подогрева и термодинамического дросселирования получить высокую степень двухконтурности двигателя сложного цикла $m_{1-2} = 3,5...6,5$ на проточных режимах работы.

Вместе с тем, как видно из рис. 3, на расчетном режиме работы наибольшее увеличение относительного расхода воздуха

через наружный контур $\bar{G}_{\text{ВП}}$ и тяги двигателя сложного цикла обеспечивается при малой степени двухконтурности двигателя простого цикла на взлете $m_{\text{взл}} \approx 0,5$. Так, при увеличении степени двухконтурности на расчетном режиме работы от $m_{1-1} = 1$ ($m_{\text{взл}} \approx 0,5$) до $m_{1-1} = 2$ ($m_{\text{взл}} \approx 1$) увеличение расхода воздуха через наружный контур двигателя сложного цикла по сравнению с двигателем простого цикла уменьшается с 33 % ($\bar{G}_{\text{ВП}} = 1,33$) до 16 % ($\bar{G}_{\text{ВП}} = 1,16$). Физический смысл такой зависимости заключается в том, что чем больше степень двухконтурности и расход воздуха через наружный контур, тем меньше влияние на его величину оказывает изменение расхода воздуха через внутренний контур двигателя.

Таким образом, введение промежуточного подогрева в цикл ТРДДФсм для увеличения расхода воздуха через наружный контур на прямооточных режимах работы наиболее эффективно при малой степени двухконтурности на взлетном режиме работы, характерной для двигателей современных сверхзвуковых самолетов (двигатели F-135-PW-100 «Пратт – Уитни» с $m = 0,57$ и F-414-GE-400 «Дженерал Электрик» с $m = 0,46$).

На рис. 3 показано также уменьшение параметра π_v^* при увеличении степени двухконтурности сравниваемых двигателей с соответствующим уменьшением удельной тяги $P_{\text{уд.ф}}$ и увеличением удельного расхода топлива $C_{\text{уд.ф}}$ на расчетном режиме работы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. В ТРДДФсм на прямооточных режимах работы за счет введения в цикл двигателя промежуточного подогрева обеспечивается большое увеличение расхода воздуха через наружный контур и тяги при малой степени двухконтурности на взлете, характерной для двигателей современных сверхзвуковых самолетов, а при умеренной степени двухконтурности на взлете – большое увеличение степени двухконтурности с небольшим увеличением расхода воздуха через наружный контур.

2. В ТРДДФсм на прямооточных режимах работы для увеличения эффективности введения в цикл двигателя промежуточного

подогрева по п. 1 необходимо использовать при проектировании двигателя как критерий эффективности максимум степени понижения давления во внутреннем контуре после турбин компрессора, включающего часть вентилятора, расположенную в этом контуре, до давления на входе в двигатель $\pi_{\text{св1-2max}}^*$, а степень повышения давления в двигателе увеличивать до оптимальной величины $\pi_{\text{КСОПТ1-2}}^*$, при которой обеспечивается абсолютный максимум этого критерия эффективности.

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. Ezrokhi, "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. Ezrokhi, "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. 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.]
5. Иванов В. А. Патент № 198144. Двухконтурный турбопрямоточный реактивный двигатель. Опубл. 19.06.2020. Бюл. № 17. [V. A. Ivanov, "The bypass ramjet engine", Patent 198144, 2020.]
6. 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.]
7. 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. Ran. Energetika*, no. 1, pp.106-114, 2016.]
8. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987. 568 с. [S. M. Shlyakhtenko (ed.), *The theory and calculation of air-jet engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1987.]

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.

METADATA

Title: Efficiency of the introduction the intermediate heating in cycle of afterburning turbofan.

Author: V. A. Ivanov

Affiliation:

“Aviadvigatel” Public Corporation

Email: iva-perm@rambler.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 25, no. 1 (91), pp. 33-40, 2021. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: It is shown that in a afterburning turbofan for efficient use of the intermediate the heating at ramjet regime of working for the reason of the increase the consumption of the air through the external circuit by reduction of the diametrical sizes the internal circuit at conservation of the degree increasing of the pressure of the fan and diametrical sizes of the external circuit necessary to use 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 in cycle to increase before ensuring of the absolute maximum this the criterion to efficiency.

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

About author:

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).