

Турбоэжекторный двигатель

В.Л. Письменный

Изложены принципы работы, выбора оптимальных параметров и регулирования турбоэжекторных двигателей. Показана принципиальная возможность использования турбоэжекторного двигателя для самолетов со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета ($M_n = 3,5 \div 3,8$).

Эффективность (общий коэффициент полезного действия) воздушно-реактивных двигателей (ВРД) во многом определяется скоростью полета (M_n) летательного аппарата [1]. В связи с этим наилучшими характеристиками обладают бескомпрессорные ВРД, позволяющие развивать скорость $M_n = 4$ и более. Однако отсутствие стартовой тяги является серьезным препятствием для их широкого использования.

Турбоэжекторный двигатель (ТРДЭ) [2] (рис.1) сочетает в себе основные достоинства компрессорных (наличие стартовой тяги) и бескомпрессорных (высокая эффективность) ВРД.

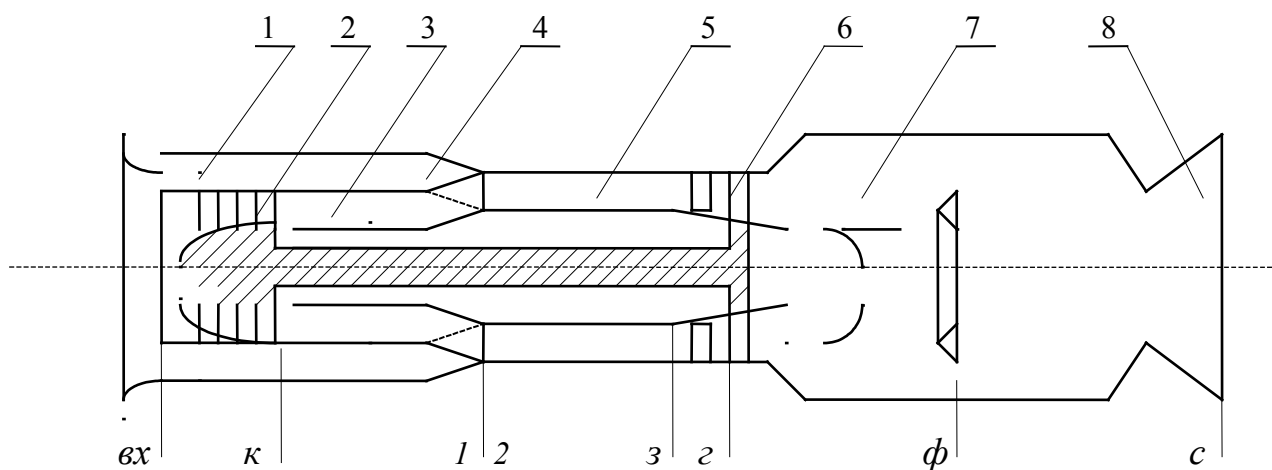


Рис.1

Двигатель состоит из входного устройства 1, компрессора 2, основной камеры сгорания 3, газового эжектора 4, камеры смешения 5, турбины 6, форсажной камеры сгорания 7, выходного устройства 8. При этом канал высокого давления газового эжектора 4 соединен с основной камерой сгорания 3, а канал низкого давления этого же эжектора соединен с атмосферой (через входное устройство 1). Каналы высокого и низкого давлений разделены между собой по принципу ле-

песткового смесителя. Камера смешения 5 с одной стороны соединена с эжектором 4, а с другой стороны с турбиной 6.

Работа двигателя осуществляется следующим образом. Воздух из атмосферы через входное устройство 1 поступает в компрессор 2 для сжатия. Сжатый до заданного давления воздух непрерывным потоком направляется в основную камеру сгорания 3, куда одновременно через форсунки впрыскивается мелкораспыленное топливо. Образующийся в результате сгорания газ поступает в канал высокого давления эжектора 4 и далее через сопло (узкая часть канала) в камеру смешения 5. Скорость потока при истечении из сопла увеличивается, а статическое давление падает, что создает условия для эжекции воздуха из входного устройства 1 (через канал низкого давления) в камеру смешения. В камере смешения воздух и газ перемешиваются, тормозятся, в результате чего на выходе из камеры смешения устанавливается повышенное (по отношению к давлению воздуха во входном устройстве) полное давление газа. Из камеры смешения 5 газ поступает на турбину и приводит ее во вращение. Далее газ поступает в форсажную камеру сгорания, после чего расширяется в выходном устройстве и с большой скоростью истекает в атмосферу, создавая тягу.

Газовый эжектор. Новым элементом ТРДЭ, отличающим его от других ГТД, является газовый эжектор 4 (рис.1), выполненный по схеме звукового (сужающееся сопло) с цилиндрической камерой смешения. Это наиболее распространенный тип эжектора, эффективно работающий в широком диапазоне изменения параметров газа. На рис.2 показана схема эжектора с его характерными сечениями.

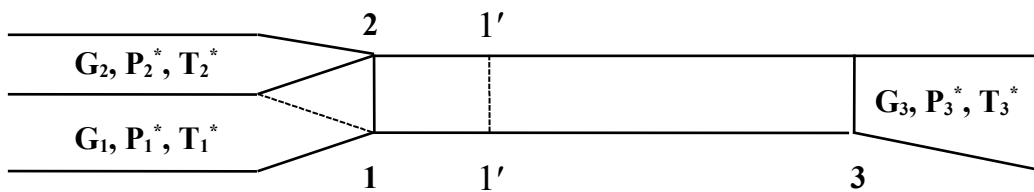


Рис.2

1 - сопло эжектирующего газа; 2 - сопло эжектируемого газа;
3 - сечение выхода из камеры смешения; 1' - сечение запираания

Газовый эжектор рассчитывается на основе теории сверхзвуковых эжекторов Ю.Н. Васильева [3]. Основное уравнение эжекции, без учета сил трения о стенки камеры смешения, имеет вид

$$z(\lambda_3) = \frac{\kappa_3}{\kappa_1} \cdot \sqrt{\frac{\kappa_1^2 - 1}{\kappa_3^2 - 1}} \cdot \frac{z(\lambda_1) \cdot \sqrt{\theta}}{\sqrt{(\theta + m) \cdot (1 + m)}} + \frac{\kappa_3}{\kappa_2} \cdot \sqrt{\frac{\kappa_2^2 - 1}{\kappa_3^2 - 1}} \cdot \frac{z(\lambda_2) \cdot m}{\sqrt{(\theta + m) \cdot (1 + m)}}, \quad (1)$$

где $\theta = \frac{i_1^*}{i_2^*}$ - отношение энтальпий смешиваемых газов;

$m = \frac{G_2}{G_1}$ - коэффициент эжекции;

$\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$ - показатели адиабаты в соответствующих сечениях (рис.2).

Учет сил трения осуществляется с помощью методики [4, стр.502].

Степень повышения давления в эжекторе ($\pi_{эж}$) определяется из условия баланса расходов газа (G) и тепловой энергии (Q) через сечения входа (1,2) и выхода (3) камеры смешения:

$$\pi_{эж} = \frac{\pi_{\kappa} \cdot \sigma_{\kappa} \cdot \sigma_{\text{диф}} \cdot \alpha \cdot q(\lambda_1)}{(1 + \alpha) \cdot q(\lambda_3)} \cdot \sqrt{\frac{(\theta + m) \cdot (1 + m)}{\theta}},$$

где $\alpha = F_1 / F_2$ - отношение площадей сопел эжектирующего (F_1) и эжектируемого (F_2) газов,

π_{κ} - степень сжатия воздуха в компрессоре,

$\sigma_{\kappa}, \sigma_{\text{диф}}$ - коэффициенты восстановления давления в камере сгорания и диффузоре камеры смешения.

Область возможных режимов работы ($m > 0$) звукового эжектора в зависимости от геометрического параметра α показана на рис.3.

В системе ТРДЭ характеристика эжектора представляет собой зависимость трех величин: степени сжатия эжектора $\pi_{эж}$, коэффициента эжекции m и приведенных оборотов двигателя $n_{пр}$. На рис.4 показана характеристика эжектора: $\pi_{эж} = f(m, n_{пр})$, построенная в системе двигателя с исходными данными: $T_{г_0}^* = 1600$ К, $\pi_{\kappa_0} = 4$, $\alpha = 1,38$. Кривая **ав**, соединяющая предельные точки линий $n_{пр} = \text{const}$, является линией критических режимов [3]. Реальными являются лишь режимы, соответствующие области характеристики между этой линией и осями координат. Рабочая линия **cd** на характеристике эжектора определяется в результате совместного решения уравнения эжекции (1) и уравнений, описывающих совместную работу всех элементов двигателя.

Условия совместной работы элементов ТРДЭ. Условием совместной работы компрессора, камеры сгорания и эжектора является равенство расходов газа через компрессор (сечение $вх$, рис.1) и камеру сгорания, заканчивающуюся каналом высокого давления эжектора (сечение 1, рис.1), которое может быть выражено уравнением

$$\pi_{\kappa} = \text{const} \cdot q(\lambda_{вх}) \cdot \sqrt{\theta} \quad (2)$$

Условием совместной работы камеры смешения и турбины является равенство расходов газа через камеру смешения (сечение 3, рис.1) и турбину (минимальное сечение соплового аппа-

рата турбины). Для этих сечений уравнение расхода имеет вид

$$q(\lambda_3) = q(\lambda_{ca}) \cdot \sigma_{\text{диф}} \cdot \frac{F_{ca}}{F_3}, \quad (3)$$

где $q(\lambda_{ca})$ - плотность тока газа в минимальном сечении соплового аппарата турбины;

F_{ca} - площадь минимального сечения соплового аппарата турбины;

F_3 - площадь поперечного сечения на выходе из камеры смешения;

$\sigma_{\text{диф}}$ - коэффициент восстановления давления в диффузоре камеры смешения.

Для ТРДЭ с нерегулируемыми проходными сечениями ($\pi_r = \text{const}$) условие совместной работы (3) принимает простой вид: $\lambda_3 = \text{const}$.

Условия совместной работы остальных элементов ТРДЭ соответствуют условиям совместной работы аналогичных элементов ГТД [1].

Расчетные параметры и их влияние на характеристики ТРДЭ. Расчетным режимом газового эжектора и ТРДЭ в целом является взлетный режим ($H=0, M_n=0$) [5]. При этом расчетными параметрами являются: степень повышения давления компрессором $\pi_{к0}$; коэффициент эжекции m_0 ; температура газа перед турбиной $T_{г_0}^*$; коэффициент избытка воздуха в форсажной камере сгорания $\alpha_{фк_0}$, обозначенные индексом “о”.

Оценить влияние указанных параметров на характеристики ТРДЭ можно, решив систему уравнений, описывающую совместную работу его элементов. Ниже приводятся результаты расчетных исследований, выполненные с помощью математической модели ТРДЭ [5], составленной с использованием характеристик входных устройств, компрессоров, камер сгорания, турбин, выходных устройств ГТД четвертого поколения.

На рис.5, 6 показаны изменения $P_{уд_0}$ и $C_{уд_0}$ в зависимости от $\pi_{к_0}$ для форсированного и нефорсированного режимов работы двигателя ($\eta = 100\%$) при различных значениях $T_{г_0}^*$. Видно, что $P_{уд_0}$ и $C_{уд_0}$ имеют максимум и минимум, соответственно. Оптимальные значения $\pi_{к_{opt}}$ и $\pi_{к_{эж}}$ (экономическое) для ТРДЭ, как показывают расчеты, находятся в области низких $\pi_k = 3 \div 4$ (рис.5,6), что является следствием наличия у газовых эжекторов предельной степени сжатия [4]. С достаточной для практических целей точностью $\pi_{к_{opt}}$ может быть определено как

$$\pi_{к_{opt}} \approx 1,7 \cdot \sqrt{\Delta}, \quad \text{где } \Delta = T_{г_0}^* / 288 - \text{подогрев газа}.$$

На рис.7,8 показано изменение $P_{уд_0}$ и $C_{уд_0}$ в зависимости от коэффициента эжекции m_0 для форсированного и нефорсированного ($\eta = 100\%$) режимов работы двигателя. Видно, что влияние

m_0 на указанные параметры весьма существенно и вполне однозначно: наилучшие взлетные характеристики, как тяговые так и расходные, ТРДЭ имеет при минимальных коэффициентах эжекции.

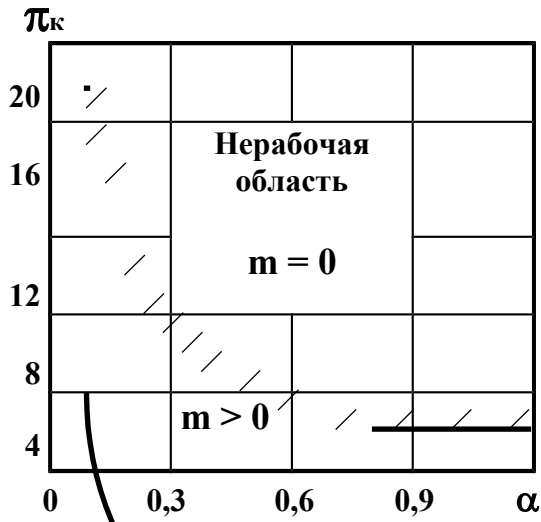


Рис. 3

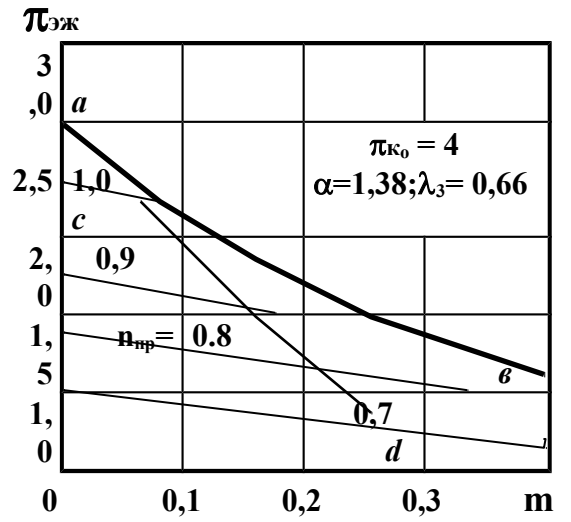


Рис. 4

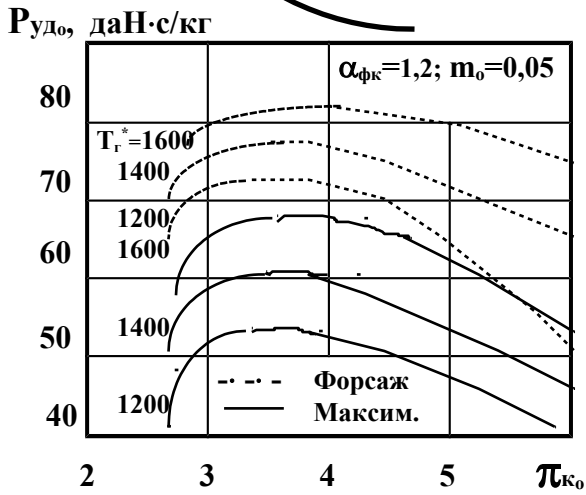


Рис. 5

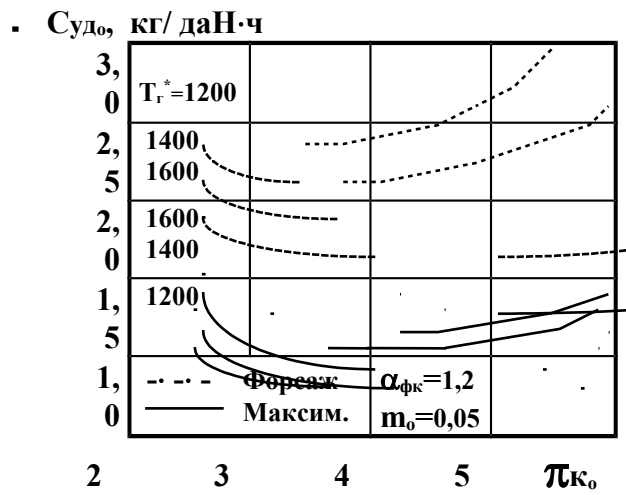


Рис. 6

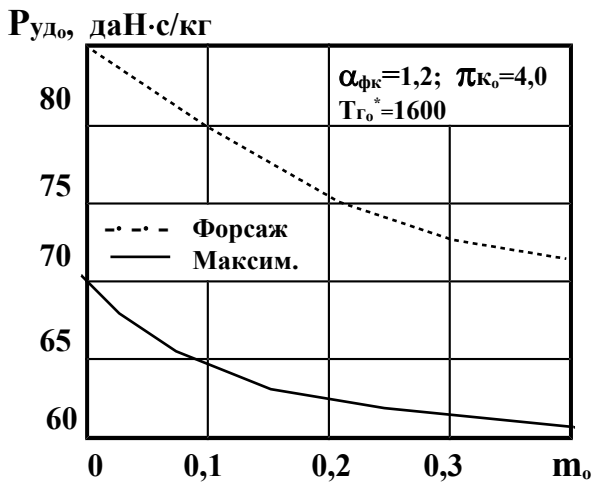


Рис. 7

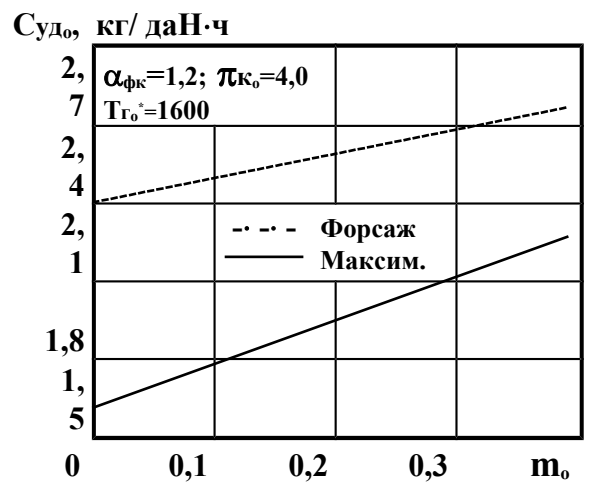


Рис. 8

Это объясняется тем, что потери от смешения газов, составляющие основную долю газодинамических потерь в ТРДЭ, зависят от количества смешиваемых масс (в нашем случае эжектируемого и эжектирующего газов). Поэтому, чем меньше газа подмешивается к основному потоку, тем меньше потери и, соответственно, лучше характеристики двигателя. Повышение коэффициента эжекции, даже незначительное, ведет к достаточно быстрому снижению напорности эжектора (рис.9) и, соответственно, понижению перепада давлений на сопле (рис.10). Кроме этого, повышение m_0 может создать определенные проблемы с организацией процесса горения в основной камере сгорания, главная из которых в снижении коэффициента избытка воздуха $\alpha_{кс_0}$ до значений близких к стехиометрическому (рис.11). В связи с этим максимальные значения m_0 следует выбирать не более $0,2 \div 0,3$.

Влияние коэффициента m_0 на диаметральный размеры двигателя (рис.12) весьма существенно, что связано с изменением удельной тяги двигателя (рис.7).

Влияние температуры газа перед турбиной $T_{г_0}^*$ на характеристики ТРДЭ качественно не отличается от влияния температуры на аналогичные характеристики ГТД. Так повышение $T_{г_0}^*$ ведет к увеличению $R_{уд_0}$ (рис.13) и $S_{уд_0}$ (рис.14) на нефорсированных режимах работы двигателя и понижению $S_{уд_0}$ на форсированных режимах работы (рис.14). Последнее объясняется влиянием $T_{г_0}^*$ через π_t на КПД форсажного контура (рост $T_{г_0}^*$ приводит к снижению π_t и росту давления за турбиной).

Коэффициент избытка воздуха в форсажной камере сгорания $\alpha_{фк}$ является основным режимным параметром ТРДЭ, поскольку для двигателей этой схемы форсажный контур является основным источником энергии на крейсерских (сверхзвуковых) режимах полета летательного аппарата. На рис.15 показано влияние $\alpha_{фк}$ на коэффициент тяги S_p для различных скоростей полета ($H \geq 11$ км). При этом необходимо отметить, что использование форсажных режимов на взлете (дозвуковых скоростях полета) у ТРДЭ неэффективно, поскольку в указанных условиях давление газа в форсажной камере не превышает двух атмосфер. На рис.16 показана зависимость относительных (по отношению к максимальному режиму) удельной тяги $\bar{P}_{уд_0}$ и удельного расхода топлива $\bar{C}_{уд_0}$ от $\alpha_{фк_0}$. Видно, что с понижением $\alpha_{фк_0}$ темпы прироста удельной тяги существенно отстают от темпов прироста удельного расхода топлива, что делает использование предельных степеней форсирования на взлетном режиме (за исключением чрезвычайного) нецелесообразным.

Регулирование ТРДЭ. ТРДЭ (рис.1) регулируется по трем параметрам. Регулирующими факторами являются: расход топлива через основную камеру сгорания $G_{\text{ок}}$, расход топлива через форсажную камеру сгорания $G_{\text{тф}}$, площадь критического сечения реактивного сопла $F_{\text{ср}}$.

$\pi_{\text{ЭЖ}_0}$

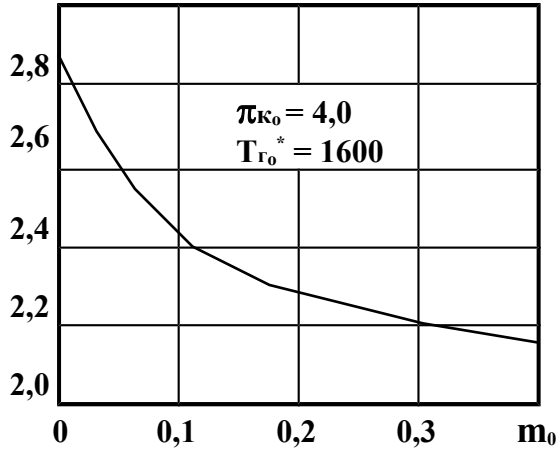


Рис. 9

$\pi_{\text{с}_0}$

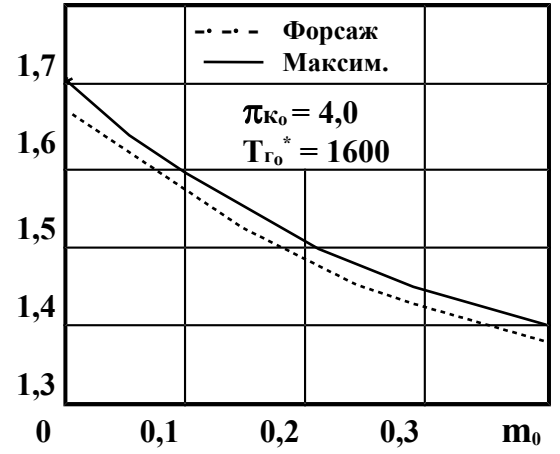


Рис. 10

$\alpha_{\text{к}_0}$

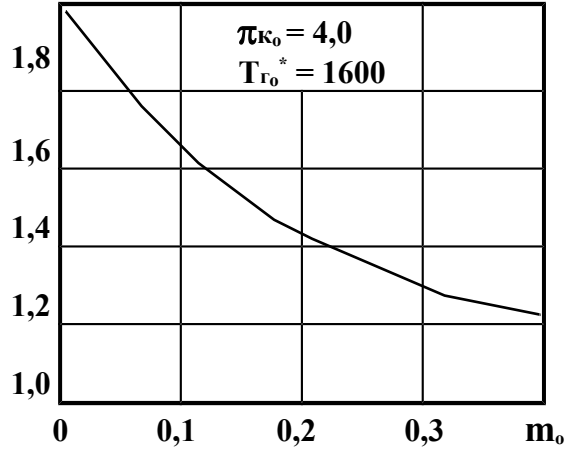


Рис. 11

\bar{F}_{mid}

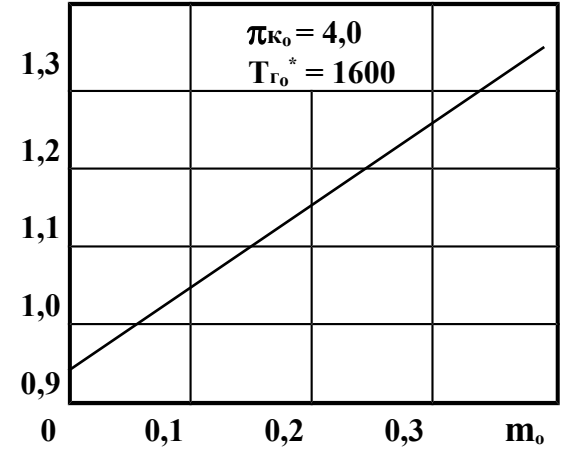


Рис. 12

$R_{\text{уд}_0}$, даН·с/кг

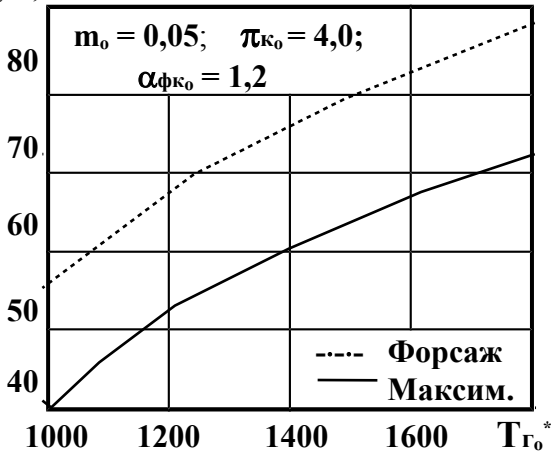


Рис. 13

$S_{\text{уд}_0}$, кг/ даН·ч

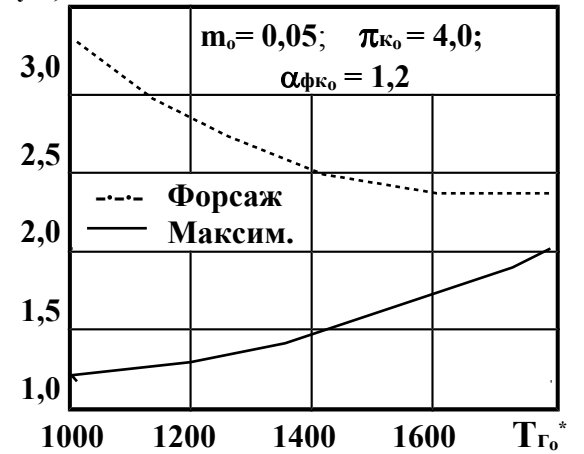


Рис. 14

Параметрами регулирования соответственно являются: температура газа перед турбиной T_g^* , температура газа в форсажной камере сгорания T_{ϕ}^* , частота вращения ротора n .

Наиболее целесообразным законом регулирования ТРДЭ, с точки зрения получения максимальной тяги, является комбинированный закон: $n_{пр} = \text{const}$, $\Delta K_y = \text{const}$, $\alpha_{фк} = \text{const}$ при $T_n^* < 288 \text{ К}$ и $n = n_{доп}$, $T_g^* = T_{гдоп}^*$, $\alpha_{фк} = \text{const}$ при $T_n^* \geq 288 \text{ К}$. Использование комбинированного закона позволяет наилучшим образом учесть ограничения, накладываемые газовым эжектором в условиях полета.

Газовый эжектор имеет два крайних режима работы: **режим запираания и критический режим**. Режим запираания соответствует коэффициенту эжекции $m=0$ и наступает тогда, когда размеры струи эжектирующего газа становятся равными размерам поперечного сечения камеры смешения [3]. В этом случае канал, по которому движется эжектируемый газ, перекрывается активной струей и движение газа прекращается. Режим запираания является опасным для двигателя, поскольку повышение давления, происходящее в камере смешения при запираании, может привести к выбросу горячего газа через канал низкого давления эжектора на вход в двигатель. В связи с этим режим запираания в эксплуатации недопустим.

Критический режим работы эжектора, соответствующий максимально возможному коэффициенту эжекции при заданном перепаде давлений между каналами, в отличие от режима запираания, по расчетной оценке, не является аварийным для двигателя, поскольку в системе ТРДЭ эжектор не переходит на сверхкритический режим работы. Появление сверхзвуковой скорости эжектируемого газа, характерной для сверхкритического режима работы эжектора, вызывает резкое повышение сопротивления камеры смешения, в результате чего π_T и π_K понижаются и эжектор возвращается на докритический режим работы.

Следует отметить, что минимальные запасы устойчивости (как по режиму запираания, так и по критическому режиму) у эжектора, как правило, на взлетном режиме, что объясняется необходимостью получения максимальной стартовой тяги при минимальных габаритах двигателя, что возможно при использовании предельного режима работы эжектора. В полете (с понижением приведенной частоты вращения) эжектор переходит в область докритических режимов работы и запасы его устойчивости увеличиваются (рис.4). Запасы устойчивости компрессора при этом также увеличиваются. Последнее связано с влиянием двух факторов: во-первых, компрессор - низконапорный, во-вторых, отношение энтальпий θ , входящее в уравнение рабочей линии компрессора (2), уменьшается более интенсивно, чем $q(\lambda_{вх})$, что приводит к уменьшению сопротивления камеры сгорания и удалению рабочей линии **аб** от границы устойчивости компрессора $гг$ (рис.17).

Дроссельные характеристики ТРДЭ. Примеры дроссельных характеристик ТРДЭ в условиях полета показаны на рис.15.

Особый интерес представляет дроссельная характеристика ТРДЭ в условиях стенда (рис.18), где изображены зависимости относительной тяги $\bar{P} = P_o/P_{o_{n=1}}$ и $C_{уд}$ от режима работы двигателя $\bar{n} = n/n_{max}$. Дросселирование осуществляется уменьшением подачи топлива g_T при одновременном раскрытии сопла $F_{с_{кр}}$ (рис.19, где $\bar{F}_c = F_{с_{кр}}/F_{с_{кр_{n=1}}}$; $\bar{g}_T = g_T/g_{T_{n=1}}$), что позволяет обеспечить более глубокое дросселирование.

Дросселирование сопровождается изменением коэффициента эжекции m (рис.20). Первоначально ($\bar{n} > 0,8$) происходит повышение m из-за уменьшения перепада давлений между каналами высокого и низкого давлений эжектора. При более глубоком дросселировании ($\bar{n} < 0,8$) сопротивление сопла из-за перехода на глубокие докритические режимы истечения заметно увеличивается и коэффициент эжекции начинает резко уменьшаться. На частотах вращения $\bar{n} = 0,6 \div 0,7$ значение коэффициента эжекции становится критическим ($m < 0,05$) и дальнейшее дросселирование невозможным (рис.20).

Высотно-скоростные характеристики. На рис.21÷24 показаны высотно-скоростные характеристики ТРДЭ ($T_{Г_0}^* = 1600K$, $\pi_{к_0} = 4$, $\alpha = 1,38$, $\alpha_{фк} = 1,5$).

Рост высоты полета (при $T_n^* > 288 K$) приводит, как и в других ГТД, к увеличению удельной тяги (рис.22) и уменьшению абсолютной тяги (рис.21, где $\bar{P} = P/P_o$). Удельный расход топлива при этом уменьшается (рис.23). При $T_n^* < 288 K$ в работу вступают ограничители: $n_{прmax}$ и ΔK_{ymin} , которые понижают частоту вращения n и температуру T_n^* , что при увеличении высоты полета приводит к существенному ухудшению удельных параметров ТРДЭ (рис.22,23). На высотах $H > 11$ км, как и в других ГТД, удельные параметры ТРДЭ не зависят от высоты полета.

Рост скорости полета (во всем эксплуатационном диапазоне, за исключением $M_n < 0,5 \div 0,7$) приводит к увеличению тяги двигателя (рис.21). Тяга двигателя определяется соотношением: $P = G_v \cdot P_{уд}$, где G_v - расход воздуха через двигатель, который при увеличении скорости полета увеличивается сначала ($M_n < 0,5$) незначительно, а затем с возрастающей интенсивностью. $P_{уд}$ при разгоне ($M_n < 0,5 \div 0,7$) понижается (рис.22). На скоростях $M_n > 0,5 \div 0,7$ начинает сказываться сжимаемость воздуха, что способствует росту перепада давлений на сопле и росту $P_{уд}$. На больших скоростях полета из-за существенного повышения температуры воздуха на входе в двигатель подогрев газа в камерах сгорания уменьшается и темпы роста скорости истечения газа из сопла понижаются, что ведет к замедлению роста $P_{уд}$, а затем снижению. Характер изменения $C_{уд}$ в зависимости от скорости полета для форсированных режимов определяется характером изменения удельной тяги (рис.22).

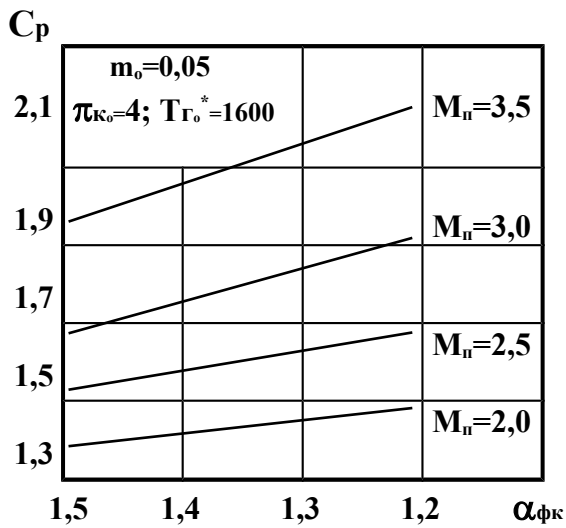


Рис. 15

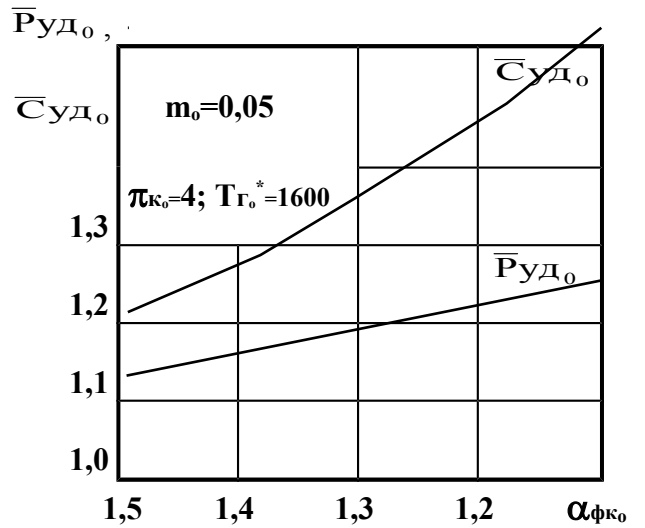


Рис.16

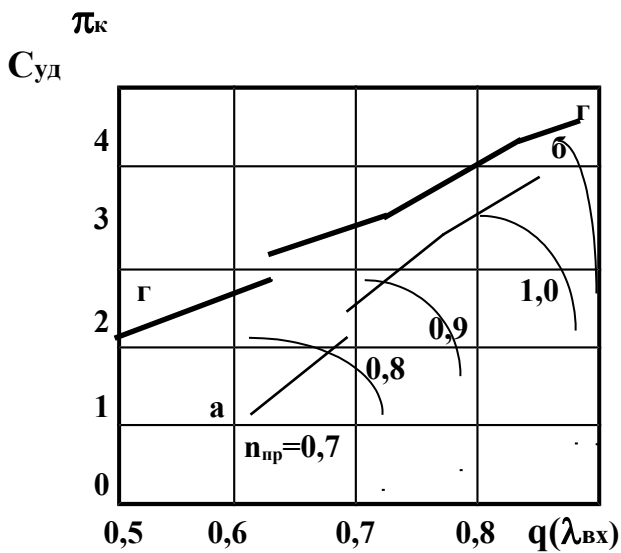


Рис. 17

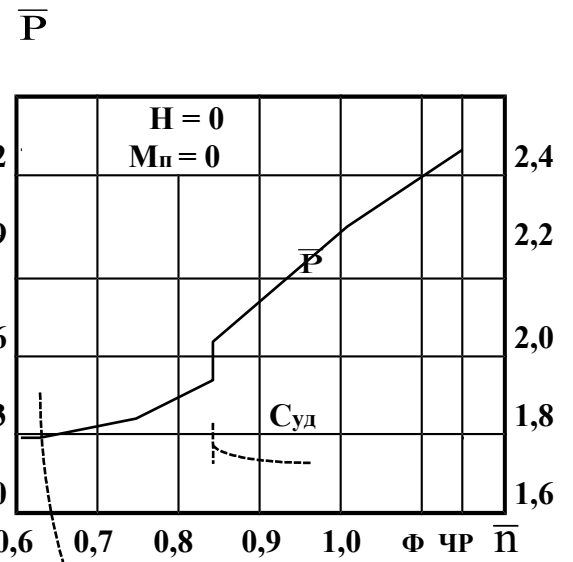


Рис. 18

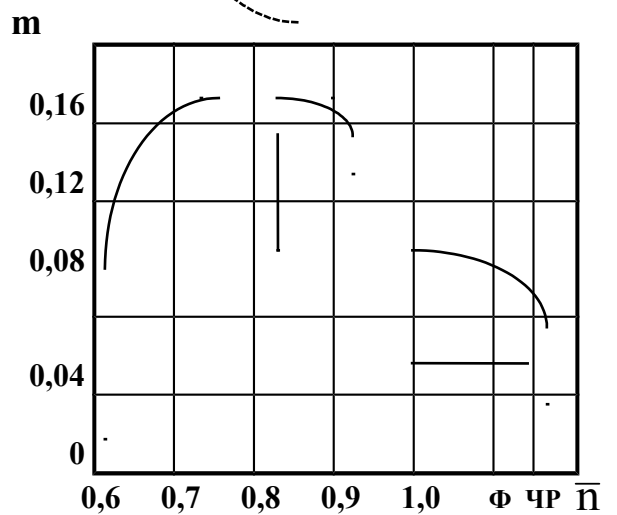
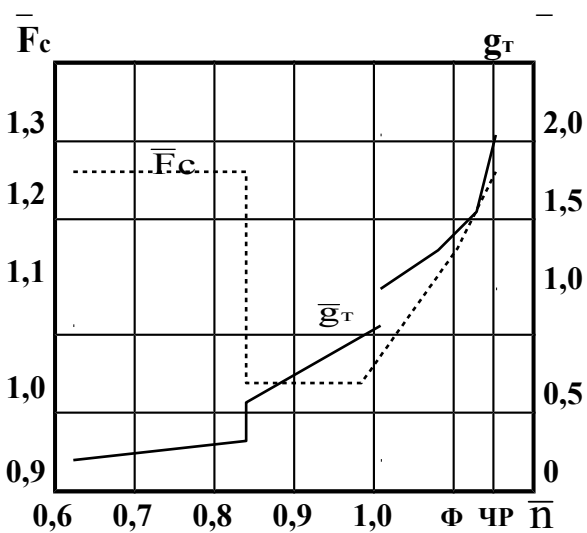


Рис. 19

Рис. 20

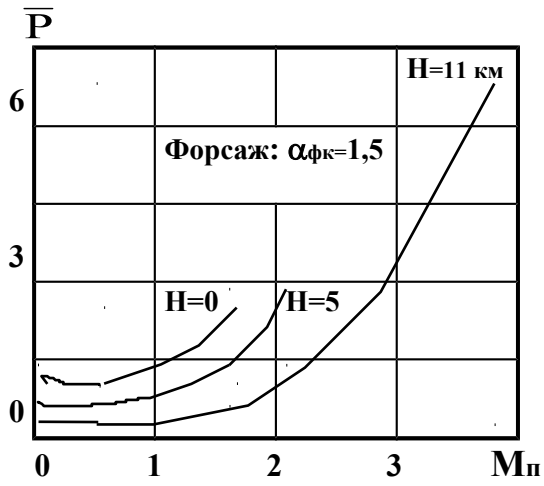


Рис. 21

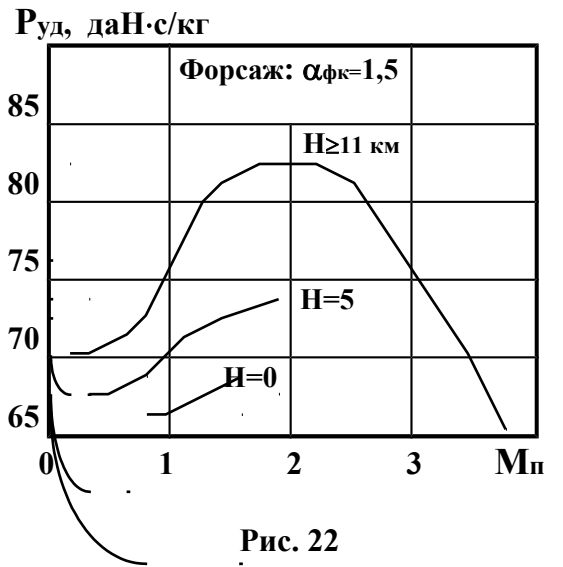


Рис. 22

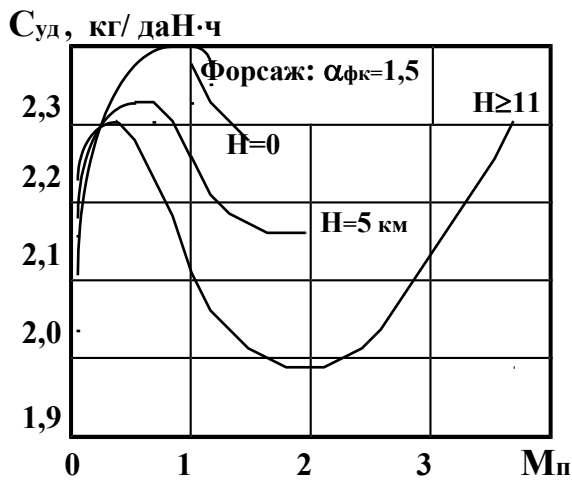


Рис. 23

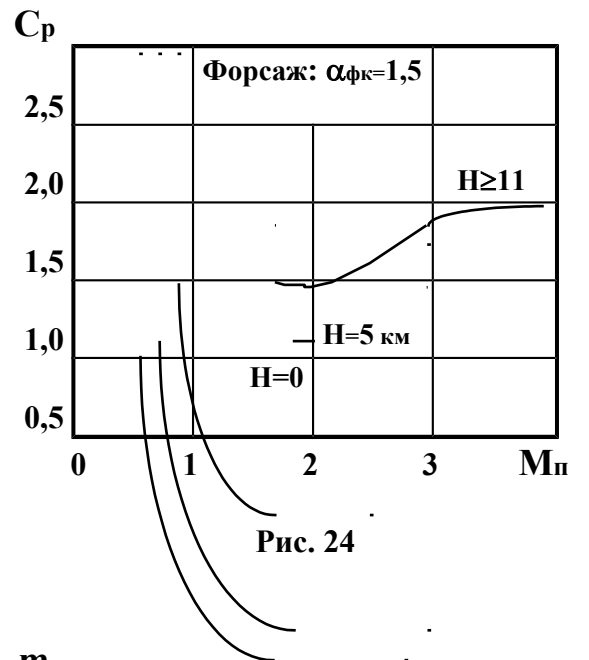


Рис. 24

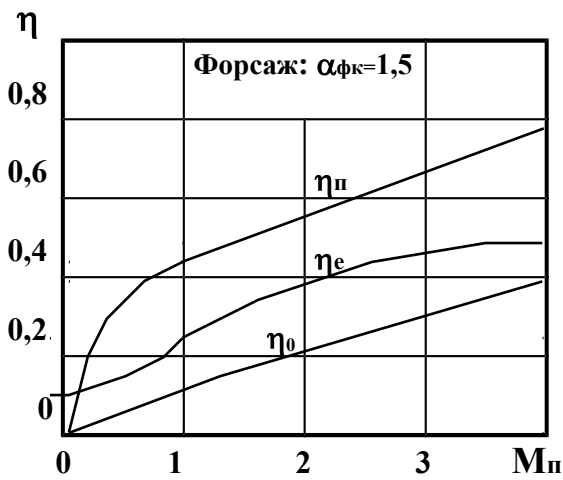


Рис. 25

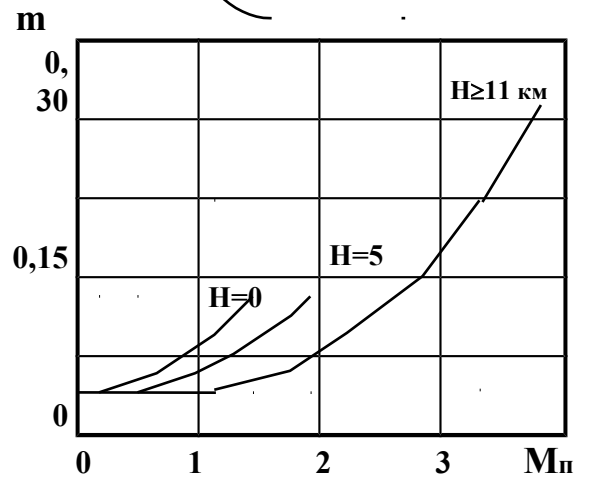


Рис. 26

На рис.24 показано изменение коэффициента тяги C_p в зависимости от скорости полета. Принципиальным отличием от аналогичных характеристик известных ГТД является то, что коэффициент тяги с увеличением скорости полета ($M_n > 2,5$) *увеличивается*, достигая значений близких к двум, что делает возможным выполнение крейсерских режимов полета на скоростях $M_n = 3,5 \div 3,8$ и больших, если температура газа перед турбиной будет увеличена до значений $1700 \div 1800$ К. При этом общий КПД двигателя приближается к 0,4 (рис.25), что выше, чем у известных ГТД.

Заключение. Турбоэжекторный двигатель является новым газотурбинным двигателем, обладающим уникальными для этого класса двигателей характеристиками. Уникальность характеристик заключается в существенном увеличении коэффициента тяги двигателя на скоростях полета более трех Махов при сохранении минимальных для ГТД удельных расходов топлива. Причиной указанного эффекта является дополнительный (по отношению к известным ГТД) подвод энергии в основную камеру сгорания, который в турбоэжекторном двигателе возможен благодаря подаче атмосферного воздуха в пространство перед турбиной.

Список литературы:

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. / Под ред. С.М. Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1978. - 568 с.
2. Турбоэжекторный двигатель. Патент России № 2190772 МПК7 F02 C 3/34/ В.Л. Письменный / -№ 99108376, заявлено 13.04.99. - Оpubл. 10.10.02, Бюл. № 28.
3. Васильев Ю.Н. Теория сверхзвукового газового эжектора с цилиндрической камерой смешения. / Сб. Лопаточные машины и струйные аппараты. Вып. 2. – М.: Машиностроение, 1967. – с. 171-235.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. - М.: Наука, 1976. - 888 с.
5. Письменный В.Л. Основы теории расчета турбоэжекторных двигателей. / ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. - Деп. в ЦВНИМО РФ. - № В-4195, 2000. - 43 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Письменный Владимир Леонидович, доцент кафедры испытаний авиационной техники филиала “Взлет” Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.