

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт
им. академика С.П.Королева

В.В. КУЛАГИН

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА
АВИАЦИОННЫХ ГТД

Учебное пособие

Куйбышев 1975

В учебном пособии излагаются основные закономерности рабочего процесса трех типов ГТД: турбореактивного, двухконтурного и турбовинтового. ТРД и ТВД рассматриваются как частные случаи ТРДД с различной степенью двухконтурности. Приведены общие уравнения удельных параметров и критериев эффективности, справедливые для каждого из трех рассматриваемых типов ГТД. Анализ этих уравнений позволил показать закономерности, общие для всех трех типов ГТД, и выделить особенности, по которым двигатели отличаются друг от друга.

Пособие предназначено для студентов моторостроительного факультета Куйбышевского авиационного института и может быть полезно при изучении основ теории ГТД в других вузах.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Теория авиационных двигателей изложена в трудах Г о в о р о - в а А.Н. [3], И н о з е м ц е в а Н.В. [6], К а з а н д ж а н а П.К. [7], К л я ч к и н а А.Л. [8], К у л а г и н а И.И. [9], М а с л е н н и к о в а М.М. [10], Н е ч а е в а Ю.Н. [11], С т е ч к и н а Б.С. [15], Х о л щ е в н и к о в а К.В. [16] и других ученых. Эти труды сыграли большую роль в подготовке квалифицированных кадров, работающих в области проектирования, доводки и эксплуатации авиационных двигателей.

В перечисленных и других работах, приведенных в списке литературы, теория каждого типа двигателя излагается отдельно. Такой принцип изложения сложился исторически и имеет, конечно, определенные преимущества. Однако он не свободен и от недостатков, таких как неизбежные повторения, увеличение объема излагаемого материала, недостаточная полнота освещения теории двухконтурного ТРД, который получает в настоящее время наиболее широкое распространение.

По мнению автора, более целесообразно закономерности рабочего процесса авиационных двигателей анализировать по трем основным типам ГТД, рассматривая ТРД и ТВД как частные случаи ТРДД. Эти типы двигателей объединяет то, что все они работают по циклу с одним подводом тепла при $p = const$, имеют турбокомпрессор, и их рабочий процесс наиболее просто описывается методом свободной работы цикла.

Авиационная силовая установка служит для преобразования располагаемой (химической) энергии топлива в работу передвижения летательного аппарата. В общем случае оно осуществляется в два этапа: 1 - располагаемая энергия топлива превращается в механическую; 2 - механическая энергия превращается в полезную работу передвижения летательного аппарата.

Каждый из этих этапов характеризуется своими особенностями и специфическими потерями энергии, поэтому при изучении основных закономерностей рабочего процесса авиационных ГТД целесообразно

вначале проанализировать два указанных этапа преобразования энергии и только тогда рассматривать двигатель в целом: ввести общие критерии эффективности и изучить их зависимость от различных факторов.

В соответствии с этим в предлагаемом пособии основные закономерности рабочего процесса турбореактивного, двухконтурного и турбовинтового двигателей излагаются не по типам двигателей, а по темам. В первой главе рассматриваются закономерности преобразования располагаемой энергии топлива в работу цикла. Во второй главе анализируется преобразование работы цикла в полезную работу передвижения летательного аппарата. В третьей главе двигатель рассматривается в целом (и как тепловая машина, и как движитель) и проводится сравнительный анализ эффективности трех типов ГТД при различных параметрах рабочего процесса и различных внешних условиях.

Такой принцип изложения материала позволил наиболее полно сравнить между собой три основных типа авиационных двигателей, описать общие для них закономерности и выделить особенности каждого типа.

Каждая глава заканчивается выводами. Приведены также вопросы и задачи. В конце пособия даны приложения, необходимые для решения задач. Все расчеты произведены в системе единиц СИ.

Изучению "Основных закономерностей рабочего процесса ГТД" должно предшествовать изучение принципа действия ГТД и знакомство с рабочими процессами в узлах двигателя.

Автор признателен доцентам АРОНОВУ Б.М. и СТЕНЬКИНУ Е.Д. за полезные советы и благодарит инженеров МАКСИМОВУ Э.В. и ОСИПОВУ С.Н. за помощь в подготовке пособия к печати.

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

<p>ρ - плотность</p> <p>p - давление</p> <p>T - температура</p> <p>V_n - скорость полета</p> <p>H - высота полета</p> <p>c - скорость потока</p> <p>a - скорость звука</p> <p>M - число М (отношение скорости потока к местной скорости звука)</p> <p>λ - коэффициент скорости (отношение скорости потока к критической скорости)</p> <p>π_v - степень повышения давления во входном устройстве между сечениями Н-Н и I-I</p> <p>π_k - степень повышения полного давления в компрессоре</p> <p>π_Σ - суммарная степень повышения давления</p> <p>π_T - степень понижения давления в турбине</p>	<p>π_c - располагаемая степень расширения газа в сопле;</p> <p>$\pi_v = \frac{p_1^*}{p_n}$, $\pi_k = \frac{p_2^*}{p_1^*}$,</p> <p>$\pi_\Sigma = \frac{p_2^*}{p_n}$, $\pi_T = \frac{p_3^*}{p_4^*}$,</p> <p>$\pi_c = \frac{p_4^*}{p_n}$</p> <p>$L_e$ - эффективная работа цикла</p> <p>L_c - работа сжатия</p> <p>L_p - работа расширения</p> <p>Q_1 - тепло, подведенное к I кг рабочего тела в камере сгорания</p> <p>Q_2 - тепло отданное в атмосферу I кг выхлопных газов</p> <p>i - энтальпия</p> <p>s - энтропия</p> <p>E - энергия</p> <p>η - коэффициент полезного действия (к.п.д.)</p> <p>σ - коэффициент восстановления давления</p>
--	---

φ_c - коэффициент потерь скорости в реактивном сопле	для газа $m_{кр.г} = 0,0397 [кгк/Джс]^{0,5}$
F - площадь	κ, κ_r - показатель адиабаты для воздуха, газа
G - массовый расход	$C_p, C_{p,r}$ - удельная теплоёмкость при постоянном давлении для воздуха, газа
m - степень двухконтурности - отношение расхода воздуха, проходящего через наружный контур ТРДД (вент ТВД), к расходу воздуха, проходящего через основной контур двигателя	R - тяга, газовая постоянная
x - коэффициент, характеризующий распределение энергии между контурами	$R_{y\partial}$ - удельная тяга
q_T - отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания	$C_{y\partial}$ - удельный расход топлива
α - коэффициент избытка воздуха	N - мощность
L_0 - теоретически необходимое количество воздуха для сжигания 1 кг топлива	H_u - низшая теплотворность топлива
$m_{кр}$ - численный коэффициент в уравнении расхода, для воздуха $m_{кр} = 0,0405 [кгк/Джс]^{0,5}$	$\tau(\lambda), \pi(\lambda)$ - газодинамические функции числа λ
	И н д е к с ы
	* - полные параметры
	$\partial в$ - двигатель
	$джс$ - движитель
	o - общий
	δ - воздух, винт
	$г$ - газ
	$т$ - топливо, турбина
	$вх$ - входное устройство
	κ - компрессор
	$са$ - сопловой аппарат
	$кс$ - камера сгорания
	$кан$ - канал наружный

<i>c</i> - сжатие, сопло, сечуный	<i>ад</i> - адиабатный
<i>p</i> - расширение	<i>t</i> - термический
<i>n</i> - полетный	<i>r</i> - гидравлический
<i>m</i> - механический	<i>R</i> - тяговый
<i>пр</i> - предельный	<i>opt</i> - оптимальный
<i>кр</i> - критический	<i>e</i> - эффективный
<i>ном</i> - номограмма	<i>эк</i> - экономический
<i>г</i> - часовой	<i>I</i> - основной (внутренний) контур ТРДД
<i>уд</i> - удельный	<i>II</i> - наружный контур ТРДД (винт ТВД)
<i>ид</i> - идеальный	Σ - суммарный

О с н о в н ы е с е ч е н и я п о т о к а

<i>H-H</i> - сечение невозмущенного потока	<i>3-3</i> - вход в турбину (выход из камеры сгорания)
<i>0-0</i> - вход в диффузор	<i>4-4</i> - выход из турбины (вход в сопло)
<i>I-I</i> - вход в компрессор (выход из диффузора)	<i>5-5</i> - выходное (минимальное) сечение сопла
<i>2-2</i> - выход из компрессора (вход в камеру сгорания)	

С о к р а щ е н и я

<i>ГТД</i> - газотурбинный двигатель	<i>ТРДД</i> - двухконтурный турбореактивный двигатель
<i>ТВД</i> - турбовинтовой двигатель	<i>ПВРД</i> - прямоточный воздушно-реактивный двигатель
<i>ТРД</i> - турбореактивный двигатель	

Глава I

ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА

§ 1. $i-s$ - диаграмма рабочего процесса основного контура ГТД

При изучении рабочего процесса ГТД целесообразно для наглядности пользоваться $i-s$ - диаграммой. Если по значениям давления и температуры рабочего тела в различных сечениях основного контура двигателя (рис.1.1) на $i-s$ диаграмме провести линии $p = const$, $T = const$ ($i = const$), то получим точки, характеризующие состояние рабочего тела в характерных сечениях двигателя. Соединив эти точки линиями, отражающими процесс, получим изображение реального цикла ГТД (контур Н-1-2-3-4-5-Н, рис.1.2), где

Н-1 - динамическое сжатие в диффузоре за счет скоростного напора набегающего потока (этот процесс совершается частично перед диффузором);

1-2 - механическое сжатие в компрессоре;

2-3 - подвод тепла в камеру сгорания;

3-4 - расширение газа в турбине;

4-5 - расширение газа в сопле;

5-Н - изобарический отвод тепла от струи горячих газов, вытекающих из двигателя, во внешнюю среду.

Если кроме точек, характеризующих статические параметры рабочего тела в различных сечениях газового тракта, на рис.1.2. нанести точки, характеризующие полные параметры, то на $i-s$ - диаграмме легко показать следующие характерные величины:

кинетическую энергию скорости полета

$$\frac{V_H^2}{2} = i_H^* - i_H ;$$

удельную работу, затраченную на сжатие одного килограмма воздуха в компрессоре,

$$L_K = i_2^* - i_H^* ;$$

тепло, подведенное к одному килограмму рабочего тела в камере сгорания,

$$Q_1 = i_3^* - i_2^* ; \quad (I.1)$$

удельную работу, полученную при расширении одного килограмма газа в турбине,

$$L_T = i_3^* - i_4^* ,$$

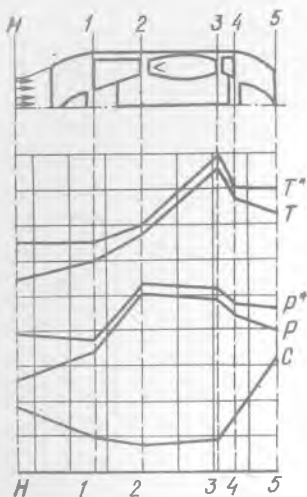


Рис.1.1. Изменение параметров по тракту ТРД

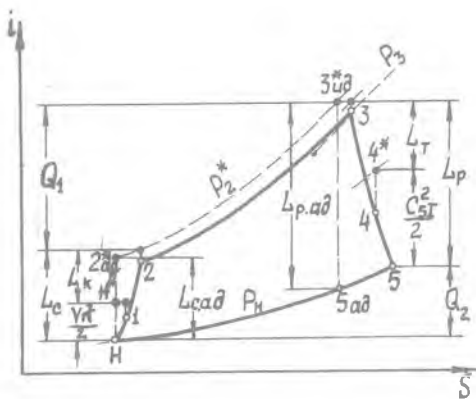


Рис.1.2. $i-s$ -диаграмма рабочего процесса основного контура ГТД: о - статические параметры; • - полные параметры

кинетическую энергию одного килограмма газа, выходящего из основного контура двигателя,

$$\frac{C_{5T}^2}{2} = i_4^* - i_5;$$

тепло, отведенное в атмосферу от одного килограмма газа,

$$Q_2 = i_5 - i_H. \quad (I.2)$$

Величины L_K и L_T для краткости называют работой компрессора и турбины.

Сложив величины $\frac{V_H^2}{2}$ и L_K , получим условную величину, которую называют суммарной работой сжатия,

$$L_c = i_2^* - i_H. \quad (I.3)$$

Аналогично, сложив величины $\frac{C_{5T}^2}{2}$ и L_T , получим суммарную работу расширения

$$L_p = i_3^* - i_5. \quad (I.4)$$

По рассматриваемому циклу с подводом тепла при $p = const$ работают все основные типы ГТД, в том числе турбореактивный, двухконтурный и турбовинтовой. Процессы сжатия и подвода тепла в этих двигателях не отличаются друг от друга, хотя процесс сжа-

тия какого из них в диффузоре может протекать по-разному в зависимости от условий полёта. На рис. 1.2 приведена $i-s$ - диаграмма процесса сжатия для случая, когда скорость полета превышает скорость потока перед компрессором ($V_n > C_1$), что соответствует большим дозвуковым или сверхзвуковым скоростям полета, характерным для ТРДД и ТРД (см. рис.1.1). Если скорость $V_n < C_1$, например при работе двигателя на стенде, то в диффузоре (между сечениями Н-Н и I-I) вместо сжатия воздуха происходит его расширение, и поток разгоняется (рис.1.3). Процессы расширения газа в рассматриваемых дви-

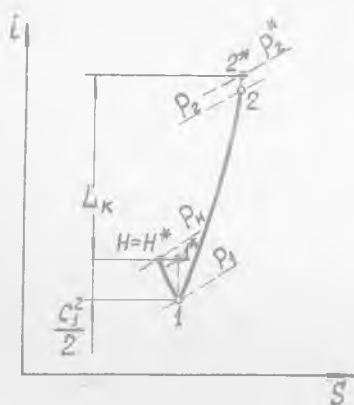


Рис.1.3. Изображение рабочего процесса диффузора и компрессора ГТД на $i-s$ - диаграмме при $V_n=0$

компрессоре $\pi_k = \frac{P_2^*}{P_1}$. Поэтому давление за турбиной всегда выше атмосферного и точка 4 расположена выше, чем для других типов ГТД.

На турбовинтовом двигателе большая часть теплоперепада срабатывается в турбине, а полученная избыточная работа (по сравнению с работой компрессора) передается на винт. Поэтому давление за турбиной близко к атмосферному и даже меньше его. Для этого типа двигателя точка 4 на $i-s$ - диаграмме лежит ниже, чем для других типов ГТД. В частности, при $P_4 < P_H$ точка 4 лежит ниже точки 5. В последнем случае в выходном устройстве двигателя происходит не расширение, а сжатие, т.е. наблюдается диффузорное течение с уменьшением скорости (рис.1.4).

гателях различны. Даже при одинаковой работе компрессора они значительно отличаются по величине работы турбины, а следовательно, положение точки 4 на диаграмме изменяется.

Работа турбины ТРД примерно равна работе компрессора. Вследствие того, что температура рабочего тела перед турбиной выше, чем перед компрессором, степень понижения давления в турбине $\pi_T = \frac{P_3}{P_4^*}$ меньше степени повышения давления в

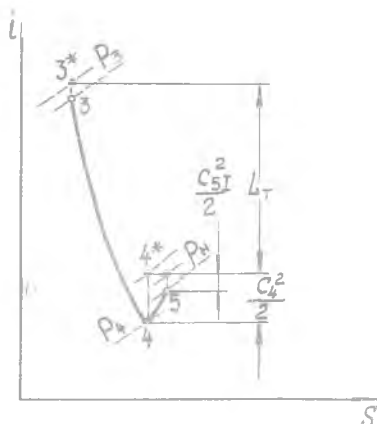


Рис.1.4. $L-s$ диаграмма рабочего процесса турбины и сопла ТВД при $P_4 < P_H$

Работа турбины двухконтурного турбореактивного двигателя при прочих равных условиях больше L_T ТРД (часть работы турбины передается компрессору наружного контура), но меньше L_T ТВД. Поэтому для ТРДД точка 4 занимает промежуточное положение, она тем ближе к точке 4*, отражающей параметры газа за турбиной ТВД, чем выше степень двухконтурности.

§2. Работа цикла ГТД

Физический смысл работы цикла

В термодинамике работой цикла называют полезно используемое тепло, т.е. разность между теплом, подведенным к одному килограмму рабочего тела и отведенным от него,

$$L_e = Q_1 - Q_2 .$$

Определим работу L_e из уравнения баланса энергии, которое запишем для сечений на входе и выходе из основного контура двигателя:

$$i_H + \frac{V_H^2}{2} + Q_1 + L_K - L_T = L_S + \frac{C_{5I}^2}{2} . \quad (I.5)$$

Отсюда, с учетом выражения (I.2), получим

$$L_e = L_{TII} + \frac{C_{5I}^2}{2} - \frac{V_H^2}{2} , \quad (I.6)$$

где $L_{TII} = L_T - L_K$ - внешняя (избыточная) работа турбины.

Как видно из уравнения (I.6), работа цикла ГТД в общем случае затрачивается на механическую работу L_{TII} и на приращение кинетичес-

кой энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя.

Для ТРДД внешняя работа турбины передается в наружный, II, контур. Для ТВД, служащего силовой установкой самолета или вертолета, внешняя работа турбины передается на винт. Для ТРД внешняя работа турбины равна нулю (механическая работа от двигателя не отводится), и работа цикла затрачивается целиком на приращение кинетической энергии рабочего тела.

Следует помнить, что для ТРДД все величины, входящие в уравнение (I.6), приводятся для 1 кг рабочего тела, проходящего через основной (внутренний) контур.

Вывод формулы работы цикла, выраженной через параметры рабочего процесса

Выразим работу цикла через работу, затраченную на сжатие и расширение. Согласно закону сохранения энергии (см.рис.1.2),

$$L_c + Q_1 = L_p + Q_2 .$$

Тогда величина работы цикла, равная разности между подведенным и отведенным теплом, может определяться и как разность между L_p и L_c , т.е.

$$L_e = Q_1 - Q_2 = L_p - L_c . \quad (1.7)$$

От реальных работ L_c и L_p перейдем к адиабатным работам (см.рис. 1.2), чтобы затем от отношения температур перейти к отношению давлений.

Отношение адиабатной работы сжатия к реальной называют суммарным к.п.д. процесса сжатия [15]

$$\eta_c = \frac{L_c \cdot \sigma \delta}{L_c}$$

Он показывает, какую долю от реальной работы сжатия составляет адиабатная работа, затраченная на сжатие воздуха без потерь при одинаковой степени повышения давления в обоих случаях. К.п.д. η_c характеризует гидравлические потери в процессе сжатия воздуха в диффузоре и компрессоре. Величина к.п.д. η_c зависит от степени совершенства диффузора и компрессора, от скорости полета и суммарной степени повышения давления и может изменяться в широких

пределах. Для дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростей полета $\zeta_c = 0,75 - 0,85$.

Отношение реальной работы расширения к адиабатной характеризует суммарный к.п.д. процесса расширения:

$$\zeta_p = \frac{L_p}{L_{p,ад}}$$

с помощью которого учитываются потери при расширении газа в камере сгорания, турбине и сопле. Величина к.п.д. ζ_p зависит от суммарной степени понижения давления, от степени совершенства камеры сгорания, турбины и сопла, а также от соотношения величин, характеризующих работу этих узлов, и находится обычно в пределах $\zeta_p = 0,85 - 0,95$.

Выражая реальные работы, затраченные на сжатие и расширение, через адиабатные, а эти величины - через температуру начала и конца процесса, и подставляя эти выражения в уравнение (I.7), имеем

$$L_e = C_{p,r} (T_3^* - T_{5ад}) \zeta_p - C_p (T_2^* ад - T_H) \frac{1}{\zeta_c}$$

Если вынести T_3^* и T_H за скобки и использовать уравнение адиабаты, то получим

$$L_e = C_{p,r} T_3^* \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma \frac{\kappa_r - 1}{\kappa_r}}\right) \zeta_p - C_p T_H (\pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\zeta_c}, \quad (I.8)$$

где $\pi_\Sigma = \frac{p_2}{p_H}$ - суммарная степень повышения (понижения) давления в цикле, равная произведению степеней повышения давления во входном устройстве и компрессоре,

$$\pi_\Sigma = \pi_v \pi_k. \quad (I.9)$$

Приведенные в уравнении (I.8) величины показателя адиабаты κ_r и удельной теплоемкости газа $C_{p,r}$ зависят от состава рабочего тела и от его температуры. Введем коэффициент α [15] и приведем это уравнение к следующему виду:

$$L_e = C_p T_3^* \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma \frac{\kappa-1}{\kappa}}\right) \zeta_p \alpha - C_p T_H (\pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\zeta_c}, \quad (I.10)$$

где $\alpha = \frac{C_{p,r} \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma \frac{\kappa_r - 1}{\kappa_r}}\right)}{C_p \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma \frac{\kappa-1}{\kappa}}\right)}$ - поправочный коэффициент, учитывающий изменение свойств рабочего тела.

При вычислении коэффициента a величины C_p и κ принимаются постоянными, что облегчает последующий анализ уравнения (I.10). Величина поправочного коэффициента зависит от температуры газа перед турбиной и от суммарной степени повышения давления (рис. I.5) Она незначительно отличается от единицы и в данном пособии при качественном анализе уравнения (I.10) не учитывается.

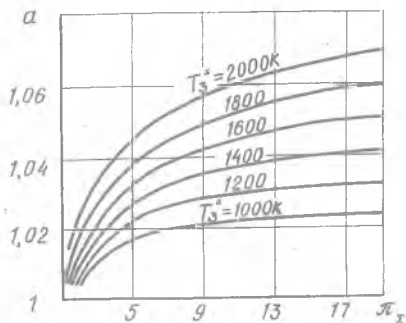


Рис. I.5. Зависимость коэффициента, учитывающего изменение свойств рабочего тела, от температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления

Из полученного уравнения видно, что работа цикла зависит от величин: T_3^a , π_Σ , T_H , η_c и η_p , которые называются параметрами рабочего процесса. Температуру газа перед турбиной и суммарную степень повышения давления называют также параметрами цикла.

При постоянных параметрах рабочего процесса работа цикла не зависит от давления наружного воздуха, а также от скорости полета. Следует, однако, иметь в виду, что в общем случае работа цикла зависит от скорости полета, так как изменение числа M_n приводит к изменению степени повышения давления во входном устройстве

$$\pi_v = \frac{p_1^*}{p_H} = \sigma_{\delta x} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, \quad (I.11)$$

что ведет к изменению суммарной степени повышения давления.

При одинаковых параметрах цикла, постоянной температуре наружного воздуха и одинаковых к.п.д. η_c и η_p три основных типа ГТД не отличаются друг от друга по величине работы цикла:

$$L_{e.гтд} = L_{e.гтд} = L_{e.гтд}$$

§3. Зависимость работы цикла от его параметров

Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной.

Рассмотрим влияние температуры газа перед турбиной на работу цикла при условии, что величины π_Σ , T_H , η_c и η_p постоянны. Из уравнения (I.10) следует, что с увеличением температуры T_3^* работа, затраченная на расширение газа, увеличивается пропорционально этой температуре, а работа, затраченная на сжатие, от нее не зависит. Поэтому величина работы цикла изменяется линейно в зависимости от изменения температуры T_3^* (рис. I.6).

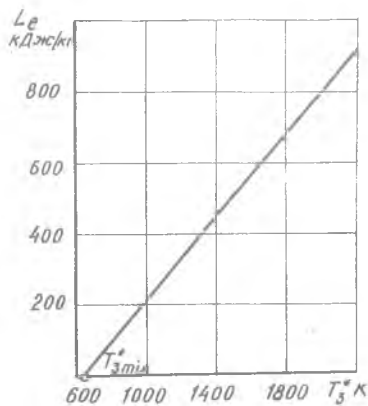


Рис. I.6. Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной при $\pi_\Sigma = 25$, $T_H = 216,5$ К, $\eta_c = 0,85$ и $\eta_p = 0,93$

При уменьшении величины T_3^* работа цикла уменьшается и при некоторой минимальной температуре $T_{3\min}^*$ обращается в нуль. Используя уравнение (I.10), из условия $L_e = 0$ получаем выражение для $T_{3\min}^*$:

$$T_{3\min}^* = T_H \cdot \pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \frac{1}{a \eta_c \eta_p}, \quad (I.12)$$

откуда

$$T_{3\min}^* = \frac{T_2^* a d}{a \eta_c \eta_p}. \quad (I.13)$$

Для идеального цикла, при отсутствии гидравлических потерь в процессах сжатия и расширения ($\eta_c = \eta_p = 1$), $T_{3\min}^* = T_2^* a d$. Следовательно, работа цикла равна нулю тогда, когда температура газа перед турбиной равна температуре воздушного потока за компрессором и нет подвода тепла к рабочему телу, т.е. $Q_{1\min} = 0$.

Сравним величины $T_{3\min}^*$ и T_2^* для реального цикла. Для этого, используя формулу (I.3), выразим температуру T_2^* через параметры рабочего процесса:

$$T_2^* = T_H + T_H (\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\eta_c}, \quad (I.14)$$

откуда

$$T_2^* = \frac{T_3^*}{\eta_c} - T_H \left(\frac{1}{\eta_c} - 1 \right). \quad (I.15)$$

Сопоставляя выражения (I.13) и (I.15), видим, что для реального цикла минимальная температура газа перед турбиной выше температуры воздуха за компрессором, следовательно, тепло к рабочему телу подводится, т.е. $Q_{1\min} > 0$. Так как работа цикла при этом равна нулю, все подведенное тепло идет на преодоление тепловых и гидравлических потерь и отводится от двигателя с выхлопными газами.

Из соотношения (I.12) следует, что минимальная температура зависит от суммарной степени повышения давления, величины T_H и от потерь в цикле (рис.I.7).

Зависимость работы цикла

от суммарной степени повышения давления

Рассмотрим зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления при условии, что другие параметры, от которых зависит величина L_e , неизменны. Для этого представим выражение (1.10) в следующем виде:

$$L_e = C_p T_H \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \eta_p \left[\frac{T_3^*}{T_H} \alpha - \pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \frac{1}{\eta_c \eta_p} \right]. \quad (I.16)$$

Из уравнения (I.16) следует, что работа цикла становится равной нулю в двух случаях: при $\pi_{\Sigma} = 1$ и при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{пр}} = \left(\frac{T_3^*}{T_H} \alpha \eta_c \eta_p \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$. (I.17)

В первом случае давление в камере сгорания равно атмосферному, отсутствует перепад давления при расширении газа и рабочее тело неработоспособно, хотя тепло к газу подводится. Во втором случае работоспособность газа высокая (большой перепад давления в процессе расширения), но подведенного тепла хватает только на преодоление потерь. Это объясняется тем, что суммарная степень повышения

давления достигает предельного значения $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, при котором заданная температура становится минимальной $T_3^* = T_{3 \text{ min}}^*$, и цикл вырождается. Это очевидно, если из уравнения (I.17) выразить T_3^* через $\pi_{\Sigma \text{пр}}$.

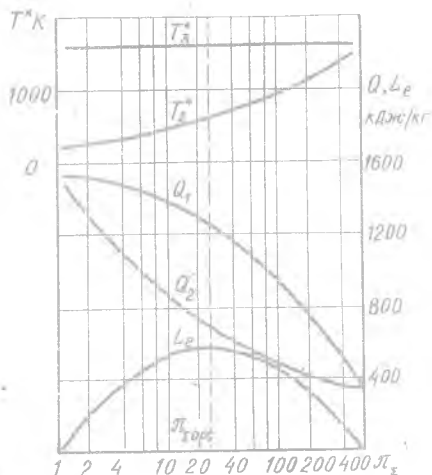
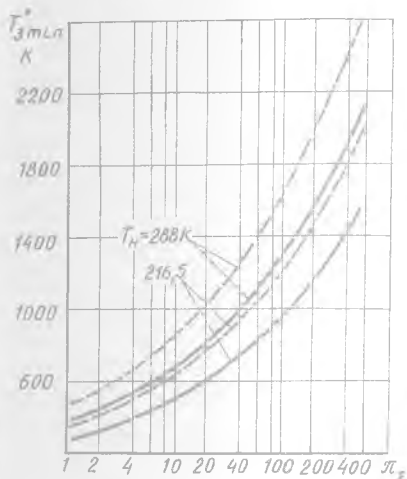


Рис. I.7. Зависимость температуры $T_{3 \text{ min}}^*$ от суммарной степени повышения давления при различных значениях T_H , γ_c и γ_p : $\left\{ \begin{array}{l} \gamma_c = 0,75, \\ \gamma_p = 0,83; \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} \gamma_c = 0,85, \\ \gamma_p = 0,93 \end{array} \right.$

Рис. 1.8. Зависимость работы цикла и ее определяющих параметров от суммарной степени повышения давления при $T_H = 216,5 \text{ K}$, $\gamma_c = 0,85$ и $\gamma_p = 0,93$

Так как работа цикла обращается в нуль при двух значениях π_{Σ} (рис. I.8), а из предыдущего известно, что работа L_e - величина положительная, то она должна иметь максимум. Для определения максимума функции $L_e = f(\pi_{\Sigma})$ и соответствующего оптимального значения $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ представим уравнение (I.10) в следующем виде:

$$L_e = C_p T_3^* \left(1 - \frac{1}{e}\right) \gamma_p a - C_p T_H (e-1) \frac{1}{\gamma_c}$$

где $e = \pi_{\Sigma}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$.

Если найти производную

$$\frac{\partial L_e}{\partial e} = \frac{C_p T_3^* \gamma_p a}{e^2} - \frac{C_p T_H}{\gamma_c}$$

и приравнять ее к нулю, то получим

$$e_{\text{opt}} = \sqrt{\frac{T_3^*}{T_H} \gamma_c \gamma_p \gamma_c}$$

Откуда
$$\pi_{\Sigma opt} = \sqrt{\left(\frac{T_3^*}{T_H} \alpha \eta_c \eta_p\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} = \sqrt{\pi_{\Sigma np}} \quad (I.18)$$

Оптимальная степень повышения давления, как и величина $\pi_{\Sigma np}$, является функцией степени повышения температуры рабочего тела $\frac{T_3^*}{T_H}$ и потерь в цикле. Чем больше подведено тепла и чем меньше потери, тем больше величина $\pi_{\Sigma opt}$ (рис.1.9). Оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma opt}$ не зависит от скорости полета.

Оптимальной суммарной степени повышения давления $\pi_{\Sigma opt}$ соответствует оптимальная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\kappa opt}$, которая зависит от скорости полета. В этом легко убедиться, выразив из формулы (I.9) величину π_{κ} через π_v , а из формулы (I.11) π_v - через M_n . В результате получим

$$\pi_{\kappa opt} = \frac{\sqrt{\left(\frac{T_3^*}{T_H} \alpha \eta_c \eta_p\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}}}{\sigma_{\delta x} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_n^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \quad (I.19)$$

С увеличением числа M_n оптимальная степень повышения давления компрессора уменьшается (рис.I.10).

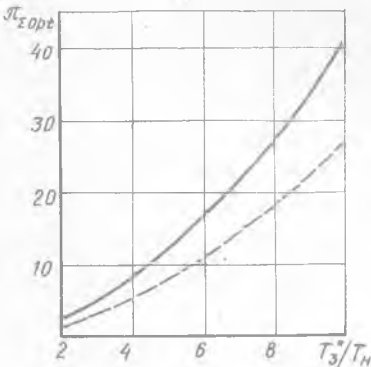


Рис.I.9. Зависимость оптимальной степени повышения давления от степени повышения температуры рабочего тела при разных потерях:

$$\left\{ \begin{array}{l} \eta_c = 0,75, \\ \eta_p = 0,83; \end{array} \right\} \left\{ \begin{array}{l} \eta_c = 0,85, \\ \eta_p = 0,93 \end{array} \right.$$

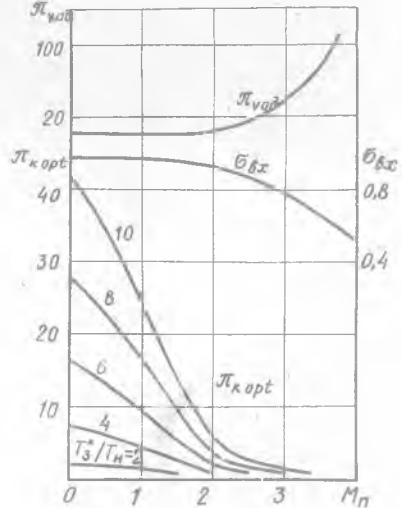


Рис.I.10. Зависимость оптимальной степени повышения давления в компрессоре от числа M_n при $\frac{T_3^*}{T_H} = \nu \alpha \eta$ ($\eta_c = 0,85; \eta_p = 0,93$)

Итак, с увеличением π_x величина работы цикла сначала возрастает, достигая максимума, а затем снижается. Возникновение максимума работы цикла объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом работоспособности рабочего тела ростом избыточного давления в камере сгорания, что приводит к уменьшению потерь тепла Q_2 и одновременным снижением количества подведенного тепла Q_1 (см. рис. I.8). Вначале, при малых значениях π_x , преобладает влияние первого фактора, а затем - второго.

Уменьшение теплоподвода Q_1 объясняется тем, что при постоянной температуре газа перед турбиной повышается температура воздуха за компрессором. Зависимость теплоподвода Q_1 от суммарной степени повышения давления можно установить, выразив в формуле (I.I) энтальпию через температуру и подставив значение температуры T_2^* из выражения (I.I4) в эту формулу:

$$Q_1 = c_{p,m} \left\{ T_3^* - T_H \left[1 + (\pi_x^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\eta_c} \right] \right\}, \quad (I.20)$$

где $c_{p,m}$ - средняя теплоёмкость в интервале температур $T_3^* - T_2^*$

Заметим, что снижение величины работы цикла до нуля при $T_3^* = T_3^* \min$ (см. рис. I.6) и при $\pi_x = \pi_{x, \text{opt}}$ (см. рис. I.8) имеет одинаковый физический смысл. В обоих случаях цикл вырождается вследствие уменьшения количества тепла, подведенного к рабочему телу. В первом случае теплоподвод уменьшается из-за снижения температуры газа перед турбиной, а во втором - из-за увеличения температуры воздуха на выходе из компрессора.

Влияние суммарной степени повышения давления на работу идеального цикла наглядно показано на $T-s$ - диаграмме, где площадь, ограниченная контуром цикла, эквивалентна работе (рис. I.II).

Проведенный анализ показывает, что для значительного увеличения работы цикла необходимо изменять не только температуру газа перед турбиной, но и суммарную степень повышения давления. Например, с увеличением температуры T_3^* от 1000 до 2000 К оптимальная степень повышения давления $\pi_{x, \text{opt}}$ увеличивается от 10 до 40, что приводит к увеличению максимальной работы цикла от 210 до 830 кДж/кг, т.е. в 4 раза (рис. 1.12).

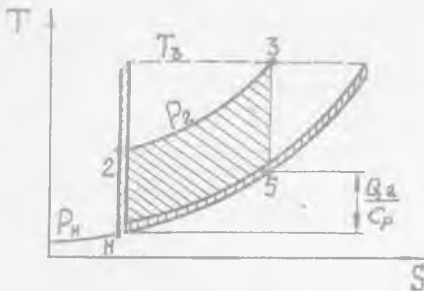


Рис. I.11. Влияние суммарной степени повышения давления на работу цикла:

□□□□ - $\pi_{\Sigma} \rightarrow 1$; ▨ - $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma opt}$;
 ▩ - $\pi_{\Sigma} \rightarrow \pi_{\Sigma pr}$

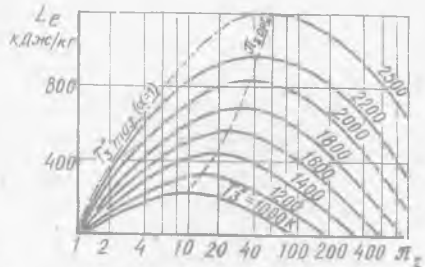


Рис. I.12. Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления при различных температурах газа перед турбиной ($T_{H1} = 216,5 \text{ K}$, $\eta_c = 0,85$ и $\eta_p = 0,93$)

§ 4. Эффективный к.п.д.

Эффективным к.п.д. газотурбинного двигателя называют отношение работы цикла к располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива:

$$\eta_e = \frac{L_e}{Q_o},$$

где Q_o - располагаемая химическая энергия топлива, приходящаяся на один килограмм воздуха.

Эффективный к.п.д. показывает, какая часть располагаемой энергии топлива преобразуется в полезную работу цикла, и следовательно, характеризует двигатель как тепловую машину.

Выясним, какие потери характеризует эффективный к.п.д. и от каких факторов он зависит. Из определения следует, что эффективный к.п.д. является термическим к.п.д. реального цикла. Однако между эффективным к.п.д. и термическим к.п.д. идеального цикла есть и различие. Чтобы выявить это различие, выразим параметры реального цикла через параметры идеального.

Располагаемая энергия внесенного в двигатель топлива Q_o связана с теплом Q_1 , подведенным к 1 кг воздуха, через коэффициент полноты сгорания топлива:

$$Q_1 = \eta_{кс} Q_o. \quad (I.21)$$

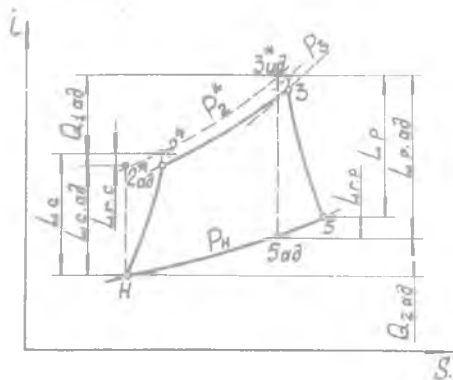
Поэтому

$$\eta_e = \eta_{кс} \frac{L_e}{Q_1} \quad (I.22)$$

Реальные и идеальные (адиабатные) работы сжатия и расширения связаны соотношениями (рис. I.13):

$$L_c = L_{c.ad} + L_{r.c}, \quad L_p = L_{p.ad} - L_{r.p}$$

Рис. I.13. К сравнению идеального и реального циклов ГТД



Подставляя эти соотношения в уравнение (I.7), получаем

$$L_e = L_{уд} - L_r,$$

где $L_{уд} = L_{рад} - L_{c.ad}$ - идеальная работа цикла;

L_r - величина, показывающая, на сколько реальная работа цикла меньше идеальной, что объясняется влиянием гидравлических и газодинамических потерь в процессах сжатия, подвода тепла и расширения.

$$L_r = L_{r.c} + L_{r.p}.$$

Выражение эффективной работы цикла представим в следующем виде:

$$L_e = L_{уд} \eta_{rI}, \quad \eta_{rI} = 1 - \frac{L_r}{L_{уд}} \quad (I.23)$$

Величина η_{rI} показывает, какая часть от идеальной работы цикла преобразуется в эффективную (реальную). Величину η_{rI} назовем коэффициентом гидравлических потерь в основном контуре двигателя.

Аналогично запишем уравнение для тепла Q_1 , действительно подведенного к рабочему телу,

$$Q_1 = Q_{1.ad} \eta_{rc},$$

где $\eta_{rc} = 1 - \frac{L_{rc}}{Q_{1ad}}$ - коэффициент гидравлических потерь в процессе сжатия.

Подставляя величины L_e и Q_1 в формулу (I.22), получаем

$$\eta_e = \alpha_1 \eta_{kc} \eta_t \frac{\eta_{rI}}{\eta_{rc}}, \quad (I.24)$$

где $\alpha_1 = \frac{C_{pT}}{C_{pM}}$ - коэффициент, учитывающий изменение теплоемкости рабочего тела в процессе преобразования тепла в работу;

$\eta_t = \frac{L_{0d}}{Q_{10d}}$ - термический к.п.д. идеального цикла, определяемый при условии неизменного состава и свойств рабочего тела.

Коэффициент α_1 изменяется незначительно (обычно он лежит в пределах 0,9 - 0,92) и определяется параметрами рабочего процесса. Формулы для коэффициентов η_{rI} и η_{rc} имеют одинаковую структуру, поэтому эти величины изменяются во всех случаях одинаково. Причем отношение $\frac{L_{rc}}{Q_{10d}}$ в несколько раз меньше отношения $\frac{L_{rI}}{L_{0d}}$. Поэтому преобладающее влияние на эффективный к.п.д. всегда оказывает коэффициент η_{rI} .

Следовательно, при качественном анализе зависимости эффективного к.п.д. от различных факторов коэффициентами α_1 и η_{rc} можно пренебречь, а приближенную формулу для эффективного к.п.д. представить в следующем виде:

$$\eta_e \approx \eta_{kc} \eta_t \eta_{rI}. \quad (I.25)$$

Кроме тепловых потерь Q_{2ad} идеального цикла (см. рис.1.13), эффективным к.п.д. (в отличие от термического) характеризуются также потери от неполного сгорания топлива, гидравлические и газодинамические потери в процессах сжатия, подвода тепла и расширения. Эффективный к.п.д. зависит от тех же параметров, от которых зависит работа цикла, и от коэффициента полноты сгорания топлива.

При одинаковых параметрах рабочего процесса три основных типа ГТД не отличаются друг от друга по величинам работы цикла и подведенного тепла. Следовательно, они не будут отличаться и по эффективным к.п.д.

$$\eta_{e-гтд} = \eta_{e-гтдд} = \eta_{e-гвд}.$$

§5. Зависимость эффективного к.п.д. от параметров цикла

Рассмотрим зависимость эффективного к.п.д. от температуры газа перед турбиной при постоянных значениях величин: π_{Σ} , T_H , ζ_c , ζ_p и $\zeta_{кв}$. Если $T_3^* = T_3^{*min}$, то работа цикла равна нулю, а Q_1 больше нуля. Следовательно, согласно уравнению (I.22), эффективный к.п.д. также равен нулю. В этом случае все подведенное тепло идет на преодоление потерь.

С ростом T_3^* увеличивается работа цикла, растет коэффициент гидравлических потерь [см. формулу (I.23)], так как уменьшается отношение $\frac{L_p}{L_{ид}}$, что приводит к увеличению эффективного к.п.д.

Если T_3^* стремится к бесконечности, то коэффициент гидравлических потерь стремится к величине к.п.д. процесса расширения, а эффективный к.п.д. стремится к произведению трех величин: термического к.п.д., к.п.д. процесса расширения и коэффициента полноты сгорания топлива (рис.1.14).

Проанализируем зависимость эффективного к.п.д. от суммарной степени повышения давления при условии, что все остальные величины, от которых зависит ζ_e , постоянны. При $\pi_{\Sigma} = 1$ и $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma np}$ эффективный к.п.д. равен нулю, так как работа цикла равна нулю, а подведенное тепло больше нуля. Следовательно, в диапазоне значений π_{Σ} от 1 до $\pi_{\Sigma np}$ к.п.д. ζ_e должен иметь максимум.

В указанном диапазоне эффективный к.п.д. изменяется в соответствии с изменением произведения $\zeta_t \zeta_{рл}$. Рассмотрим зависимость ζ_t и $\zeta_{рл}$ от суммарной степени повышения давления.

Подведенное и отведенное тепло в идеальном цикле выразим через его параметры

$$Q_{1ид} = C_p (T_3^* - T_H \pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}), \quad Q_{2ид} = C_p \left(\frac{T_3^*}{\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} - T_H \right)$$

и подставим эти величины в формулу для термического к.п.д.

$$\zeta_t = 1 - \frac{Q_{2ид}}{Q_{1ид}},$$

тогда

$$\zeta_t = 1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}.$$

С увеличением суммарной степени повышения давления термический к.п.д. монотонно увеличивается (рис.1.15).

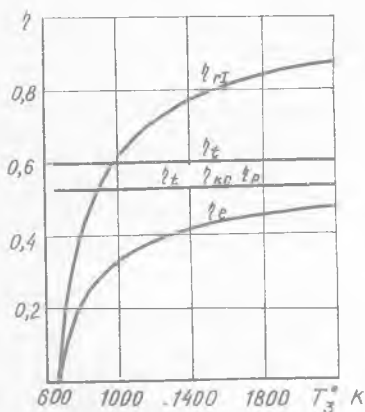


Рис.1.14. Зависимость коэффициента гидравлических потерь и эффективного к.п.д. от температуры газа перед турбиной ($\pi_{\Sigma} = 25$, $T_H = 216,5 \text{ K}$)

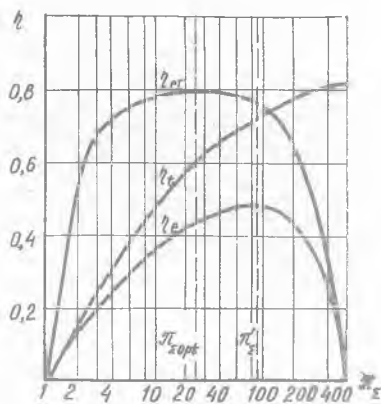


Рис.1.15. Зависимость термического к.п.д., коэффициента гидравлических потерь и эффективного к.п.д. от суммарной степени повышения давления ($T_3^* = 1600 \text{ K}$, $T_H = 216,5 \text{ K}$)

Коэффициент гидравлических потерь изменяется так же, как и работа цикла [см. формулу (1.23), в которой величину L_r с некоторыми допущениями можно принять постоянной], и имеет максимум при оптимальной степени повышения давления $\pi_{\Sigma opt}$.

С увеличением π_{Σ} от 1 до $\pi_{\Sigma opt}$ эффективный к.п.д. увеличивается, так как увеличиваются термический к.п.д. и коэффициент гидравлических потерь. В диапазоне значений π_{Σ} , близких к $\pi_{\Sigma opt}$, эффективный к.п.д. продолжает расти вследствие роста термического к.п.д., хотя при этом величина $\eta_{гт}$ сохраняется примерно постоянной. Эффективный к.п.д. достигает максимума при условии

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial \pi_{\Sigma}} = \frac{\partial \eta_{гт}}{\partial \pi_{\Sigma}}$$

Таким образом, степень повышения давления π'_{Σ} , при которой эффективный к.п.д. становится максимальным, больше величины $\pi_{\Sigma opt}$. При дальнейшем повышении π_{Σ} к.п.д. η_e уменьшается из-за резкого уменьшения коэффициента гидравлических потерь.

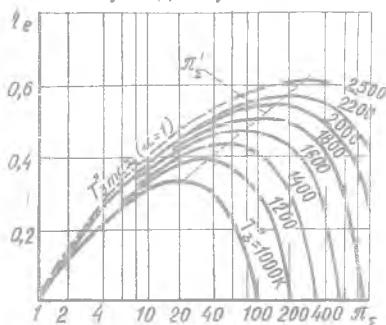
Возникновение максимума эффективного к.п.д. объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом работоспособности рабочего тела с увеличением π_{Σ} (ростом термического к.п.д.)

и уменьшением коэффициента гидравлических потерь вследствие снижения количества подведенного тепла при высоких значениях суммарной степени повышения давления. Следовательно, возникновение максимума эффективного к.п.д. объясняется, в конечном счете, теми же факторами, влиянием которых объясняется возникновение максимума работы цикла.

Величина π'_{Σ} , как и $\pi_{\Sigma opt}$, зависит от степени повышения температуры $\frac{T_3^*}{T_4}$ и от потерь в цикле. С увеличением температуры газа перед турбиной от 1000 до 2000 К величина π'_{Σ} увеличивается от 20 до 150 (рис. 1.16), что в 2-4 раза превышает оптимальную степень повышения давления $\pi_{\Sigma opt}$. В результате максимальный эффективный к.п.д. увеличивается от 0,33 до 0,53.

Рис. 1.16. Зависимость эффективного к.п.д. от суммарной степени повышения давления при различных температурах газа перед турбиной

($T_H = 216,5\text{К}$, $\zeta_c = 0,85$,
 $\zeta_p = 0,93$ и $\zeta_{кс} = 0,98$)



Как уже отмечалось, зависимости эффективного к.п.д. и работы цикла от суммарной степени повышения давления и от температуры газа перед турбиной ограничены величиной предельной степени повышения давления и, кроме того, величиной максимальной температуры $T_3^*_{max}$, соответствующей стехиометрическому сгоранию топлива (пунктирные линии на рис. 1.16. и 1.12). Пунктирные линии соответствуют максимально возможному теплосводу, и следовательно, предельным возможностям воздушно-реактивного двигателя, работающего по циклу с подводом тепла при $p = const$ и с использованием керосина в качестве топлива.

В В О Д Н

1. Газотурбинный двигатель как тепловая машина характеризуется величинами работы цикла и эффективного к.п.д., которые зависят от следующих параметров рабочего процесса: T_3^* , π_{Σ} , T_H , ζ_c , ζ_p , $\zeta_{кс}$.
2. Повышение температуры T_3^* приводит к монотонному увеличению работы цикла, что объясняется увеличением количества

подведенного к рабочему телу тепла. Одновременно увеличивается эффективный к.п.д. вследствие уменьшения доли гидравлических потерь от тепла, внесенного в двигатель с топливом.

3. Работа цикла и эффективный к.п.д. имеют максимум по суммарной степени повышения давления, что объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом термического к.п.д. с увеличением π_{Σ} и одновременным уменьшением количества подведенного тепла.
4. Оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma opt}$, соответствующая максимуму работы цикла, и степень повышения давления π_{Σ}' , соответствующая максимуму эффективного к.п.д., зависят от степени повышения температуры в цикле $\frac{T_3^*}{T_H}$ и величины гидравлических потерь. С увеличением $\frac{T_3^*}{T_H}$ и снижением потерь величины $\pi_{\Sigma opt}$ и π_{Σ}' растут. Величина π_{Σ}' в 2-4 раза больше величины $\pi_{\Sigma opt}$.
5. Для значительного увеличения работы цикла и эффективного к.п.д. необходимо одновременно увеличивать температуру газа перед турбиной и суммарную степень повышения давления.
6. Три основных типа ГТД (ТРД, ТРДД и ТВД) при одинаковых параметрах рабочего процесса как тепловые машины не отличаются друг от друга.

К о н т р о л ь н ы е в о п р о с ы

1. Чем отличаются друг от друга диаграммы рабочего процесса ТРД, ТРДД и ТВД, а также величины Q_1 и Q_2 , L_p и L_c , характерные работы, статические и полные параметры в сечениях Н-Н, 1-1, 2-2, 3-3, 4-4, 5-5 при условии, что параметры процессов этих двигателей одинаковы?
2. Что представляет собой работа цикла ГТД? Чем отличается работа цикла ТРДД и ТВД от работы цикла ТРД?
3. От каких параметров зависит работа цикла ГТД? Отличаются ли ТРД, ТРДД и ТВД друг от друга по величине работы цикла?
4. Как и почему работа цикла ГТД зависит от температуры газа перед турбиной? Каков физический смысл минимальной температуры $T_{3 min}^*$?
5. Как и почему работа цикла ГТД зависит от суммарной степени повышения давления рабочего тела?
6. Что представляет собой оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma opt}$ и от каких факторов она зависит?

7. Что такое эффективный к.п.д. ГТД? Чем он отличается от термического к.п.д. и от каких параметров зависит?
8. Как и почему эффективный к.п.д. зависит от температуры газа перед турбиной?
9. Как и почему эффективный к.п.д. ГТД зависит от степени повышения давления рабочего тела?
10. Сформулируйте основные выводы по главе "Газотурбинный двигатель как тепловая машина".

З а д а ч и

1. Определить полную температуру T_2^* в конце процесса сжатия (за компрессором) для идеального и реального двигателя в стандартных атмосферных условиях на земле, если суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 25$, к.п.д. сжатия $\eta_c = 0,83$.
2. Определить температуру газа T_5 в конце процесса расширения (на выходе из двигателя) для идеального и реального ГТД, если полная температура газа на входе в турбину $T_3^* = 1500$ К, суммарная степень понижения давления $\pi_{\Sigma} = 24$, к.п.д. расширения $\eta_p = 0,92$.
3. Определить суммарную степень повышения давления π_{Σ} ГТД при работе двигателя в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км, если работа цикла $L_e = 700$ кДж/кг, работа расширения $L_p = 1100$ кДж/кг, к.п.д. процесса сжатия $\eta_c = 0,84$.
4. Определить полную температуру газа перед турбиной ГТД, если работа цикла $L_e = 500$ кДж/кг, работа сжатия $L_c = 400$ кДж/кг, суммарная степень понижения давления $\pi_{\Sigma} = 25$, к.п.д. процесса расширения $\eta_p = 0,94$.
5. Определить работу цикла L_e ГТД при работе двигателя в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км, если полная температура газа перед турбиной $T_3^* = 1500$ К, работа сжатия $L_c = 360$ кДж/кг, тепло $Q_2 = 500$ кДж/кг, отданное в атмосферу 1 кг рабочего тела.
6. Определить идеальную и реальную работу цикла ТРД, ТРДД и ТВД при работе двигателя в стандартных атмосферных условиях на земле, если полная температура газа перед турбиной $T_3^* = 1600$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 24$,

к.п.д. процессов сжатия и расширения соответственно равны $\eta_c = 0,85$, $\eta_d = 0,93$.

7. Определить эффективный к.п.д. ТРД, ТРДЦ и ТВД при их работе в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км, если полная температура газа перед турбиной $T_3^* = 1700\text{K}$, суммарная работа сжатия $L_c = 400 \text{ кДж/кг}$, тепло $Q_2 = 800 \text{ кДж/кг}$, отданное в атмосферу 1 кг рабочего тела, коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_{xc} = 0,98$.

Г л а в а II

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА С ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ КАК ДВИЖИТЕЛЬ

В первой главе газотурбинный двигатель рассматривался как тепловая машина. Было показано, что в этом качестве он преобразует часть подведенного тепла в механическую работу (работа цикла). Однако авиационная силовая установка является не только тепловой машиной, но и двигателем, в котором создается сила, необходимая для передвижения летательного аппарата. Следовательно, двигатель служит для преобразования работы цикла в полезную работу передвижения.

Различают струйные и винтовые двигатели. К первым относятся ТРД и ТРДД, ко вторым — винт ТВД.

ТВД является примером отдельного выполнения тепловой машины и двигателя (под ТВД будем понимать силовую установку, состоящую из турбовинтового двигателя и винта). Для случая ТРД тепловая машина является одновременно и двигателем. Внутренний (основной) контур на ТРДД выполняет также роль тепловой машины и двигателя, но, кроме того, двигателем служит специально для этой цели созданный наружный контур.

Несмотря на перечисленные различия, двигатели авиационных силовых установок имеют общие закономерности, которые и будут рассмотрены в этой главе.

§1. Тяга двигателя

Тягой называется реактивная сила, которая развивается двигателем в результате его взаимодействия с рабочим телом. Тяга возникает вследствие того, что двигатель отбрасывает рабочее тело в сторону, противоположную полету, действуя на него с определенной силой. С такой же силой, но противоположно направленной, рабочее тело воздействует на двигатель, образуя реактивную силу (тягу).

Тяга рассчитывается с помощью теоремы импульсов, согласно которой изменение полного импульса потока рабочего тела, проходящего через замкнутый контур, равно равнодействующей всех внешних сил, приложенных к объему рабочего тела, заключенного в этом контуре.

На рис.2.1 показан замкнутый контур, который образован двумя сечениями, расположенными перпендикулярно потоку (сечением Н-Н невозмущенного потока перед двигателем и сечением 5-5 на выходе из двигателя), и цилиндрической поверхностью, расположенной на достаточно большом расстоянии от двигателя.

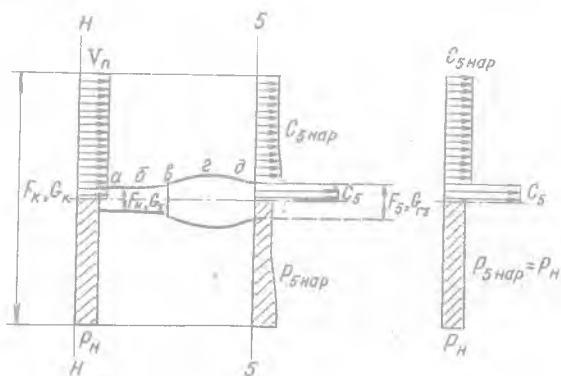


Рис.2.1
Распределение давления и скорости потока в характерных сечениях контура

Сечение Н-Н и цилиндрическая поверхность выбираются на таком расстоянии от двигателя, на котором параметры потока можно считать невозмущенными: давление равно атмосферному, а скорость потока равна скорости полета (двигатель предполагается неподвижным, а воздух - движущимся со скоростью полета).

Для выбранного контура теорема импульсов может быть записана следующим образом:

$$R_{эф} = \Phi_5 - \Phi_N, \quad (2.1)$$

где через Φ обозначен полный импульс потока в данном сечении:

$$\Phi = \int_G c dG + \int_F p dF, \quad (2.2)$$

а через $R_{эф}$ - реактивная сила, которую называют эффективной тягой (реактивная сила положительна, если она направлена против направления движения потока).

Эффективная тяга представляет собой равнодействующую всех сил, приложенных к внутренним и внешним поверхностям двигателя.

Если в уравнении (2.1) полный импульс в сечениях 5-5 и Н-Н

выразить отдельно для внутреннего потока, проходящего через движитель, и для наружного потока, обтекающего его, то

$$R_{эф} = (\Phi_5 - \Phi_H)_{вн} + (\Phi_5 - \Phi_H)_{нар} \quad (2.3)$$

Обозначив изменение полного импульса для внутреннего и наружного потоков через R' и X' , запишем

$$R_{эф} = R' + X' \quad (2.4)$$

Согласно теореме импульсов $R' = (\Phi_5 - \Phi_H)_{вн}$ - результирующая всех сил, действующих на контур $а\delta\beta\epsilon\delta$ со стороны внутреннего потока; $X' = (\Phi_5 - \Phi_H)_{нар}$ - результирующая всех сил, действующих на тот же контур со стороны наружного потока.

Силы действия потока на контур складываются из сил нормального давления рабочего тела на этот контур и тангенциальных сил трения. Проекция этих сил на ось движителя определяются по уравнению импульсов, так как изменение полного импульса рассматривается только в направлении оси движителя (радиальные составляющие этих сил уравновешиваются, так как поток осесимметричный).

Пользуясь формулой (2.2), выразим реактивные силы R' и X' через параметры потока:

$$R' = \int_0^{G_r} G_5 dG_r + \int_0^{F_5} p_5 dF - G_z V_n - F_H p_H;$$

$$X' = \int_0^{G_{нар}} G_{5нар} dG_{нар} + \int_{F_5}^{F_k} p_{5нар} dF_{нар} - G_{нар} V_n - (F_k - F_H) p_H.$$

Заменяя истинные значения скорости и давления в сечении 5-5 их осредненными значениями (см. рис.2.1) и предполагая, что среднее давление в сечении 5-5 для наружного потока равно атмосферному, получаем:

$$R' = G_{r\bar{z}} C_5 + F_5 p_5 - G_z V_n - F_H p_H; \quad (2.5)$$

$$X' = G_{нар} (C_{5нар} - V_n) + F_H p_H - F_5 p_H. \quad (2.6)$$

Сила R' положительна, а X' - отрицательна, т.е. направлена по движению потока. Причем величина $p_H (F_H - F_5)$ представляет собой проекцию на ось двигателя силы атмосферного давления, действующей на контур $а\delta\beta\epsilon\delta$ со стороны наружного потока.

Подставляя выражения (2.5) и (2.6) в формулу (2.4), получаем

$$R_{эф} = G_z (C_5)_{r-5} - V_n) + F_5 (p_5 - p_H) + G_{нар} (C_{5нар} - V_n),$$

где $\nu_{1-5} = \frac{G_{Tz}}{G_z}$ - коэффициент изменения массы рабочего тела в сечении 5-5 вследствие добавления топлива (по сравнению с его массой в сечении Н-Н).

В полученном уравнении обозначим:

$$R = G_z (C_5 \nu_{1-5} - V_n) + F_5 (P_5 - P_n); \quad (2.7)$$

$$X = G_{нар} (C_{5нар} - V_n).$$

Тогда

$$R_{эф} = R + X.$$

Реактивные силы R и X меньше рассмотренных ранее значений R' и X' на величину проекции силы атмосферного давления $P_n (F_5 - F_n)$.

Силу R называют внутренней тягой или просто тягой двигателя. Внутренняя тяга является результирующей сил нормального избыточного (по сравнению с атмосферным) давления и тангенциальных сил трения, действующих на контур $\alpha \delta \beta \gamma \delta$ со стороны рабочего тела, проходящего через двигатель.

Согласно выражению (2.7), внутренняя тяга зависит от параметров потока в сечениях 5-5 и Н-Н. Если давление в сечении 5-5 равно атмосферному - $P_5 = P_n$, то

$$R = G_z (C_5 \nu_{1-5} - V_n). \quad (2.8)$$

Отношение тяги к расходу воздуха через двигатель обозначим через $R_{уд. аж}$ и назовем удельной тягой двигателя. Тогда

$$R_{уд. аж} = \frac{R}{G_z} = C_5 \nu_{1-5} - V_n. \quad (2.9)$$

Коэффициент изменения массы рабочего тела ν_{1-5} для ГТД лежит в пределах 1,01 - 1,04, и при качественном анализе им можно пренебречь. В дальнейшем в формулах (2.8) и (2.9) коэффициент ν_{1-5} опускается.

Удельная тяга двигателя определяется приращением скорости рабочего тела в двигателе относительно скорости полета. Абсолютная тяга, согласно выражению (2.8), зависит также и от расхода рабочего тела через двигатель.

В полученной формуле эффективной тяги сила X (как и X') отрицательна и выражает внешнее сопротивление двигателя.

Внешнее сопротивление складывается из сил избыточного (по сравнению с атмосферным) давления на контур с внешней стороны и

сил трения, которые возникают вследствие обтекания мотогондолы двигателя внешним потоком.

Силы избыточного давления складываются из волнового сопротивления и сопротивления, вызванного взаимодействием внешнего потока и струи рабочего тела, проходящего через движитель.

Внешнее сопротивление подразделяется на сопротивления мотогондолы, выходного сопла и на лобовое сопротивление диффузора.

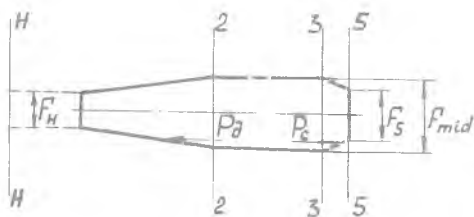
Сила внешнего сопротивления зависит от компоновки двигателя на летательном аппарате и от условий работы. В большинстве случаев эта величина учитывается при подсчете общего сопротивления самолета (в характеристиках двигателя она не учитывается).

Таким образом, эффективная тяга равна разности между внутренней тягой и силой внешнего сопротивления.

Следует помнить, что тяга является результирующей всех сил, приложенных ко всем поверхностям движителя. Составляющие тяги образуются во всех элементах, где есть изменение полного импульса, и приложены соответственно ко всем элементам движителя. Неверно представление, что тяга образуется в сопле и приложена к соплу.

На примере дозвукового идеального ПВРД (рис.2.2) легко показать, что к соплу приложена составляющая тяги, направленная в сторону, противоположную полету. Действительно, в этом случае статическое давление в сечениях Н-Н и 5-5 одинаково и равно атмосферному.

Рис.2.2. Схема ПВРД
(к определению места приложения тяги)



Примерно одинаково давление и в сечениях 2-2 и 3-3. Следовательно, среднее давление на единицу поверхности диффузора и сопла можно считать одинаковым и равным $\frac{P_H + P_2}{2}$. Тогда сила полного давления на диффузор

$$P_D = \frac{P_H + P_2}{2} (F_{mid} - F_H)$$

больше силы полного давления на сопло

$$D_c = \frac{P_H + P_2}{2} (F_{mид} - F_5),$$

так как $F_5 > F_H$.

Последнее очевидно из условия неразрывности для сечений Н-Н и 5-5:

$$\frac{m_{кр} P_H^* F_H \varphi(\lambda_H)}{\sqrt{T_H^*}} = \frac{m_{кр} P_5^* F_5 \varphi(\lambda_5)}{\sqrt{T_5^*}}$$

Отсюда следует, что

$$\frac{F_5}{F_H} = \sqrt{\frac{T_5^*}{T_H^*}} > 1,$$

так как для идеального ПВД $P_5^* = P_H^*$ и $\lambda_5 = \lambda_H$.

Составляющие тяги передаются от двигателя к летательному аппарату через подвески, а также через все узлы, которые крепятся непосредственно к нему.

§2. ТРД и ТВД как частные случаи ТРДД

В первой главе отмечалось, что полезно используемое тепло цикла ГТД затрачивается в общем случае на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, и на создание внешней (избыточной) работы на валу турбины [см. уравнение (I.6)].

Проследим за дальнейшим преобразованием внешней работы турбины ГТД, являющегося силовой установкой летательного аппарата (рис.2.3).

В двухконтурном ТРД внешняя работа турбины передается компрессору наружного контура. Запишем уравнение баланса мощностей турбины $N_{ГД}$ и компрессора $N_{кД}$ наружного контура:

$$N_{ГД} = N_{кД} + N_M.$$

Представляя величину мощности в виде произведения удельной работы на секундный расход рабочего тела и пренебрегая изменением массы рабочего тела по тракту двигателя, получаем

$$L_{ГД} G_2 = L_{кД} G_I + L_M G_I,$$

где $L_M = \frac{N_M}{G_I}$ — механические потери мощности в трансмиссии, приходящиеся на 1 кг воздуха, расходуемого через внутренний контур двигателя.

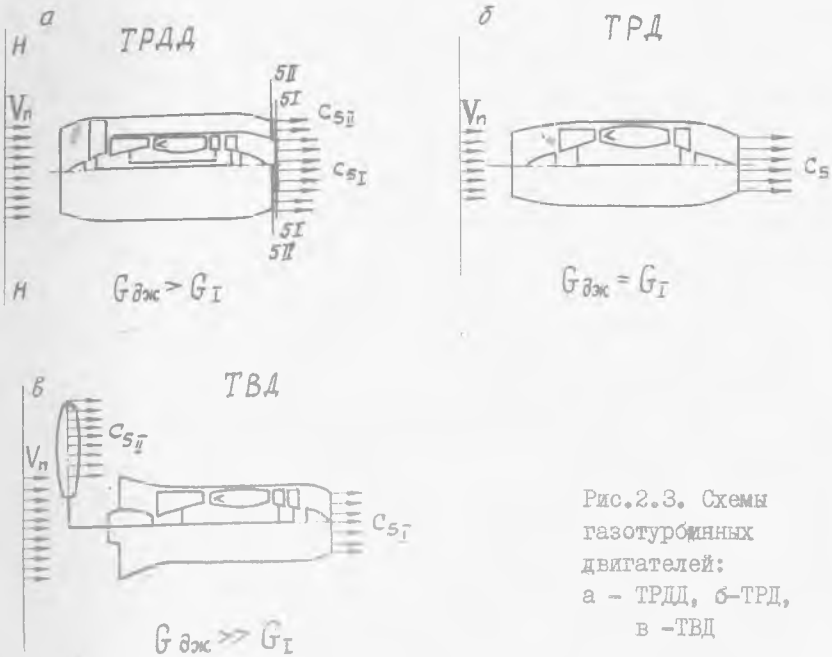


Рис.2.3. Схемы газотурбинных двигателей:
 а - ТРДД, б-ТРД,
 в -ТВД

Откуда

$$L_{\text{ТД}} = L_{\text{кв}} m + L_{\text{м}} , \quad (2.10)$$

где $m = \frac{G_{\text{II}}}{G_{\text{I}}}$ - степень двухконтурности, т.е. отношение расхода воздуха через наружный контур к расходу воздуха через внутренний контур.

Работу $L_{\text{кв}}$, подведенную к 1 кг воздуха, проходящего через наружный контур, определим из уравнения энергии, записанного для сечений Н-Н и 5П - 5П:

$$L_{\text{кв}} + \frac{V_n^2}{2} + L_{\text{вж}} = L_{\text{св}} = \frac{C_{5\text{II}}^2}{2} .$$

Откуда

$$L_{\text{кв}} = \frac{C_{5\text{II}}^2 - V_n^2}{2} + L_{\text{вж}} ,$$

$$(2.11)$$

где $L_{rII} = l_{5II} - l_H$ - потери энергии с рабочим телом, выходящим из наружного контура (рис.2.4)

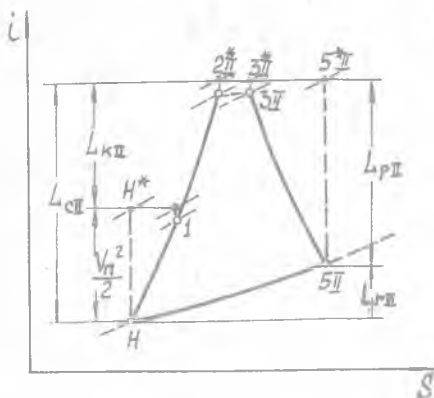


Рис.2.4. $i-s$ - диаграмма рабочего процесса наружного контура ТРДД

Эти потери возникают вследствие того, что часть механической энергии затрачивается на преодоление гидравлических сопротивлений в наружном контуре, преобразуясь в тепловую энергию и увеличивая температуру рабочего тела.

Подставляя выражение (2.11) в (2.10), а уравнение (2.10) в (1.6), получаем

$$L_e = \frac{C_{3T}^2 - V_n^2}{2} + \frac{C_{5II}^2 - V_n^2}{2} m + L_{rII} m + L_M \quad (2.12)$$

Уравнение (2.12) выведено для двухконтурного двигателя, однако оно справедливо и для ТВД. В этом случае под m понимается отношение расхода воздуха через винт (G_{II}) к расходу воздуха через двигатель, а под L_{rII} - потери в винте.

Полученное уравнение справедливо и для ТРД, так как при $m = 0$ и $L_M = 0$ его можно представить в виде равенства (1.6) при $L_{rII} = 0$.

Из уравнения (2.12) следует, что работа цикла любого из трех основных типов ГТД затрачивается на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя и через наружный контур (для ТРДД) или через винт (для ТВД), а также на механические потери и преодоление гидравлических сопротивлений.

Как было показано в предыдущем разделе, приращение скорости рабочего тела приводит к возникновению тяги. Следовательно, тяга создается и основным контуром двигателя, и наружным контуром ТРДД, и винтом ТВД. Все это - движители. Необходимо, однако, иметь в виду, что в ТРД и ТРДД скорость рабочего тела увеличивается в результате преобразования термодинамической работы расширения в кинетическую энергию. Такие движители называются струйными, они отличаются от винтовых, в которых механическая энергия вращения преобразуется в приращение кинетической энергии путем отбрасывания винтом массы рабочего тела.

ТРД и ТВД можно рассматривать как частные случаи ТРДД. ТРД одновременно является и тепловым двигателем и движителем: расход воздуха через движитель равен расходу его через двигатель, степень двухконтурности равна нулю. ТРДД имеет внутренний контур, который (как и на ТРД) является одновременно тепловым двигателем и движителем, а также наружный контур, который является только движителем. Степень двухконтурности современных ТРДД лежит в пределах 0,2 - 8 и имеет тенденцию к повышению.

ТВД отличается от ТРДД тем, что часть работы цикла ТВД передается не на наружный контур, а на винт. Для самолетных винтов отношение расхода воздуха через винт к расходу воздуха через основной контур двигателя лежит в пределах 50 - 100, для вертолетных (несущих) винтов - в пределах 500 - 1000.

Итак, три типа ГТД отличаются друг от друга, прежде всего, по степени двухконтурности, и, как будет показано далее, их основные особенности являются следствием этого различия.

§3. КПД авиационного движителя

Как отмечалось, движитель преобразует эффективную работу цикла в полезную работу, необходимую для передвижения летательного аппарата. Для него величина $L_e C_I$ выражает располагаемую, а RV_n - полезную работу, произведенную в единицу времени. Отношение величин этих работ назовем к.п.д. движителя

$$\eta_{\text{взм}} = \frac{RV_n}{L_e C_I} \quad (2.13)$$

К.п.д. движителя показывает, какая доля работы цикла преобразуется в полезную работу передвижения летательного аппарата и характеризует совершенство силовой установки как движителя.

Выразим работу цикла через приращение кинетической энергии рабочего тела и подставим полученную величину в формулу (2.13). Для этого уравнение (2.12) представим в следующем виде:

$$L_e \eta_{rII} = \frac{C_{5I}^2 - V_n^2}{2} + \frac{C_{5II}^2 - V_n^2}{2} m, \quad (2.14)$$

где $\eta_{rII} = 1 - \frac{L_{rII} m}{L_e} - \frac{L_m}{L_e}$ - коэффициент гидравлических потерь наружного контура ТРДД (винта ТВД).

С его помощью оцениваются гидравлические и механические потери в долях работы цикла. Величина η_{rII} показывает, какая часть работы цикла преобразуется в приращение кинетической энергии рабочего тела. Для ТРД $\eta_{rII} = 1$, для ТРДД и ТВД $\eta_{rII} < 1$. Так как механические потери составляют обычно небольшую величину и ими можно пренебречь, то в дальнейших преобразованиях примем

$$\eta_{rII} = 1 - \frac{L_{rII} m}{L_e}. \quad (2.15)$$

Подставив значение работы цикла из выражения (2.14) в (2.13), получим

$$\eta_{джс} = \eta_{rII} \eta_n. \quad (2.16)$$

В формуле (2.16) через η_n обозначен полетный к.п.д. двигателя - отношение полезной работы передвижения летательного аппарата к приращению кинетической энергии рабочего тела, проходящего через двигатель,

$$\eta_n = \frac{RV_n}{\frac{C_{5I}^2 - V_n^2}{2} G_I + \frac{C_{5II}^2 - V_n^2}{2} G_{II}}. \quad (2.17)$$

Таким образом к.п.д. двигателя равен произведению коэффициента гидравлических потерь на полетный к.п.д.

Проанализируем зависимость коэффициентов η_{rII} и η_n от различных факторов для ТРДД как общего случая ТРД и ТВД.

Коэффициент гидравлических потерь

Потери в наружном контуре L_{rII} представим как разность работ, затраченных на сжатие и расширение воздуха в наружном контуре (рис.2.4),

$$L_{rII} = L_{сII} - L_{рII}.$$

Введем к.п.д. наружного контура [8]

$$\eta_{II} = \frac{L_{рII}}{L_{сII}}, \quad (2.18)$$

в результате получим

$$L_{rII} = L_{cII} (1 - \varrho_{II}) . \quad (2.19)$$

Подставив величину L_{cII} , равную сумме работы компрессора и кинетической энергии скорости полета, в формулу (2.19), а полученное выражение - в соотношение (2.15), будем иметь

$$\varrho_{rII} = 1 - \frac{L_{rII}}{L_e} (1 - \varrho_{II}) - \frac{V_0^2/2}{L_e} (1 - \varrho_{II}) m .$$

В данной формуле произведем замену $L_{rII} = L_{\kappa II} m$, если не учитывать механические потери, равно значению внешней работы турбины L_{rII} [см. уравнение (2.10)]. Отношение работы турбины L_{rII} к работе цикла L_e , представляющее собой долю работы цикла, передаваемую в наружный контур, обозначим через x :

$$x = \frac{L_{rII}}{L_e} . \quad (2.20)$$

Тогда

$$\varrho_{rII} = 1 - x (1 - \varrho_{II}) - \frac{V_0^2/2}{L_e} (1 - \varrho_{II}) m . \quad (2.21)$$

В формулу (2.21) входит к.п.д. наружного контура, который зависит от различных факторов. Чтобы проанализировать эту зависимость выразим работу сжатия и расширения через параметры наружного контура:

$$L_{cII} = C_p (T_{2II}^* - T_{\kappa}) ; \quad L_{pII} = L_{pII \alpha \delta} \varphi_{eII}^2 ,$$

где $L_{pII \alpha \delta} = C_p (T_{2II}^* - T_{5II \alpha \delta})$ - адиабатная работа расширения;
 φ_{eII} - коэффициент потерь скорости в реактивном сопле наружного контура.

Если T_{2II}^* вынести за скобки и выразить отношение температур через отношение давлений, то работу сжатия и расширения можно представить в следующем виде:

$$L_{cII} = C_p T_{2II}^* \left[1 - \frac{\tau(\lambda_{II})}{1 + \frac{\lambda_{II}^2}{2\kappa} - 1} \right] ;$$

$$L_{pII \alpha \delta} = C_p T_{2II}^* \left\{ 1 - \left[\frac{\Pi(\lambda_{II})}{\pi_{\kappa II} \sigma_{\beta x} \sigma_{\kappa an}} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} ,$$

где $\sigma_{кан}$ - коэффициент восстановления полного давления в наружном канале.

Подставляя выражения для $L_{сII}$ и $L_{рII}$ в формулу (2.18), получаем

$$\eta_{II} = \frac{1 - \left[\frac{\pi(\lambda_{II})}{\pi_{кII} \sigma_{вх} \sigma_{кан}} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \psi_{сII}^2}{1 - \frac{\pi(\lambda_{II})}{1 + \frac{\pi_{кII}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{кII}}}} \quad (2.22)$$

Из выражения (2.22) следует, что к.п.д. наружного контура зависит от числа M_{II} , степени повышения давления $\pi_{кII}$ и от аэродинамического совершенства элементов наружного контура, которое характеризуется величиной к.п.д. компрессора $\eta_{кII}$ и коэффициентами потерь $\psi_{сII}$, $\sigma_{кан}$, $\sigma_{вх}$.

Расчетный анализ показывает (рис.2.5), что к.п.д. наружного контура при $\pi_{кII} > 1$ незначительно зависит от числа M_{II} , а при $M_{II} > 0$ практически не зависит от $\pi_{кII}$. В этих случаях он определяется в основном совершенством элементов наружного контура и при анализе уравнения (2.21) может быть принят постоянным. Если при $M_{II} = 0$ величина $\pi_{кII}$ приближается к единице, то к.п.д. наружного контура стремится к нулю.

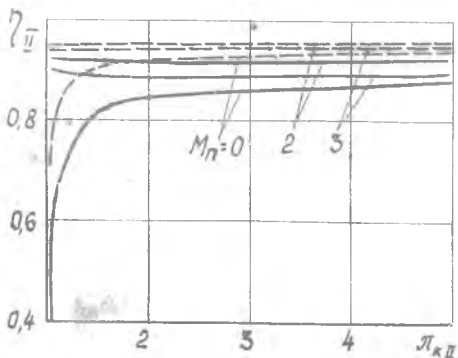


Рис.2.5. Зависимость величины η_{II} от степени повышения давления $\pi_{кII}$ и числа M_{II} :

— при $\eta_{кII} = 0,88$,

$\psi_{сII} = 0,98$,

$\sigma_{кан} = 0,98$;

- - - при $\eta_{кII} = 0,94$,

$\psi_{сII} = 0,99$,

$\sigma_{кан} = 1$

($\sigma_{вх} = 0,98$ для $M_{II} = 0$,
 $\sigma_{вх} = 0,92$ для $M_{II} = 2$, $\sigma_{вх} = 0,76$
 для $M_{II} = 3$)

Как следует из выражения (2.21), коэффициент гидравлических потерь ζ_{rII} зависит: от степени двухконтурности m и доли работы цикла x , передаваемой в наружный контур; от скорости полета и работы цикла, а также от аэродинамического совершенства наружного контура (ζ_{II}). С увеличением m , x , V_n и при снижении L_e коэффициент ζ_{rII} уменьшается.

Обычно гидравлические потери в наружном контуре составляют небольшую величину от работы цикла ($\zeta_{rII} \approx 0,9$). Однако в ряде случаев, например, при значительном увеличении степени двухконтурности, скорости полета, или уменьшении работы L_e коэффициент гидравлических потерь ζ_{rII} значительно снижается и может быть равен нулю.

Полетный к.п.д.

Полетный к.п.д. показывает [см. формулу (2.17)], какую часть от приращения кинетической энергии рабочего тела, проходящего через двигатель, составляет полезная работа, затраченная на передвижение летательного аппарата.

Получим формулу полетного к.п.д. для частного (как более простого) случая: $C_{5II} = C_{5I} = C_5$ и проанализируем её. Знаменатель формулы (2.17), представляющий собой произведение работы цикла на коэффициент потерь ζ_{rII} и на расход воздуха через основной контур, будет иметь вид

$$L_e \zeta_{rII} G_I = \frac{C_5^2 - V_n^2}{2} G_I \quad (2.23)$$

Подставляя уравнение (2.23) и формулу (2.8) для тяги в выражение (2.17), после преобразования имеем

$$\eta_n = \frac{2}{\frac{C_5}{V_n} + 1} \quad (2.24)$$

По формуле (2.9), выражая C_5 через удельную тягу и подставляя это выражение в уравнение (2.24), получаем

$$\eta_n = \frac{2}{\frac{R_{уд} \rho_{ж}}{V_n} + 2} \quad (2.25)$$

Из формул (2.24) и (2.25) следует, что полетный к.п.д. определяется скоростью рабочего тела за двигателем и скоростью полета. При заданном значении V_n величина η_n однозначно определяется удельной тягой двигателя.

Если $V_n = 0$, то $\eta_n = 0$, так как работа передвижения не совершается. Если $R_{уд.дж} = 0$, то $\eta_n = 1$. С увеличением удельной тяги двигателя при постоянной скорости V_n полетный к.п.д. уменьшается. И наоборот, с увеличением скорости полета при $R_{уд.дж} = const$ или при $C_5 = const$ полетный к.п.д. увеличивается.

С помощью полетного к.п.д. учитываются специфические потери, характерные для двигателя, взаимодействующего с воздушной средой. Для пояснения физического смысла потерь определим их как разность между приращением кинетической энергии $\frac{C_5^2 - V_n^2}{2} G_z$ рабочего тела, проходящего через двигатель, и полезной работой RV_n передвижения летательного аппарата, т.е.:

$$E_{C_5} = \frac{C_5^2 - V_n^2}{2} G_z - RV_n.$$

Подставляя величину R из формулы (2.8), получаем

$$E_{C_5} = \frac{(C_5 - V_n)^2}{2} G_z.$$

Запишем эти потери для 1 кг воздуха, проходящего через двигатель:

$$L_{C_5} = \frac{(C_5 - V_n)^2}{2}.$$

В полученной формуле разность $C_5 - V_n$ есть скорость движения струи рабочего тела относительно неподвижной внешней среды (рис.2.6).

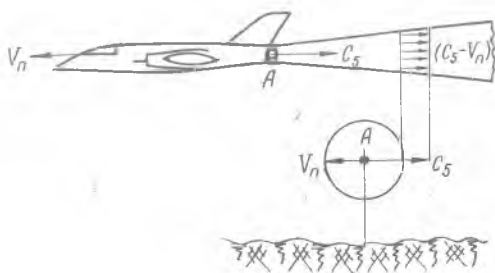


Рис.2.6. К объяснению физического смысла внешних потерь в авиационном двигателе

Поэтому потери L_{C_5} , которые учитываются полетным к.п.д., представляют собой кинетическую энергию струи рабочего тела, движущегося относительно неподвижной внешней среды, и называются внешними потерями.

Итак, авиационный двигатель, взаимодействуя с рабочим телом,

отбрасывает его в сторону, противоположную движению. При этом возникают специфические потери - потери кинетической энергии, затраченной на приведение в движение рабочего тела относительно неподвижной внешней среды. Такие потери отсутствуют в двигателях наземного транспорта, которые при движении взаимодействуют с землей, масса которой несоизмерима с массой транспорта.

Следует помнить, что для оценки потерь кинетической энергии ТРДД формулами (2.24) и (2.25) можно пользоваться только при близких значениях скорости истечения из контуров. При существенном различии этих значений полетный к.п.д. необходимо определять по тем же формулам, но отдельно для наружного и внутреннего контуров. Результаты проведенного анализа справедливы как для струйного, так и для винтового двигателя. Следует отметить, однако, что эффективность винтового двигателя оценивается обычно по величине к.п.д. винта, который показывает, какая доля мощности, подведенной к валу винта, преобразуется в тяговую:

$$\eta_B = \frac{N_R}{N_B}, \quad (2.26)$$

где $N_R = R_B V_n$

- тяговая мощность винта;

$N_B = L_{ТД} \eta_M G_T$

- мощность на валу винта;

η_M

- механический к.п.д., учитывающий потери мощности в редукторе и трансмиссии.

Величиной η_B учитываются потери на трение винта о воздух, на закрутку потока за винтом и специфические для авиационного двигателя потери кинетической энергии $L_{сж}$. К.п.д. винта не учитываются потери мощности в редукторе и трансмиссии от турбины до вала винта и только этим к.п.д. винта отличается от к.п.д. винтового двигателя $\eta_{вм} = \eta_B \eta_M$.

§ 4. Сравнение различных типов ГТД как двигателей

Удельная тяга ГТД

Как отмечалось в предыдущем разделе, совершенство двигателя характеризуется величиной его к.п.д. $\eta_{вм}$. При постоянных значениях работы цикла и скорости полета к.п.д. двигателя однозначно определяется отношением тяги к расходу воздуха через основной контур двигателя [см. формулу (2.13)] .

Это отношение назовем удельной тягой двигателя

$$R_{y\partial.дв} = \frac{R}{G_I} \quad (2.27)$$

В §1 было введено понятие удельной тяги движителя. Из сравнения формул (2.9) и (2.27) следует, что удельные тяги двигателя и движителя связаны соотношением

$$R_{y\partial.дв} = R_{y\partial.двж} (m+1) \quad (2.28)$$

где $m+1 = \frac{G_{\Sigma}}{G_I}$ - отношение суммарного расхода воздуха через движитель к расходу воздуха через основной контур двигателя.

Подчеркнем, что для двухконтурного ТРД характерны две величины расхода воздуха:

- $G_{\Sigma} = G_I + G_{II}$ - расход воздуха, проходящего через движитель и, следовательно, участвующего в создании тяги;
- G_I - расход воздуха, проходящего через тепловую машину и участвующего в преобразовании тепловой энергии топлива в работу цикла.

Соответственно, целесообразно рассматривать и две характерные удельные тяги. Удельная тяга движителя $R_{y\partial.двж}$ при заданной тяге однозначно определяет суммарный расход воздуха G_{Σ} , и следовательно, габариты движителя. Удельная тяга двигателя $R_{y\partial.дв}$ при заданной скорости полета определяется, как уже отмечалось, величинами L_e и $\eta_{двж}$:

$$R_{y\partial.дв} = \eta_{двж} \frac{L_e}{V_n} \quad (2.29)$$

а следовательно, она характеризует термодинамическое совершенство двигателя и совершенство движителя. Удельная тяга $R_{y\partial.дв}$ является важнейшей величиной, характеризующей двигатель. При заданном расходе воздуха через основной контур по ней однозначно определяется тяга двигателя.

Удельная тяга двигателя зависит от ряда факторов. В общем случае эта зависимость достаточно сложна и будет рассмотрена далее. Рассмотрим зависимость для частного случая, когда $C_{SII} = C_{SI}$.

Уравнение (2.14) для этого случая можно записать в следующем виде:

$$L_e \eta_{двж} = \frac{C_S^2 - V_n^2}{2} (m+1) \quad (2.30)$$

Из него получим

$$C_S = \sqrt{\frac{2L_e \eta_{двж}}{m+1} + V_n^2} \quad (2.31)$$

Подставив значение C_5 из выражения (2.31) в формулу (2.9), найдем

$$R_{y\partial} \partial \alpha c = \sqrt{\frac{2L_e \eta_{rII}}{m+1} + V_n^2} - V_n \quad (2.32)$$

Подставляя значение удельной тяги двигателя из формулы (2.32) в (2.28), имеем

$$R_{y\partial} \partial \alpha c = \left(\sqrt{\frac{2L_e \eta_{rII}}{m+1} + V_n^2} - V_n \right) (m+1). \quad (2.33)$$

Из выражения (2.33) получим формулу удельной тяги ТРД ($m = 0$, $\eta_{rII} = 1$)

$$R_{y\partial} = \sqrt{2L_e + V_n^2} - V_n.$$

Удельная тяга ТРД при заданной скорости полета однозначно определяется работой цикла. Удельная тяга ТРДД и ТВД при заданной скорости V_n и принятом условии $C_{5II} = C_{5I}$ зависит, кроме того, от степени двухконтурности и коэффициента гидравлических потерь η_{rII} .

Принцип присоединения массы

Сравним между собой ТРД, ТРДД и ТВД как двигатели. Предположим, что параметры рабочего процесса, а следовательно, и работа цикла для всех трех типов двигателей одинаковы. Рассматриваемые двигатели как тепловые машины не отличаются друг от друга, но они отличаются по степени двухконтурности. Поэтому сравнение трех типов ГТД как двигателей сводится к выяснению влияния степени двухконтурности на к.п.д. двигателя, удельную тягу двигателя и двигателя.

Из выражений (2.31) и (2.32) следует, что с увеличением степени двухконтурности скорость C_5 и удельная тяга двигателя уменьшаются, что объясняется распределением энергии по большей массе рабочего тела. Это приводит к уменьшению потерь с выходной скоростью и к увеличению полетного к.п.д. [см. формулу (2.25)].

Рост полетного к.п.д. является фактором, влияющим на к.п.д. двигателя, увеличивая его. Однако величина $\eta_{\partial \alpha c}$ как уже отмечалось, зависит и от коэффициента гидравлических потерь в наружном контуре ТРДД (винте ТВД).

Пусть движитель идеальный, тогда $\eta_{гд} = 1$, $\eta_{дмс} = \eta_n$, а удельная тяга $R_{уд.дв}$ будет изменяться пропорционально изменению полетного к.п.д. При этом увеличение степени двухконтурности приведет к непрерывному росту к.п.д. движителя и удельной тяги двигателя.

Удельная тяга будет стремиться к максимальному значению

$$R_{уд.дв \max} = \frac{L_e}{V_n}$$

в предельном случае, когда степень двухконтурности стремится к бесконечности, а к.п.д. движителя - к единице.

В частном случае, для идеального движителя при $V_n = 0$, бесконечно большой степени двухконтурности соответствует бесконечно большая удельная тяга.

Для реального движителя с увеличением степени двухконтурности коэффициент гидравлических потерь $\eta_{гд}$ уменьшается [см. формулу (2.15)], следовательно, в этом случае внутренние (гидравлические) потери растут, а внешние (кинетической энергии) уменьшаются. Причем вначале преобладающее влияние на величину $\eta_{дмс}$ оказывает полетный к.п.д., а затем - коэффициент гидравлических потерь. Противоположное влияние двух факторов приводит к тому, что к.п.д. движителя и удельная тяга $R_{уд.дв}$ по степени двухконтурности имеют максимум (рис.2.7).

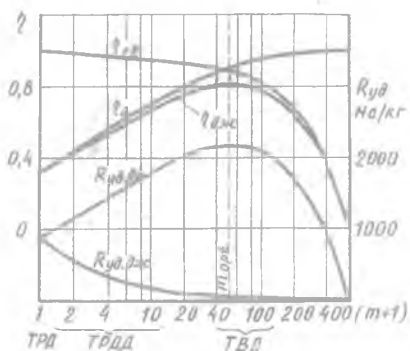


Рис.2.7. Зависимость удельной тяги и параметров, определяющих ее, от степени двухконтурности ($L_e = 560$ кДж/кг, $V_n = 200$ м/с, $\eta_{II} = 0,96$)

Рассмотрим, от каких факторов зависит оптимальная степень двухконтурности и максимальное значение удельной тяги двигателя. Чтобы определить оптимальное значение степени двухконтурности, выразим удельную тягу двигателя через степень двухконтурности и полученную функцию исследуем на максимум.

Подставив выражение (2.15) для коэффициента гидравлических потерь в формулу (2.33), представим удельную тягу двигателя в следующем виде:

$$R_{уд.дв} = V_n \left\{ \sqrt{\left[\frac{L_e}{V_n^2/2} + \left(1 - \frac{L_{rII}}{V_n^2/2}\right) m+1 \right] (m+1)} - (m+1) \right\}. \quad (2.34)$$

Продифференцируем полученную функцию по степени двухконтурности:

$$\frac{\partial R_{уд.дв}}{\partial m} = \frac{V_n}{2} \left\{ \frac{\left[\frac{L_e}{V_n^2/2} + \left(1 - \frac{L_{rII}}{V_n^2/2}\right) m+1 \right] + \left(1 - \frac{L_{rII}}{V_n^2/2}\right) (m+1)}{2 \sqrt{\left[\frac{L_e}{V_n^2/2} + \left(1 - \frac{L_{rII}}{V_n^2/2}\right) m+1 \right] (m+1)}} - 1 \right\}.$$

Приравнивая производную к нулю, после преобразования получаем

$$m_{opt} = \frac{L_e}{2} \left(\frac{1 - \frac{L_{rII} + V_n \sqrt{2L_{rII}}}{L_e}}{L_{rII} + V_n \sqrt{\frac{L_{rII}}{2}}} \right). \quad (2.35)$$

Оптимальная степень двухконтурности зависит от работы цикла, потерь в наружном контуре и от скорости полета. Чем больше работа цикла и меньше потери в наружном контуре, тем большую степень двухконтурности необходимо иметь для получения максимальной тяги. С уменьшением скорости полета оптимальная степень двухконтурности увеличивается.

Формулу максимальной тяги можно получить, если выражение для m_{opt} подставить в уравнение (2.34). Максимальная тяга зависит от тех же факторов, от которых зависит оптимальная степень двухконтурности. При этом характер зависимости не изменяется.

Формула максимальной тяги здесь не приведена ввиду ее сложности. Рассмотрим эту формулу для частного случая, когда $V_n = 0$.

Для этого случая из соотношения (2.35) определим оптимальную степень двухконтурности:

$$m_{opt} = \frac{1}{2} \frac{L_e - L_{rII}}{L_{rII}},$$

а из формулы (2.33) - удельную тягу ГТД:

$$R_{уд.дв} = \sqrt{2L_e L_{rII}} (m+1)$$

Подставляя в формулу удельной тяги двигателя m_{opt} и коэффициент гидравлических потерь (2.15), получаем

$$R_{уд. \partial \partial \max} = \frac{L_e + L_{rII}}{\sqrt{2L_{rII}}}$$

При нулевой скорости полета оптимальная степень двухконтурности и максимальная удельная тяга ГТД зависят только от соотношения между работой цикла и потерями в наружном контуре. Так, если $L_e = 440$ кДж/кг и $L_{rII} = 2$ кДж/кг, то оптимальная степень двухконтурности равна ~ 120 , а максимальная удельная тяга составляет ~ 6500 Нс/кг. При уменьшении потерь до $0,4$ кДж/кг оптимальная степень двухконтурности увеличивается до ~ 600 , а удельная тяга двигателя до ~ 18000 Нс/кг (рис.2.8).

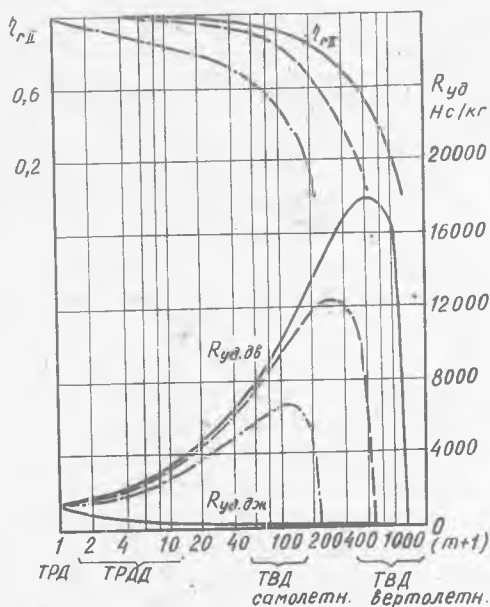


Рис.2.8. Зависимость удельной тяги и коэффициента ζ_{rII} от степени двухконтурности ($L_e = 440$ кДж/кг, $V_n = 0$) для различных потерь:

- $L_{rII} = 0,4$ кДж/кг;
- - - $L_{rII} = 0,8$ кДж/кг;
- · - $L_{rII} = 2$ кДж/кг

Как отмечалось, оптимальная степень двухконтурности и максимальная удельная тяга ГТД зависят от скорости полета. Влияние скорости полета на m_{opt} и $R_{уд. \partial \partial \max}$ более подробно будет рассмотрено в третьей главе.

Анализ влияния степени двухконтурности на удельные параметры ГТД представляет собой сравнение различных типов двигателей. С

переходом от ТРД к ТРДД и далее к ТВД удельная тяга $R_{y\partial.об}$ увеличивается (см.рис.2.7). Это является следствием увеличения степени двухконтурности, т.е. присоединения к рабочему телу, проходящему через движитель, дополнительной массы рабочего тела, что приводит к распределению энергии по большей массе и к снижению потерь кинетической энергии. Поэтому принцип увеличения удельной тяги и улучшения удельных параметров ГТД за счет увеличения степени двухконтурности и называют принципом присоединения массы [8].

Сравним различные типы ГТД при дополнительном условии - одинаковом расходе воздуха через основной контур. В этом случае затрачивается одинаковое количество энергии, а увеличение удельной тяги $R_{y\partial.об}$ при переходе от ТРД к ТРДД и ТВД означает такое же увеличение тяги.

Если различные типы ГТД сравнить при условии постоянной тяги, то получим, что переход от ТРД к ТРДД и далее - к ТВД - сопровождается уменьшением расхода воздуха через основной контур двигателя, вследствие увеличения удельной тяги $R_{y\partial.об}$, и одновременным увеличением суммарного расхода воздуха через движитель, что объясняется уменьшением удельной тяги движителя $R_{y\partial.дв.ж}$. Уменьшение G_{Σ} означает уменьшение габаритов основного контура, а G_{II} - увеличение габаритов движителя.

§5. Наивыгоднейшее распределение энергии между контурами ТРДД

В предыдущем разделе зависимость удельной тяги ТРДД от степени двухконтурности рассматривалась для частного случая распределения энергии между контурами, когда $C_{5II} = C_{5I}$. Выразим удельную тягу ТРДД через работу цикла для общего случая, когда $C_{5II} \neq C_{5I}$ [8], и проанализируем зависимость величины $R_{y\partial}$ от коэффициента x , характеризующего распределение энергии между контурами.

Для этого полную тягу ТРДД выразим через удельную тягу наружного и внутреннего контуров:

$$R = R_{y\partial I} C_I + R_{y\partial II} C_{II},$$

откуда

$$R_{y\partial.об} = R_{y\partial I} + R_{y\partial II} m. \quad (2.36)$$

Далее $R_{y\delta}$ выразим через скорости истечения из наружного и внутреннего контуров. Тогда

$$R_{y\delta} \delta\delta = C_{5I} - V_n + m (C_{5II} - V_n). \quad (2.37)$$

Используя уравнение (I.6), выразим скорость истечения из внутреннего контура через работу цикла и коэффициент x . Внешнюю работу турбины L_{TII} выразим в этом уравнении через коэффициент x , определенный по формуле (2.20). Решая уравнение (I.6) относительно C_{5I} , получаем

$$C_{5I} = \sqrt{2(1-x)L_e + V_n^2}. \quad (2.38)$$

Скорость истечения из наружного контура определим из формулы (2.13). Подставив в эту формулу L_e , запишем ее в следующем виде:

$$\zeta_{II} = \frac{\frac{C_{5II}^2}{2}}{L_{\kappa II} + \frac{V_n^2}{2}},$$

откуда

$$C_{5II} = \sqrt{(2L_{\kappa II} + V_n^2)\zeta_{II}}.$$

Выражая работу компрессора $L_{\kappa II}$ через работу турбины L_{TII} по уравнению баланса мощности (2.10), а работу турбины - через L_e и x по формуле (2.20), получаем

$$C_{5II} = \sqrt{\left(2\frac{x}{m}L_e + V_n^2\right)\zeta_{II}}. \quad (2.39)$$

Если подставить выражения (2.38) и (2.39) в формулу (2.37), то получим

$$R_{y\delta} \delta\delta = \sqrt{2(1-x)L_e + V_n^2} - V_n + m \left[\sqrt{\left(2\frac{x}{m}L_e + V_n^2\right)\zeta_{II}} - V_n \right]. \quad (2.40)$$

Удельная тяга ТРДД зависит не только от работы цикла и скорости полета (как на обычном ТРД), но и от степени двухконтурности, распределения энергии между контурами, а также от потерь в наружном контуре.

В I главе отмечалось, что работа цикла зависит от температуры газа перед турбиной, суммарной степени повышения давления, температуры наружного воздуха и к.п.д. процессов сжатия и расширения. Следовательно, удельная тяга ТРДД зависит от параметров цикла

γ_3^* и π_Σ , параметров двигателя, которыми будем называть величины m и x , от внешних условий V_n и T_n и от потерь в узлах ζ_c , ζ_p и ζ_{II} .

От перечисленных факторов зависит и удельная тяга двигателя, так как она однозначно определяется удельной тягой двигателя и степенью двухконтурности [см. формулу (2.28)]. От них же зависит полетный к.п.д. [см. выражение (2.25)], а следовательно, и к.п.д. двигателя.

Проанализируем влияние распределения энергии между контурами на параметры ТРДД для случая $m = 1$ при условии, что все остальные параметры, от которых зависит удельная тяга, неизменны.

Пусть $x = 0$. В этом случае в наружный контур энергия не передается, а скорость потока на выходе из наружного контура из-за влияния потерь меньше скорости полета, и, следовательно, в наружном контуре создается отрицательная составляющая тяги. Поэтому при $x = 0$ удельная тяга ТРДД меньше удельной тяги ТРД.

Увеличение x ведет к увеличению внешней работы турбины L_{TII} , передаваемой в наружный контур, работы компрессора наружного контура $L_{кII}$, скорости истечения из наружного контура и одновременно к уменьшению скорости истечения из внутреннего контура.

Тяга наружного контура растет, а внутреннего - снижается. Одновременно полетный к.п.д. наружного контура уменьшается, а внутреннего - увеличивается (рис.2.9). При $x = 1$ тяга внутреннего контура равна нулю, так как вся энергия передается в наружный контур. При этом тяга наружного контура ТРДД близка к тяге ТРД и отличается только потерями в наружном контуре.

Тяга ТРДД с идеальным наружным контуром ($\zeta_{II} = 1$) при $m = 1$ равна тяге ТРД в двух крайних случаях распределения энергии - при $x = 0$ и $x = 1$. Из этого следует, что при

$$0 < x < 1$$

имеется максимум тяги ТРДД, так как тяга ТРДД больше тяги ТРД (см. предыдущий раздел).

Максимум тяги ТРДД является следствием максимума к.п.д. двигателя [см. формулу (2.29)], так как при изменении коэффициента x величины L_e и V_n не изменяются; максимум к.п.д. $\zeta_{дж}$ объясняется противоположным изменением потерь кинетической энергии с выходной скоростью на выходе из наружного и внутреннего контуров.

С увеличением коэффициента x преобладающее влияние на к.п.д. $\eta_{\text{жс}}$ оказывает вначале увеличение полетного к.п.д. $\eta_{\text{нI}}$, а затем уменьшение $\eta_{\text{нII}}$. При оптимальном x суммарные потери кинетической энергии минимальны.

Найдем оптимальное значение x , при котором тяга ТРДД с заданной степенью двухконтурности принимает максимальное значение. Для этого выражение (2.40) представим в следующем виде:

$$R_{y\delta} \cdot \delta \delta = V_n \left\{ \sqrt{B(1-x)+1} - 1 + m \left[\sqrt{\left(B \frac{x}{m} + 1\right) \eta_{\text{нII}}} - 1 \right] \right\},$$

где

$$B = \frac{L_e}{V_n^2/2}$$

Полученное выражение продифференцируем по x :

$$\frac{\partial R_{y\delta} \cdot \delta \delta}{\partial x} = V_n \left[\frac{B}{2\sqrt{B(1-x)+1}} + m \frac{\frac{B}{m} \eta_{\text{нII}}}{2\sqrt{\left(B \frac{x}{m} + 1\right) \eta_{\text{нII}}}} \right].$$

Приравнивая производную к нулю и решая полученное выражение относительно x_{opt} , находим:

$$x_{\text{opt}} = \frac{\eta_{\text{нII}} - \frac{V_n^2/2}{L_e} (1 - \eta_{\text{нII}})}{\frac{1}{m} + \eta_{\text{нII}}} \quad (2.41)$$

Из полученной формулы следует, что оптимальное распределение энергии, при котором достигается максимальная тяга ТРДД с заданной степенью двухконтурности, зависит от величины m , потерь в наружном контуре и соотношения между скоростью полета и работой цикла.

Оптимальному распределению энергии соответствуют максимальная удельная тяга и оптимальные скорости истечения $C_{5I \text{opt}}$ и $C_{5II \text{opt}}$, которые могут быть получены, если формулу (2.41) подставить соответственно в выражения (2.40), (2.38) и (2.39). Тогда

$$R_{y\delta} \cdot \delta \delta \max = V_n \left[\sqrt{(B+m+1)(m\eta_{\text{нII}}+1)} - (m+1) \right];$$

$$C_{5I \text{opt}} = V_n \sqrt{\frac{B+m+1}{1+\eta_{\text{нII}} m}};$$

$$C_{5II \text{opt}} = V_n \eta_{\text{нII}} \sqrt{\frac{B+m+1}{1+\eta_{\text{нII}} m}} \quad (2.42)$$

Из приведенных формул видно, что оптимальное соотношение скоростей истечения из реактивных сопел наружного и внутреннего контуров ТРДД зависит только от к.п.д. наружного контура

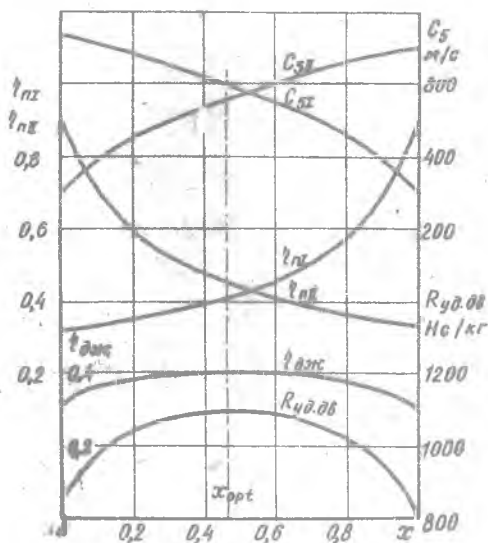
$$\left(\frac{C_{5II}}{C_{5I}}\right)_{opt} = \eta_{II} \quad (2.43)$$

Если двигатель идеальный ($\eta_{II} = 1$), то, как следует из зависимости (2.41),

$$x_{opt} = \frac{G_{II}}{G_{II} + G_I}$$

Таким образом для идеального двигателя оптимальное отношение работы турбины L_{rII} , передаваемой в наружный контур, к работе цикла равно отношению расхода воздуха через наружный контур к суммарному расходу воздуха, т.е. в этом случае оптимальным является равномерное распределение энергии по массе рабочего тела. Равномерному распределению энергии соответствует одинаковые скорости истечения $C_{5II} = C_{5I}$, одинаковые полетные к.п.д. наружного и внутреннего контуров и минимум потерь кинетической энергии с выходной скоростью.

Рис. 2.9. Зависимость удельной тяги ТРДД и величин, определяющих ее, от коэффициента x ($L_e = 560$ кДж/кг, $V_n = 200$ м/с, $m = 1$, $\eta_{II} = 0,9$)



С увеличением потерь в наружном контуре коэффициент x_{opt} уменьшается, уменьшается при этом и оптимальное отношение скоростей $\frac{C_{5II}}{C_{5I}}$.

Наконец, с увеличением работы цикла или с уменьшением скорости полета для обеспечения максимальной тяги ТРДД с заданной степенью двухконтурности необходимо все большую долю работы цикла передавать в наружный контур [см. формулу (2.41)] .

Итак, возникновение максимума удельной тяги при изменении коэффициента x объясняется тем, что при неоптимальном x увеличиваются потери кинетической энергии с выходной скоростью.

Определим величину x для частного случая распределения энергии между контурами, когда $C_{5II} = C_{5I}$. Для этого в формулу (2.20) подставим величины $L_{T.e}$ из уравнения (1.6) и L_e из уравнения (2.30). Тогда

$$x_{C_{5II}=C_{5I}} = \frac{m+1-2r\bar{a}}{m+1} \quad (2.44)$$

Величина x , найденная по формуле (2.44), незначительно отличается от x_{opt} и это отличие практически не влияет на удельную тягу двигателя. Расчеты показывают, что в широком диапазоне изменения степени двухконтурности удельная тяга ТРДД, рассчитанная по формуле (2.33), незначительно отличается от максимальной удельной тяги, определенной по формуле (2.42). Поэтому в дальнейшем зависимость удельной тяги ГТД от различных факторов будет анализироваться по формуле (2.33), что примерно соответствует случаю оптимального распределения энергии.

ВЫВОДЫ

1. Приращение скорости рабочего тела в двигателе ($C_5 - V_n$) численно равно его удельной тяге $R_{уд.дв}$, т.е. отношению тяги к суммарному расходу рабочего тела через двигатель.

2. Турбореактивный и турбовинтовой двигатели можно рассматривать как частные случаи ТРД с различной степенью двухконтурности от $m = 0$ (ТРД) до $m = 1000$ (ТВД с вертолетным винтом). Во всех трех силовых установках работа цикла затрачивается на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через двигатель, и на преодоление гидравлических потерь в двигателе.

3. Коэффициент гидравлических потерь двигателя $\eta_{гд}$ показывает, какая доля работы цикла преобразуется в приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через двигатель. Он зависит от аэродинамического совершенства и параметров двигателя ($\eta_{гд}$, m , x), а также от скорости полета и работы цикла.

4. Авиационному двигателю присущи специфические потери — потери кинетической энергии с выходной скоростью. Они оцениваются полетным к.п.д., который показывает, какую долю от приращения кинетической энергии рабочего тела составляет полезная работа передвижения летательного аппарата. Полетный к.п.д. при $V_n = const$ однозначно определяется удельной тягой двигателя и изменяется противоположно изменению последней.

5. Эффективность двигателя оценивается с помощью коэффициента полезного действия $\eta_{дв}$, который представляет собой отношение полезной работы $R V_n$ передвижения летательного аппарата к работе цикла $L_e C_T$ и учитывает, кроме потерь кинетической энергии, гидравлические и механические потери в двигателе $\eta_{дв} = \eta_{гд} \eta_n$. К.п.д. двигателя при заданных работе цикла и скорости полета однозначно определяет величину удельной тяги двигателя $R_{уд.дв}$, т.е. отношение тяги к расходу рабочего тела через основной контур двигателя.

6. Удельная тяга ТРДД зависит от параметров цикла (T_3^* и π_Σ), параметров двигателя (m и x), внешних условий (V_n и T_n) и потерь в узлах (η_c , η_p и $\eta_{гд}$).

7. При заданной степени двухконтурности максимальная тяга ТРДД достигается только при оптимальном распределении энергии между контурами (x_{opt}), соответствующем максимальному значению к.п.д. двигателя. Возникновение максимума тяги с изменением коэф-

эффициента χ объясняется тем, что при неоптимальном χ увеличиваются потери кинетической энергии с выходной скоростью. Для идеального двигателя максимум тяги соответствует равномерному распределению энергии по массе рабочего тела обоих контуров.

8. С увеличением степени двухконтурности (при $\chi = \chi_{opt}$) удельная тяга двигателя $R_{уд.дв}$ непрерывно снижается, а удельная тяга двигателя $R_{уд.дв}$ имеет максимум. Достижение максимума удельной тяги по степени двухконтурности объясняется противоположным влиянием двух факторов: уменьшения потерь кинетической энергии с выходной скоростью при увеличении m и роста гидравлических потерь.

9. Оптимальные параметры двигателя (m_{opt} и χ_{opt}), а также максимальное увеличение удельной тяги $R_{уд.дв}$, которое может быть получено с переходом от ТРД к ТРДД, зависят только от соотношения между работой цикла, потерями в наружном контуре L_{rII} и скоростью полета. Увеличение работы цикла, снижение потерь L_{rII} и уменьшение скорости полета приводит к увеличению оптимальных параметров (χ_{opt} , m_{opt}) и тяги оптимального ТРДД (по сравнению с тягой ТРД).

10. Три основных типа ГТД при небольших дозвуковых скоростях полета существенно отличаются друг от друга как силовые установки летательных аппаратов. Переход от ТРД к ТРДД и далее - к ТВД - позволяет при одинаковой затрате энергии увеличить тягу в несколько раз, что объясняется распределением энергии по большей массе рабочего тела, снижением потерь кинетической энергии с выходной скоростью и ростом к.п.д. двигателя. Рассматриваемые типы ГТД отличаются друг от друга только как двигатели.

К о н т р о л ь н ы е в о п р о с ы

1. Что такое эффективная и внутренняя тяга двигателя? Выведите формулу тяги и проанализируйте её.
2. Каковы особенности образования тяги струйным и винтовым двигателями? Где приложена тяга?
3. Докажите, что силовые установки с ТРД и ТВД можно рассматривать как частные случаи ТРДД.
4. Что представляет собой коэффициент гидравлических потерь λ_{rII} , и от каких факторов он зависит?

5. Что представляет собой полетный к.п.д., какие потери он учитывает и от каких факторов зависит?
6. Дать определение к.п.д. двигателя. Какова основная особенность двигателя, взаимодействующего с воздушной средой, по сравнению с двигателем наземного транспорта?
7. Как удельная тяга двигателя $R_{уд.дв}$, удельная тяга двигателя $R_{уд.дв}$ и к.п.д. двигателя зависят от степени двухконтурности?
8. Что представляет собой оптимальная степень двухконтурности и от каких факторов она зависит?
9. Как и почему при одинаковой затрате энергии тяга ТРДД и ТВД отличается от тяги ТРД в условиях дозвуковой скорости полета?
10. От каких факторов в общем случае зависит удельная тяга ТРДД?
11. Как и почему удельная тяга ТРДД зависит от распределения энергии между контурами? Выведите и проанализируйте формулу для $R_{уд}$.
12. Что представляет собой параметр x_{opt} и от каких факторов он зависит? Выведите формулу для x_{opt} и проанализируйте ее.
13. Сформулируйте основные выводы по главе "Силовая установка с газотурбинным двигателем как двигатель".

Задачи

1. Определить приращение кинетической энергии рабочего тела в ТРДД, если работа цикла $L_e = 550 \text{ кДж/кг}$, степень двухконтурности $m = 2$, коэффициент гидравлических потерь наружного контура $\zeta_{rII} = 0,95$ (скорости истечения из наружного и внутреннего контура равны).
2. Определить расход воздуха через винт ТВД, если при скорости полета $V_n = 600 \text{ км/ч}$ расход воздуха через двигатель $G_I = 10 \text{ кг/с}$, работа цикла $L_e = 500 \text{ кДж/кг}$, коэффициент гидравлических потерь винта $\zeta_{rII} = 0,9$, скорость потока за двигателем $C_{SI} = 210 \text{ м/с}$ и скорость потока за винтом $C_{SII} = 200 \text{ м/с}$.
3. Определить тягу, развиваемую ТРД в стандартных атмосферных условиях у земли при скорости $V_n = 900 \text{ км/ч}$, если при критическом истечении газа из сужающегося сопла площадь $F_s = 0,7 \text{ м}^2$, скорость истечения и давления газа равны соответственно 550 м/с и $1,5 \cdot 10^5 \text{ Па}$. Принять $\psi_{r,s} = 1$.
4. Определить расход воздуха через основной контур ТРДД, если при скорости полета $V_n = 950 \text{ км/ч}$ тяга двигателя равна

$R=3 \cdot 10^4 \text{ Н}$, степень двухконтурности $m = 5$, скорости истечения из наружного и внутреннего контуров при полном расширении равны соответственно 600 и 670 м/с. Принять $V_{1-5} = 1$.

5. Определить тягу ГТД, если при скорости полета $V_n = 800 \text{ км/ч}$ расход воздуха через основной контур двигателя, работа цикла и к.п.д. двигателя равны соответственно 30 кг/с, 600 кДж/кг и 0,5.
6. Определить удельную тягу $R_{уд.дв}$ и к.п.д. двигателя $\eta_{дв}$ ТРД, если при скорости полета $V_n = 950 \text{ км/ч}$ скорость рабочего тела на выходе из двигателя $C_{5II} = C_{5I} = 550 \text{ м/с}$, коэффициент гидравлических потерь наружного контура $\zeta_{rII} = 0,9$.
7. Как и во сколько раз изменится удельная тяга двигателя $R_{уд.дв}$ и удельная тяга двигателя $R_{уд.дв}$, если с увеличением степени двухконтурности ТРД к.п.д. двигателя увеличивается от 0,3 до 0,5 при постоянных значениях скорости полета и работы цикла?
8. Сравнить удельную тягу двигателя $R_{уд.дв}$ для ТРД, ТРДД ($m = 2$) и ТВД ($m = 100$), удельную тягу двигателя $R_{уд.дв}$, полетный к.п.д. и к.п.д. двигателя $\eta_{дв}$, если при $V_n = 700 \text{ км/ч}$ работа цикла $L_e = 600 \text{ кДж/кг}$, коэффициент гидравлических потерь наружного контура ТРДД $\zeta_{rII} = 0,9$ и винта ТВД $\zeta_{rII} = 0,8$. Принять $C_{5II} = C_{5I}$.

Г л а в а Ш

КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ. ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД

§ I. Общий к.п.д. и удельный расход топлива

Отношение полезной работы RV_{Π} передвижения летательного аппарата к располагаемой энергии $Q_0 G_T$ внесенного в двигатель топлива называется общим к.п.д. двигателя. Так как отношение тяги двигателя к расходу воздуха через основной контур равно удельной тяге, выражение общего к.п.д. можно записать в следующем виде:

$$\eta_0 = \frac{R_{уд.дв} V_{\Pi}}{Q_0} \quad (3.1)$$

Умножив полученное выражение на величину работы цикла, получим

$$\eta_0 = \eta_e \eta_{дв} \quad (3.2)$$

Общий к.п.д. показывает, какая часть располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива превращается в полезную работу передвижения летательного аппарата. Он характеризует двигатель в целом: и как тепловую машину, и как движитель, являясь основным критерием эффективности.

Однако общий к.п.д. не может быть использован для оценки эффективности двигателя при $V_{\Pi} = 0$, так как в этих условиях $\eta_0 = 0$. А поскольку большая часть испытаний авиационных двигателей ведется в стендовых условиях при нулевой скорости полета, на практике в качестве критерия эффективности двигателя используется величина удельного расхода топлива

$$C_{уд} = \frac{G_T}{R}$$

Определим связь между удельным расходом топлива и общим к.п.д. Для этого разделим числитель и знаменатель формулы для $C_{уд}$ на величину расхода воздуха через двигатель. Пренебрегая изменением массы воздуха, проходящего по тракту двигателя, получаем

$$C_{уд} = \frac{q_T}{R_{уд.дв}} \quad (3.3)$$

где q_T — относительный расход топлива, равный отношению расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания. Величина q_T однозначно определяется коэффициентом избытка воздуха α , т.е. $q_T = \frac{1}{\alpha L_0}$.

Относительный расход q_T выразим через располагаемую энергию внесенного в двигатель топлива, приходящегося на 1 кг воздуха,

$$q_T = \frac{Q_d}{H_u} \quad (3.4)$$

где H_u - низшая теплотворность топлива.

Из соотношения (3.3) с учетом выражений (3.1) и (3.4) получим

$$C_{y\partial} = \frac{V_n}{H_u \eta_o} \quad (3.5)$$

Как следует из этой формулы, удельный расход топлива при $V_n = const$ и $H_u = const$ изменяется обратно пропорционально общему к.п.д. С увеличением эффективности двигателя общий к.п.д. растет, а удельный расход топлива снижается.

Общий к.п.д. (также как эффективный к.п.д. и к.п.д. движителя) зависит от параметров цикла (T_3^* и π_ε) и движителя (m и x), от внешних условий (V_n и T_H) и потерь в узлах ($\eta_c, \eta_p, \eta_d, \eta_{kc}$), от коэффициента полноты сгорания топлива η_{kc} (в отличие от удельной тяги). Следовательно, от этих факторов будет зависеть и удельный расход топлива, который зависит, кроме того, от теплотворности и изменяется обратно пропорционально ее величине.

При постоянном общем к.п.д., а следовательно при постоянной эффективности двигателя, величина удельного расхода топлива изменяется с изменением скорости полета и, таким образом, перестает быть критерием эффективности. Это является следствием того, что удельный расход топлива $C_{y\partial}$ определяется как отношение массового расхода топлива к тяге, а не к работе передвижения летательного аппарата.

Введем понятие удельного расхода топлива C_{N_R} как отношение величины G_T к тяговой мощности N_R .

Выражая мощность через тягу $N_R = R V_n$, имеем

$$C_{N_R} = \frac{C_{y\partial}}{V_n}$$

Подставив в данное выражение величину $C_{y\partial}$ из формулы (3.5), получим

$$C_{N_R} = \frac{1}{H_u \eta_o} \quad (3.6)$$

Удельный расход топлива C_{N_R} при $\eta_o = const$ не зависит от скорости полета и для топлив с постоянной теплотворностью однозначно определяется общим к.п.д. Однако критерий C_{N_R} в стандартных условиях обращается в бесконечность, поэтому при оценке эффективности ТРД и ТРДД, как правило, пользуются величиной удельного расхода топлива $C_{y\partial}$. Для оценки ТВД служит величина эффективного удельного расхода топлива (C_e не используется, так как тяга вин-

та этого двигателя в условиях стендовых испытаний не замеряется), которая представляет собой отношение величин G_T к мощности на валу винта

$$C_e = \frac{G_T}{N_B} \quad (3.7)$$

Учитывая, что мощность на валу N_B выражается через тяговую мощность по формуле (2.26), а отношение $\frac{G_T}{N_B}$ равно эффективному к.п.д. (без учета механических потерь), получаем

$$C_e = \frac{1}{H_u \eta_e} \quad (3.8)$$

Удельный расход топлива C_e ТВД при $H_u = const$ однозначно определяется эффективным к.п.д. Величина C_e характеризует работу двигателя только как тепловой машины.

§2. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ГТД от параметров цикла

Влияние параметров цикла (температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления) на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии, что величины V_n , T_n , γ_c , γ_p , $\gamma_{\bar{u}}$, $\gamma_{\kappa c}$ и m сохраняются неизменными, а распределение энергии между контурами задается равенством скоростей $C_{5\bar{u}} = C_{5I}$.

Зависимость удельных параметров двигателя от температуры газа перед турбиной

Влияние температуры T_3^* на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной суммарной степени повышения давления.

При принятых условиях влияние температуры газа перед турбиной на удельную тягу двигателя целесообразно анализировать по формуле (2.33). В этой формуле с изменением T_3^* изменяется величина работы цикла и коэффициент гидравлических потерь $\gamma_{r\bar{u}}$. Изменение удельной тяги определяется в основном изменением работы цикла, так как для ТРД $\gamma_{r\bar{u}} = 1$, а для ТРДД и ТВД при постоянном аэродинамическом совершенстве движителя и при $m = const$ коэффициент $\gamma_{r\bar{u}}$ всегда изменяется аналогично изменению работы цикла [см. формулу (2.15)]. Причем в рабочем диапазоне температур T_3^* коэффициент $\gamma_{r\bar{u}}$ изменяется незначительно.

В зависимости от температуры газа перед турбиной работа цикла изменяется линейно (см. гл. I, §3), поэтому с увеличением T_3^* величина удельной тяги всех трех типов ГТД увеличивается (рис.3.1) вследствие увеличения количества тепла, подведенного к рабочему телу.

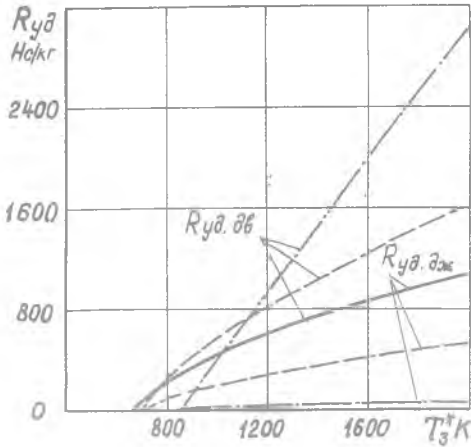


Рис.3.1. Зависимость удельной тяги от температуры газа перед турбиной ($T_H = 216,5 \text{ К}$, $V_H = 200 \text{ м/с}$, $\pi_\Sigma = 25$, $\eta_c = 0,85$, $\eta_p = 0,93$, $\eta_{\text{ГТД}} = 0,9$, $\eta_{\text{ТВД}} = 0,96$):

— ТРД; --- ТРДД, $m = 2$;
- · - · - ТВД, $m = 80$

Таким образом изменяется и удельная тяга двигателя.

При уменьшении температуры газа перед турбиной до минимального значения $T_{3 \text{ min}}^*$ удельная тяга ГТД падает до нуля, так как количество подведенного к рабочему телу тепла, уменьшаясь, становится равным величине потерь. Для ТРД величина $T_{3 \text{ min}}^*$ определяется по формуле (I.12), работа цикла равна нулю. В ТРДД и ТВД к тепловым и гидравлическим потерям в основном контуре двигателя добавляются гидравлические потери в двигателе. Поэтому в этих двигателях количество тепла $Q_1 = C_{p\gamma} (T_{3 \text{ min}}^* - T_2^*)$, подведенного к рабочему телу и затраченного на преодоление потерь, должно быть соответственно больше. Следовательно

$$T_{3 \text{ min}}^* \text{ твд} > T_{3 \text{ min}}^* \text{ трдд} > T_{3 \text{ min}}^* \text{ трд},$$

а работа циклов ТРДД и ТВД больше нуля и затрачивается на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре (винте) $L_{pH} m = L_p$.

Коэффициент гидравлических потерь $\zeta_{гв}$ в точке с минимальной температурой газа перед турбиной равен нулю [см. формулу (2.15)].

Проанализируем влияние температуры газа перед турбиной на удельный расход топлива (рис. 3.2 и 3.3).

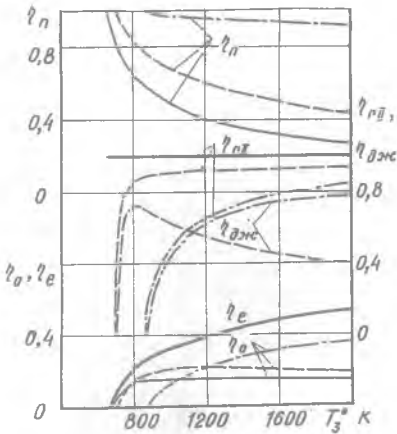


Рис.3.2. Зависимость к.п.д. от температуры газа перед турбиной ($T_H=216,5K$, $V_H=200m/c$, $\pi_\Sigma=25$, $\zeta_c=0,85$, $\zeta_p=0,93$, $\zeta_{гвТРД}=0,9$, $\zeta_{гвТВД}=0,96$):

— ТРД; --- ТРДД, $m=2$;
 — ТВД, $m=80$

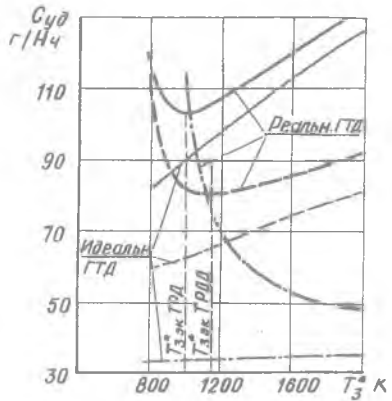


Рис.3.3. Зависимость удельного расхода топлива от температуры газа перед турбиной ($T_H=216,5K$, $V_H=200m/c$, $\pi_\Sigma=25$, $\zeta_c=0,85$, $\zeta_p=0,93$, $\zeta_{гвТРД}=0,9$, $\zeta_{гвТВД}=0,96$):

— ТРД; --- ТРДД, $m=2$;
 — ТВД, $m=80$.

Величина удельного расхода топлива изменяется обратно пропорционально общему к.п.д., который равен произведению величин: эффективного к.п.д., коэффициента гидравлических потерь $\zeta_{гв}$ и полетного к.п.д.

При минимальной температуре $T_3^* = T_{3\text{min}}^*$ общий к.п.д. двигателя равен нулю, а удельный расход топлива — бесконечности, так как в этом случае удельная тяга двигателя, как отмечалось, равна нулю.

Как отмечалось, с увеличением температуры газа перед турбиной увеличивается эффективный к.п.д., а также коэффициент гидравлических потерь $\eta_{гн}$, что объясняется увеличением работы цикла и уменьшением доли тепла, идущей на преодоление гидравлических потерь. Одновременно увеличивается скорость рабочего тела за двигателем C_3 и потери кинетической энергии с выходной скоростью, т.е. уменьшается полетный к.п.д.

Таким образом, с изменением T_3^* на общий к.п.д. и удельный расход топлива оказывают противоположное влияние два фактора. Вначале (при небольших температурах) преобладает уменьшение доли тепла, идущей на преодоление гидравлических потерь, затем (при высоких температурах) — увеличение потерь кинетической энергии. Это приводит к тому, что общий к.п.д. вначале увеличивается, затем уменьшается и при некоторой температуре, которую называют экономической $T_{3эк}^*$, имеет максимум.

Чтобы определить, от каких параметров зависит экономическая температура, выразим общий к.п.д. через параметры рабочего процесса. Для этого в формулу (3.1) из выражения (2.33) подставим величину удельной тяги, а располагаемую энергию внесенного в двигатель топлива выразим через температуру газа перед турбиной, согласно соотношениям (1.21) и (1.1).

Тогда

$$\eta_o = \frac{V_n(m+1)\eta_{кс}}{C_{p.m}(T_3^* - T_2^*)} \left(\sqrt{\frac{2L_e \eta_{гн}}{m+1} + V_n^2} - V_n \right).$$

В полученном уравнении с учетом зависимости (1.7) работу цикла выразим через работу расширения и сжатия. Причем работу расширения представим в следующем виде:

$$L_p = T_3^* L_p(\pi_\varepsilon),$$

где

$$L_p(\pi_\varepsilon) = C_{p.r} \left(1 - \frac{1}{\pi_\varepsilon^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \eta_p.$$

Тогда, пренебрегая изменением теплоемкости рабочего тела, имеем

$$\eta_o = C_1 \frac{\sqrt{C_2 [T_3^* L_p(\pi_\varepsilon) - L_c] + V_n^2} - V_n}{T_3^* - T_2^*},$$

где

$$C_1 = \frac{V_n(m+1)\eta_{кс}}{C_{p.m}}, \quad C_2 = \frac{2\eta_{гн}}{m+1}.$$

Полученную функцию исследуем на максимум, для чего продифференцируем ее по величине T_3^* , предполагая, что величины C_1 и C_2 не зависят от температуры газа перед турбиной:

$$\frac{\partial \gamma_{\theta}}{\partial T_3^*} = C_1 \frac{(T_3^* - T_2^*) \frac{C_2 L_p(\pi_{\Sigma})}{2\sqrt{C_2[T_3^* L_p(\pi_{\Sigma}) - L_c] + V_n^2}}}{(T_3^* - T_2^*)^2} = \left\{ \frac{C_2 L_p(\pi_{\Sigma})}{\sqrt{C_2[T_3^* L_p(\pi_{\Sigma}) - L_c] + V_n^2}} \right\}$$

Приравняв производную к нулю, после некоторых преобразований получим

$$T_{3.э\kappa}^* = \frac{2L_c}{L_p(\pi_{\Sigma})} T_2^* + \frac{2V_n}{L_p(\pi_{\Sigma})} \sqrt{\frac{L_c - T_2^* L_p(\pi_{\Sigma})}{C_2}} \quad (3.9)$$

выражение (3.9) можно привести также к следующему виду:

$$T_{3.э\kappa}^* = T_H \left\{ \left[\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \left(\frac{2}{\gamma_p} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\gamma_c} - 1 + \right. \\ \left. + M_n^2 \sqrt{\kappa R} \sqrt{\left[\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \left(\frac{1}{\gamma_p} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\gamma_c} - 1} \frac{\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} (m+1)}{C_p(\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) 2\gamma_{rII}} \right\} \quad (3.10)$$

Из выражения (3.10) следует, что экономическая температура газа перед турбиной зависит от потерь в узлах двигателя (γ_c , γ_p , γ_{rII}), скорости полета, суммарной степени повышения давления π_{Σ} , температуры наружного воздуха и степени двухконтурности.

Для идеального ГТД ($\gamma_c = 1$, $\gamma_p = 1$) из выражения (3.10) получим $T_{3.э\kappa}^* = T_2^* a_{\theta}$. Максимум общего к.п.д. и минимум удельного расхода топлива достигается при минимальной температуре газа перед турбиной, а увеличение T_3^* приводит к непрерывному росту удельного расхода $C_{y\theta}$, что объясняется действием одного фактора - увеличения потерь кинетической энергии (см. рис.3.3).

Для реального ГТД увеличение потерь в узлах двигателя приводит к смещению минимума удельного расхода топлива в сторону больших значений температуры газа перед турбиной.

С увеличением скорости полета потери кинетической энергии с выхлопными газами уменьшаются, что ведет к увеличению экономической температуры газа перед турбиной.

С увеличением суммарной степени повышения давления рабочего тела температура $T_{3\text{ЭК}}^*$ увеличивается (рис.3.4).

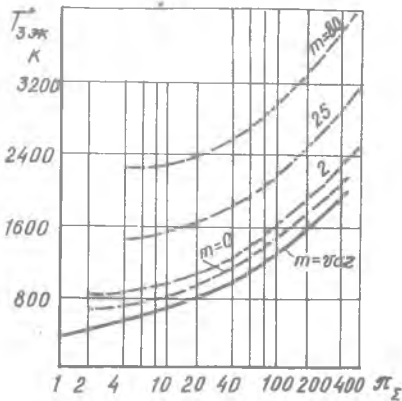


Рис.3.4. Зависимость экономической температуры газа перед турбиной от суммарной степени повышения давления при различных значениях степени двухконтурности и скорости полета ($T_H = 216,5\text{K}$):
 — $V_n=0$; - - - $V_n=750 \text{ км/ч}$

Кроме того, из выражения (3.10) следует, что экономическая температура $T_{3\text{ЭК}}^*$ изменяется пропорционально температуре наружного воздуха.

С увеличением степени двухконтурности экономическая температура повышается, и на различных типах ТД наблюдается различный характер зависимости удельного расхода топлива от температуры $T_{3\text{ЭК}}^*$. На ТРД температура газа перед турбиной обычно превышает величину $T_{3\text{ЭК}}^*$. В этом случае с увеличением температуры $T_{3\text{ЭК}}^*$ удельный расход топлива возрастает. Для ТВД, наоборот, значение $T_{3\text{ЭК}}^*$ выше максимально достигнутых в настоящее время температур, поэтому с увеличением $T_{3\text{ЭК}}^*$ в рабочем диапазоне температур удельный расход топлива $C_{уд}$ монотонно снижается (см. рис.3.3).

Различие в изменении удельного расхода топлива на трех основных типах двигателей объясняется исключительно различным изменением к.п.д. двигателя [см. формулу (3.2)], поскольку газотурбинные двигатели как тепловые машины не отличаются друг от друга. На ТРД с увеличением $T_{3\text{ЭК}}^*$ к.п.д. двигателя, равный полетному к.п.д., значительно снижается (см. рис. 3.2) вследствие увеличения потерь кинетической энергии. На ТВД, где энергия, внесенная в двигатель, распределяется по большей массе рабочего тела, потери кинетической энергии невелики, поэтому снижение полетного к.п.д. с ростом $T_{3\text{ЭК}}^*$ компенсируется ростом коэффициента гидравлических потерь, и

к.п.д. двигателя ТВД (к.п.д. винта) в рабочем диапазоне сохраняются примерно постоянными.

Величина к.п.д. двигателя ТРДД занимает промежуточное положение между значением $\eta_{\text{дж}}$ ТРД и ТВД. Соответственно такое же положение занимает и температура $T_{3\text{эж}}$ ТРДД. С увеличением степени двухконтурности экономическая температура увеличивается и удельный расход топлива ТРДД приближается к удельному расходу $C_{y\partial}$ ТВД как по величине, так и по характеру изменения.

Различным характером изменения к.п.д. двигателя в зависимости от T_3^* объясняется также и различная интенсивность изменения удельной тяги по T_3^* (см. рис. 3.1), что очевидно из формулы (2.29). Поскольку в рабочем диапазоне температур $T_3^*, \eta_{\text{дж ТВД}} = \text{const}$, величина удельной тяги ТВД изменяется линейно в зависимости от величины работы цикла, а следовательно, и от температуры газа перед турбиной. Кривая зависимости удельной тяги ТРД от T_3^* более полого вследствие снижения к.п.д. двигателя. В частном случае, при $V_{\eta} = 0$, величина удельной тяги ТРД изменяется пропорционально корню квадратному из величины работы цикла, что видно из формулы (2.33).

По рис. 3.1, 3.2 и 3.3 можно сравнить удельные параметры трех основных типов ГТД при различной температуре газа перед турбиной. Удельная тяга $R_{y\partial \partial \partial}$ ТВД и ТРДД больше $R_{y\partial \partial \partial}$ ТРД, а $C_{y\partial}$ ТВД и ТРДД меньше $C_{y\partial}$ ТРД, что объясняется увеличением степени двухконтурности и соответствует принципу присоединения массы.

Зависимость удельных параметров двигателя от суммарной степени повышения давления

Влияние суммарной степени повышения давления на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной температуры газа перед турбиной.

Зависимости удельной тяги и общего к.п.д. от суммарной степени повышения давления имеют максимум, а зависимость удельного расхода топлива - минимум (рис. 3.5, 3.6 и 3.7).

Максимум удельной тяги всех трех типов ГТД совпадает с максимумом работы цикла и объясняется противоположным влиянием на L_e двух факторов: увеличения термического к.п.д. с ростом π_{Γ} и

одновременного уменьшения количества подведенного тепла (см. гл. I, § 2).

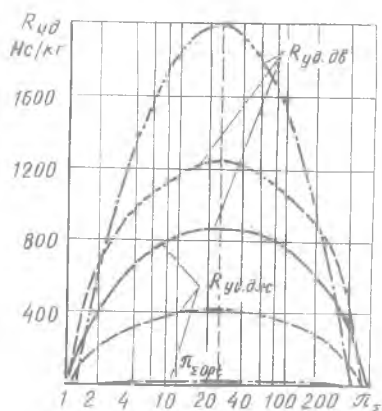


Рис.3.5. Зависимость удельной тяги от суммарной степени повышения давления

($T_H = 216,5 \text{ К}$, $V_H = 200 \text{ м/с}$,

$T_3^* = 1600 \text{ К}$, $\eta_c = 0,85$, $\eta_p = 0,93$

$\eta_{\text{ТРДД}} = 0,9$, $\eta_{\text{ТВД}} = 0,96$):

— ТРД; — — ТРДД, $m=2$;

— — — ТВД, $m=80$.

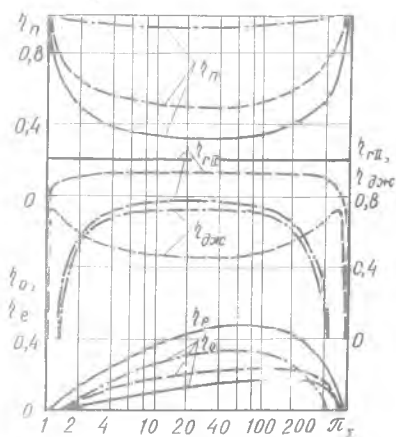


рис.3.6. Зависимость к.п.д. от суммарной степени повышения давления

($T_H = 216,5 \text{ К}$, $V_H = 200 \text{ м/с}$,

$T_3^* = 1600 \text{ К}$, $\eta_c = 0,85$, $\eta_p = 0,93$

$\eta_{\text{ТРДД}} = 0,9$, $\eta_{\text{ТВД}} = 0,96$):

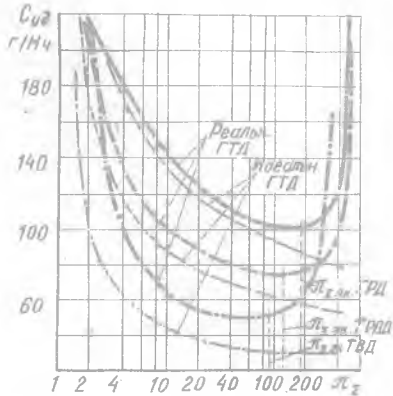
— ТРД; — — ТРД, $m=2$;

— — — ТВД, $m=80$.

Максимум общего к.п.д. и минимум удельного расхода топлива достигается при суммарной степени повышения давления, которую называют экономической $\pi_{с \text{ эк}}$. Возникновение максимума к.п.д. η_0 (минимума $C_{уд}$) объясняется противоположным влиянием тех же двух факторов, однако на величину η_0 ($C_{уд}$) влияет, строго говоря, не само уменьшение количества подведенного тепла, а

возникающее в результате этого увеличение доли тепла, идущей на преодоление гидравлических потерь, т.е. уменьшение коэффициента гидравлических потерь $\zeta_{гд}$ (см. гл. I, §5).

Рис. 3.7. Зависимость удельного расхода топлива от суммарной степени повышения давления ($T_H = 216,5 K$, $V_n = 200$ м/с, $T_3^* = 1600 K$, $\zeta_c = 0,85$, $\zeta_p = 0,93$, $\zeta_{гдгд} = 0,9$, $\zeta_{гдгд} = 0,96$):
 ——— ТРД; — — — ТРДД, $m = 2$;
 — · — ТВД, $m = 80$



Величина $\pi_{\Sigma эк}$ имеет различное значение для разных типов ГТД. Для ТВД величина $\pi_{\Sigma эк} = \pi_{\Sigma}'$ (максимум общего к.п.д. достигается при том же значении π_{Σ} , при котором возникает максимум эффективного к.п.д.), так как к.п.д. двигателя $\zeta_{дж.твд}$ сохраняется практически постоянным в диапазоне величин π_{Σ} , близких к π_{Σ}' . Для ТРД величина $\pi_{\Sigma эк} > \pi_{\Sigma}'$, так как в диапазоне степеней повышения давления от π_{Σ}' до $\pi_{\Sigma эк}$ общий к.п.д. растет вследствие увеличения полетного к.п.д. и преобладающего влияния последнего на величину ζ_0 (см. рис. 3.6). По интенсивности изменения функции $\zeta_0 = f(\pi_{\Sigma})$ ТРДД занимает промежуточное положение между ТРД и ТВД. Соответственно промежуточное положение занимает и величина экономической степени повышения давления ТРДД, т.е.

$$\pi_{\Sigma эк. ТРД} > \pi_{\Sigma эк. ТРДД} > \pi_{\Sigma эк. ТВД} = \pi_{\Sigma}'$$

Экономическая степень повышения давления зависит от тех же факторов, от которых зависит экономическая температура, но их влияние противоположно. Увеличение степени двухконтурности, скорости полета и потерь в узлах приводит к снижению $\pi_{\Sigma эк}$. Для идеального ГТД экономическая степень повышения давления равна предельной $\pi_{\Sigma пр}$, поэтому увеличение π_{Σ} сопровождается непрерывным снижением удельного расхода топлива.

При минимальной степени повышения давления $\pi_{\Sigma мин}$ удельная

тяга и общий к.п.д. равны нулю, а удельный расход топлива - бесконечности. Для ТРД $\pi_{\Sigma min} = 1$, при этом работа цикла и эффективный к.п.д. равны нулю. Для ТРДД и ТВД $\pi_{\Sigma min} > 1$ и работа цикла больше нуля, при этом вся работа цикла затрачивается на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре ТРДД (винте ТВД), т.е. $L_e = L_{rII} m$, а коэффициент гидравлических потерь и соответственно к.п.д. двигателя равны нулю. Так как с ростом степени двухконтурности гидравлические потери увеличиваются,

$$\pi_{\Sigma min \text{ твд}} > \pi_{\Sigma min \text{ трдд}} > \pi_{\Sigma min \text{ трд}} .$$

При предельной степени повышения давления $\pi_{\Sigma пр}$, когда подведенное тепло, уменьшаясь, становится равным потерям в основном контуре двигателя и в двигателе, удельная тяга и общий к.п.д. также обращаются в нуль, а удельный расход топлива - в бесконечность. Для ТРД величина $\pi_{\Sigma пр}$ вычисляется по формуле (I.17), в этом случае работа цикла равна нулю. Для ТРДД и ТВД работа цикла в этой точке больше нуля и затрачивается на преодоление гидравлических потерь в двигателе. Так как в ТРДД и ТВД к потерям в основном контуре добавляются гидравлические потери в двигателе,

$$\pi_{\Sigma пр \text{ твд}} < \pi_{\Sigma пр \text{ трдд}} < \pi_{\Sigma пр \text{ трд}} .$$

По рис.3.5, 3.6 и 3.7 можно сравнить удельные параметры трех основных типов ГТД при различной суммарной степени повышения давления. С переходом от ТРД к ТРДД и ТВД в рабочем диапазоне величин π_{Σ} удельная тяга $R_{уд.дв}$ увеличивается, а удельный расход топлива уменьшается, что соответствует принципу присоединения массы. Улучшение удельных параметров с увеличением степени двухконтурности сопровождается снижением удельной тяги двигателя $R_{уд.дв}$, а следовательно, обеспечивается путем увеличения силовой установки летательного аппарата.

Рассмотренные в этом разделе закономерности применимы к анализу влияния степени повышения давления в компрессоре на удельные параметры газотурбинных двигателей, что можно проследить по тем же рисункам. Величины π_{Σ} к $\pi_{к}$ связаны формулой (I.9).

§ 3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД от параметров двигателя

Влияние параметров двигателя на удельные параметры ТРДД проанализируем при постоянных параметрах цикла и постоянных внешних

условиях. Так как три основных типа ГТД отличаются друг от друга именно параметрами двигателя, то такой анализ означает сравнение удельных параметров различных типов ГТД.

В предыдущей главе были рассмотрены зависимости удельной тяги от параметров двигателя: $R_{уд.дв} = f(m)$ при $C_{5II} = C_{5I}$ и $R_{уд.дв} = f(x)$ при $m = const$ и показано, что функция $R_{уд.дв} = f(x)$ имеет максимум при оптимальном распределении энергии между контурами $x = x_{opt}$. Этот максимум справедлив, однако, только при какой-то постоянной степени двухконтурности, с изменением этой величины максимальная тяга и соответствующее ей значение x_{opt} изменяются.

Чтобы определить максимум удельной тяги двигателя одновременно по двум переменным m и x , необходимо рассмотреть удельную тягу как функцию этих переменных: $R_{уд.дв} = f(m, x)$. Аналитическое решение такой задачи сложно.

Для данных значений $T_H, V_n, T_3^*, \pi_{\Sigma}$ при принятом уровне потерь эта задача может быть решена расчетным путем (рис.3.8). В рассматриваемом численном примере увеличение степени двухконтурности от единицы до оптимального значения $m_{opt} = 50$ приводит к увеличению коэффициента x_{opt} от $\approx 0,45$ до $0,95$ и

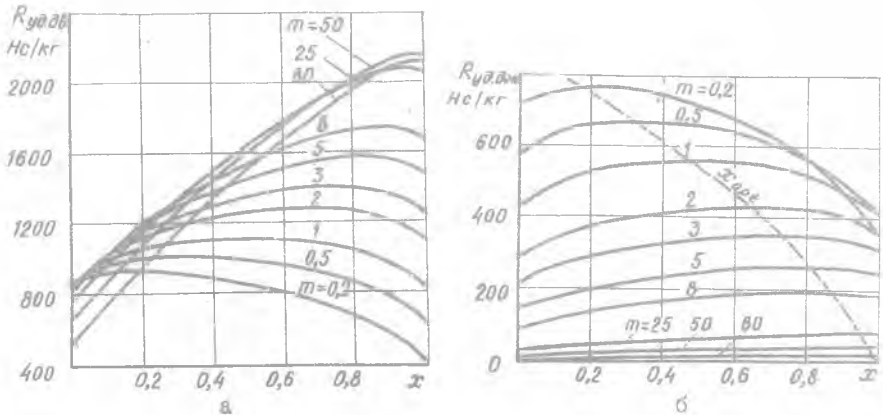


Рис. 3.8. Зависимость удельной тяги от параметров двигателя ($L_e = 560$ кДж/кг, $V_n = 200$ м/с, $\eta_{II} = 0,96$): а - $R_{уд.дв}$; б - $R_{уд.дв}$

к соответствующему увеличению удельной тяги от 1100 Hc/kg до максимального значения $R_{уд.дв. max} = 2100$ Hc/kg. Дальнейшее повышение степени двухконтурности приводит к уменьшению удельной тяги.

Максимум удельной тяги двигателя одновременно по двум переменным практически равен максимуму удельной тяги, который достигается при оптимальной степени двухконтурности при условии $C_{5П} = C_{5Г}$ (см. гл. II, § 4), так как в этом случае обеспечивается близкое к оптимальному распределение энергии между контурами.

Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от параметров двигателя легко проанализировать по формуле (3.3). Числитель этой формулы при изменении величин m и x сохраняется неизменным, так как относительный расход топлива определяется параметрами цикла, а от параметров двигателя не зависит. Поэтому удельный расход топлива в рассматриваемом случае изменяется обратно пропорционально изменению удельной тяги двигателя.

При постоянной степени двухконтурности и оптимальном распределении энергии между контурами удельный расход топлива имеет минимум, соответствующий максимуму удельной тяги. Причем для небольших степеней двухконтурности кривая зависимости $C_{y\delta} = f(x)$ пологая и минимальный удельный расход топлива, а также максимальная удельная тяга, практически обеспечиваются при значительном отклонении x от x_{opt} . Для больших степеней двухконтурности кривая указанной зависимости имеет ярко выраженный минимум и величина $C_{y\delta} \cdot m \cdot n$ достигается только при оптимальном и близком к нему значении x .

Минимум удельного расхода топлива одновременно по двум переменным m и x получается, как и соответствующий максимум удельной тяги, при оптимальных параметрах двигателя (m_{opt} и x_{opt}).

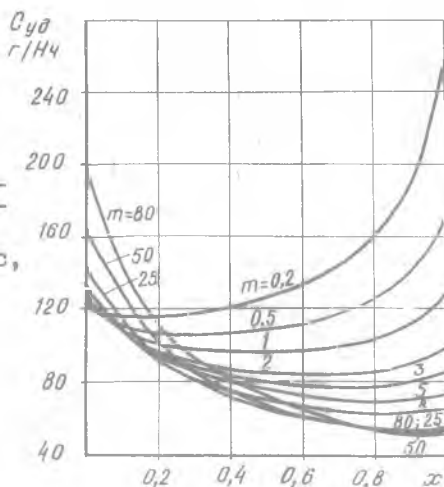
В приведенном ранее примере (рис. 3.8) с увеличением степени двухконтурности от единицы до оптимального значения $m_{opt} = 50$ удельный расход топлива уменьшается от ~ 100 до $50 \frac{r}{H_2}$ (рис. 3.9). Примерно такие параметры двигателя ($m = 50-100$, $x \approx 0,95$) имеет ТВД, который и обеспечивает минимальный удельный расход топлива в рассматриваемых условиях полета.

Таким образом, эффективность ГТД можно значительно повысить, изменяя параметры двигателя и приближая их к оптимальному значению. Изменяя степень двухконтурности и коэффициент x , можно получить бесконечно большой ряд газотурбинных двигателей от ТРД ($m = 0, x = 0$) до ТВД с вертолетным винтом ($m \approx 1000, x = 0,95-0,99$).

При проектировании ТРДД выбирать оптимальные параметры двигателя из условия обеспечения минимума удельного расхода топлива

одновременно до двум переменным, как правило, нецелесообразно, так как при этом значительно уменьшается удельная тяга двигателя и соответственно увеличиваются его габариты. В рассматриваемом примере (см. рис.3.8,б) с увеличением степени двухконтурности

Рис.3.9. Зависимость удельного расхода топлива от параметров двигателя
 ($L_e = 560 \text{ кДж/кг}$, $V_n = 200 \text{ м/с}$,
 $\lambda_{\bar{u}} = 0,96$)



от 1 до 50 удельная тяга двигателя уменьшается от 550 до 80 Нс/кг. Заданная полная тяга обеспечивается в этом случае за счет увеличения примерно в семь раз расхода воздуха через двигатель, что ведет к соответствующему увеличению габаритов. Поэтому при выборе степени двухконтурности приходится идти на компромисс, принимая $m < m_{opt}$ и обеспечивая достаточно низкие значения удельного расхода топлива при приемлемых габаритах. Величину x выбирают всегда близкой к оптимальному значению, практически обеспечивая минимум расхода топлива, соответствующий принятому значению степени двухконтурности.

§4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ГТД от внешних условий

Влияние скорости полета и температуры наружного воздуха на удельные параметры ГТД рассмотрим при условии, что величины T_3^* , m , λ_c , λ_p , $\lambda_{\bar{u}}$, λ_{kc} сохраняются неизменными, а распределение энергии между контурами задано равенством скоростей $C_{5E} = C_{5I}$.

Суммарная степень повышения давления при изменении внешних условий, как правило, не сохраняется постоянной вследствие изменения степени повышения давления в воздухозаборнике и компрессоре.

Величина π_v определяется числом M_n и коэффициентом восстановления полного давления в воздухозаборнике (см. формулу I.II).

Характер изменения степени повышения давления в компрессоре зависит от закона регулирования газотурбинного двигателя. Во многих случаях газотурбинные двигатели регулируются таким образом, что при изменении внешних условий работа компрессора сохраняется неизменной. Поэтому в этом параграфе степень повышения давления в компрессоре будет определяться при условии сохранения адиабатической работы компрессора:

$$L_{к.ад} = C_p T_H^* (\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) = const.$$

Из данной формулы следует, что с увеличением полной температуры на входе в двигатель степень повышения давления в компрессоре уменьшается.

Зависимость удельных параметров двигателя от скорости полета

Влияние скорости полета на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной температуры наружного воздуха.

Несмотря на уменьшение величины π_k , с увеличением скорости полета суммарная степень повышения давления увеличивается, благодаря значительному увеличению степени повышения давления в воздухозаборнике π_v .

Проанализируем зависимость удельной тяги трех основных типов ГТД от скорости полета. Для этого преобразуем равенство (2.29), выразив к.п.д. двигателя через коэффициент гидравлических потерь $\zeta_{r\bar{n}}$ и полетный к.п.д. (2.I6), полетный к.п.д. - через скорость истечения (2.24), а скорость истечения - через работу цикла (2.3I). После преобразования имеем

$$R_{уд.ад} = \frac{2L_e \zeta_{r\bar{n}}}{V_n + \sqrt{\frac{2L_e \zeta_{r\bar{n}}}{m+1} + V_n^2}} \quad (3.II)$$

С изменением скорости полета работа цикла изменяется только вследствие изменения суммарной степени повышения давления в двигателе. Характер изменения работы цикла в зависимости от скорости

V_n (рис.3.10) определяется в основном функцией $L_e = f(\pi_\varepsilon)$. При увеличении скорости полета величина работы цикла вначале изменяется незначительно, так как суммарная степень повышения давления обычно мало отличается от оптимальной, поэтому при анализе формулы (3.11) можно принять $L_e = const$. Дальнейшее увеличение скорости V_n (при $\pi_\varepsilon > \pi_{\varepsilon opt}$) приводит к уменьшению работы цикла, так как уменьшается количество подведенного к рабочему телу тепла Q_1 .

Из формулы (3.11) следует, что величина удельной тяги ГТД с увеличением скорости полета уменьшается. Причем удельная тяга ТРДД и ТВД уменьшается более интенсивно (рис.3.11).

Рис.3.10. Зависимость работы цикла от скорости полета
($T_H = 216,5\text{К}$, $T_3^* = 1600\text{К}$,

$L_{к.од} = 310 \text{ кДж/кг}$,
 $\zeta_c = 0,85, \zeta_p = 0,93$)

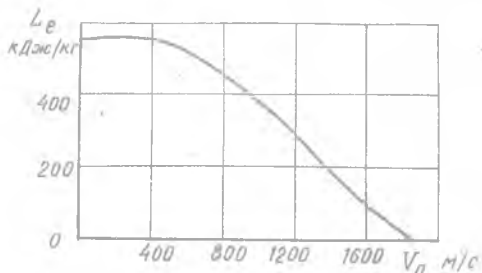
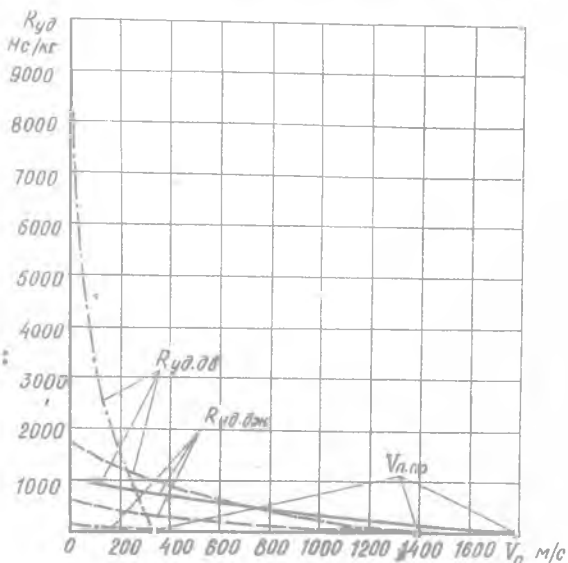


Рис.3.11. Зависимость удельной тяги от скорости полета

($T_H = 216,5\text{К}$, $T_3^* = 1600\text{К}$,

$L_{к.од} = 310 \text{ кДж/кг}$,
 $\zeta_c = 0,85, \zeta_p = 0,93$,
 $\zeta_{пгтад} = 0,9, \zeta_{пгтад} = 0,96$):

— ТРД; - - - ТРДД;
- · - · - ТВД; $m = 80$



Уменьшение удельной тяги с увеличением скорости полета является следствием правила механики: с увеличением секундного пути V_n при постоянной работе передвижения $R_{y\partial.\partial\delta} V_n$ сила $R_{y\partial.\partial\delta}$ должна снижаться. Однако это не единственная причина снижения удельной тяги. Уменьшение удельной тяги объясняется, кроме того, уменьшением количества подведенного к рабочему телу тепла Q_1 и соответствующим снижением (при $\pi_{\Sigma} > \pi_{\Sigma \text{ опт}}$) работы цикла. Последняя причина становится основной при больших сверхзвуковых скоростях полета.

При некотором значении скорости, которое будем называть предельным $V_{n \text{ пр}}$, удельная тяга обращается в нуль, так как суммарная степень повышения давления достигает предельной величины, и все подведенное тепло идет на преодоление потерь. Вследствие того, что

$$\pi_{\Sigma \text{ пр твд}} < \pi_{\Sigma \text{ пр трдд}} < \pi_{\Sigma \text{ пр трд}},$$

имеем

$$V_{n \text{ пр твд}} < V_{n \text{ пр трдд}} < V_{n \text{ пр трд}}.$$

Уменьшение удельной тяги двигателя $R_{y\partial.\partial\delta}$ (а следовательно и удельной тяги движителя $R_{y\partial.\partial\delta\kappa}$) с увеличением скорости полета ведет к увеличению полетного к.п.д. всех типов ГТД [см. формулу (2.25) и рис. 3.12]. Поэтому к.п.д. движителя ТРД, равный полетному к.п.д., с ростом скорости V_n от нуля до предельной величины увеличивается соответственно от нуля до единицы. Для ТРДД и ТВД полетный к.п.д. и коэффициент гидравлических потерь с увеличением скорости V_n изменяются противоположно. При $V_n = 0$ полетный к.п.д. равен нулю, а при $V_n = V_{n \text{ пр}}$ нулю равен коэффициент гидравлических потерь. Поэтому к.п.д. движителей ТРДД и ТВД в зависимости от скорости полета имеет максимум: вначале (на небольших скоростях) на величину $\eta_{\partial\delta\kappa}$ преобладающее влияние оказывает полетный к.п.д., а затем (на больших скоростях) — коэффициент гидравлических потерь. К.п.д. движителя ТРДД, как и удельная тяга ТРДД, занимает промежуточное положение между величинами $\eta_{\partial\delta\kappa}$ ТРД и ТВД, приближаясь с увеличением m к к.п.д. движителя ТВД (к.п.д. винта).

После того как стал известен характер зависимости $\eta_{\partial\delta\kappa} = f(V_n)$, особенности функции $R_{y\partial.\partial\delta} = f(V_n)$ для трех типов ГТД целесообразно проанализировать по формуле (2.29). Из этой формулы

следует, например, что если в каком-либо диапазоне скоростей полета к.п.д. двигателя сохраняется постоянным, то при постоянной работе цикла удельная тяга ГИД изменяется обратно пропорционально скорости полета.

Рис. 3.12. Зависимость к.п.д. от скорости полета

$$\begin{aligned} T_H &= 215,5 \text{ К,} \\ T_3^* &= 1600 \text{ К,} \end{aligned}$$

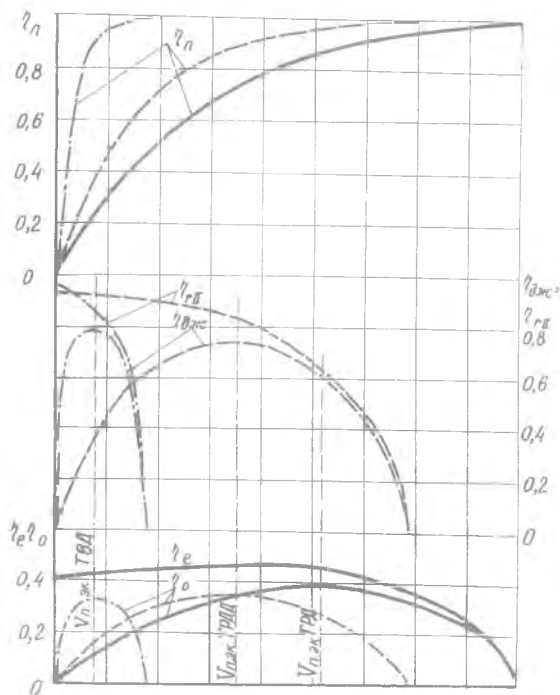
$$\begin{aligned} L_{к.од} &= 310 \text{ кДж/кг,} \\ \lambda_c &= 0,85, \lambda_p = 0,93, \end{aligned}$$

$$\eta_{ГТВД} = 0,9,$$

$$\eta_{ГТВД} = 0,96 \text{) :}$$

$$\text{--- ГТВД,} \\ m = 3; \text{--- ТВД,}$$

$$m = 80$$



Общий к.п.д. с увеличением скорости полета вначале растет, достигает максимума при некоторой скорости, которую назовем экономической $V_{n.эк}$, затем уменьшается до нуля (см. рис. 3.12). Возникновение максимума общего к.п.д. по величине V_n объясняется влиянием тех же факторов, которые определяют возникновение его по суммарной степени повышения давления.

Экономические скорости полета различных типов ГИД относительно друг друга находятся в таком же соотношении, как и экономические суммарные степени повышения давления, т.е.

$$V_{n.эк.ТВД} < V_{n.эк.ТВД} < V_{n.эк.ТВД}$$

Удельный расход топлива увеличивается с ростом скорости полета для всех типов ГТД (рис.3.13), несмотря на увеличение общего к.п.д., так как рост скорости полета в формуле (3.5) преобладает над ростом общего к.п.д. Увеличение удельного расхода можно объяснить

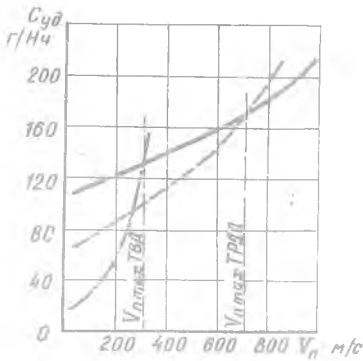


Рис.3.13. Зависимость удельного расхода топлива от скорости полета ($\Gamma_H = 216,5\text{К}$, $\Gamma_3^* = 1600\text{К}$,

$$L_{к.а\bar{д}} = 310 \text{ кДж/кг}, \quad \eta_c = 0,85,$$

$$\eta_p = 0,93, \quad \eta_{\text{ТРДД}} = 0,9,$$

$$\eta_{\text{ТВД}} = 0,96):$$

— ТРД; - - - ТРДД, $m = 2$;

- - - ТВД, $m = 80$

тем, что с ростом скорости V_p увеличивается работа, производимая каждым килограммом тяги, и для совершения этой работы необходимо затрачивать все большее количество топлива.

Увеличение $C_{уд}$ с ростом величины V_p не означает снижения эффективности ГТД, а подтверждает (см. гл.3, §1), что при изменении скорости полета величина $C_{уд}$ не может быть критерием эффективности двигателя.

Оптимальный ГТД для различных скоростей полета

Итак, с увеличением скорости полета удельная тяга всех трех типов ГТД уменьшается, а удельный расход топлива увеличивается. Различные типы ГТД отличаются только интенсивностью изменения удельных параметров (см. рис.3.11 и 3.13).

Из формул (2.29) и (3.2) следует, что особенности изменения удельной тяги и общего к.п.д. по скорости полета (различная интенсивность) на различных типах ГТД объясняются особенностями изменения к.п.д. двигателя (так как газотурбинные двигатели как тепловые машины не отличаются друг от друга). На малых скоростях к.п.д. двигателя ТРДД и ТВД в несколько раз превышают величину

↑ *δ_{жс}* ТРД. На больших скоростях это отличие несущественно.

А при некоторой скорости, которую назовем максимальной $V_{n\max}$, к.п.д. двигателя, а следовательно и удельные параметры ТРДД (ТВД), сравниваются с к.п.д. двигателя и удельными параметрами ТРД (см. рис. 3.11, 3.12 и 3.13). При дальнейшем увеличении скорости полета ТРДД и ТВД начинают уступать по удельным параметрам турбореактивному двигателю. По достижении предельной скорости $V_{n\text{пр}}$ тяга всех трех типов ГТД, как уже было показано, становится равной нулю.

Отмеченные особенности различных типов ГТД свидетельствуют о различном влиянии степени двухконтурности на к.п.д. двигателя, а следовательно, и на удельные параметры ГТД при различных скоростях полета. Это объясняется тем, что на различных скоростях V_n величина m по-разному влияет на величину потерь кинетической энергии и на гидравлические потери в двигателе. На малых скоростях, когда скорость истечения намного больше скорости полета и потери кинетической энергии относительно велики (полетный к.п.д. η_n низок), с увеличением степени двухконтурности m существенно уменьшаются потери кинетической энергии (к.п.д. η_n растет); при этом гидравлические потери в наружном контуре увеличиваются (коэффициент η_{rII} снижается) несущественно. В результате оптимальная степень двухконтурности достигает значительной величины, а к.п.д. двигателя ТРДД (к.п.д. винта ТВД) при этом намного превышает полетный к.п.д. ТРД (см. рис. 2.7). На больших скоростях полета, когда потери кинетической энергии невелики, наоборот, с увеличением m полетный к.п.д. увеличивается несущественно, а коэффициент η_{rII} значительно уменьшается [см. формулу (2.21)]. Поэтому оптимальная степень двухконтурности невелика, а к.п.д. двигателя ТРДД при этом мало отличается от полетного к.п.д. ТРД (рис. 3.14).

Из этого следует, что для достижения максимального к.п.д. двигателя, а следовательно максимальной удельной тяги и минимального удельного расхода топлива, газотурбинный двигатель с заданными значениями T_3^* и L_k на различных скоростях полета должен иметь переменные параметры двигателя: с увеличением скорости V_n оптимальная степень двухконтурности и оптимальный коэффициент α , характеризующий распределение энергии между контурами, уменьшаются [зависимость оптимальных параметров двигателя от скорости по-

теги можно проанализировать также по формулам (2.35) и (2.41)]

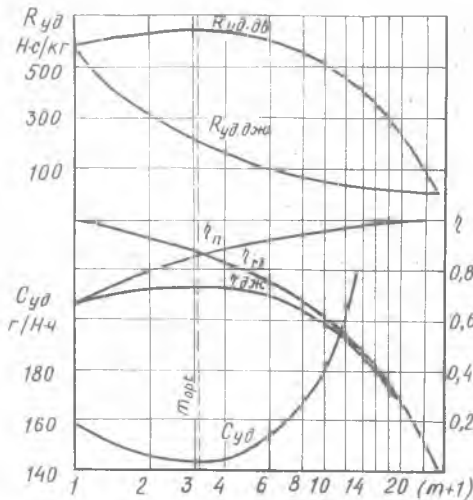


Рис.3.14. Влияние степени двухконтурности на удельные параметры ГТД ($L_e = 520$ кДж/кг, $V_n = 590$ м/с, $\lambda_{II} = 0,9$)

кривые η_o ; $C_{уд} = f(V_n)$ для такого оптимального ГТД огибают соответствующие зависимости бесконечно большого числа газотурбинных двигателей, отличающихся по величинам m и x (рис.3.15).

Каждый ГТД с постоянными значениями m и x_{opt} является оптимальным только на одной, экономической, скорости полета. Применение этого ГТД на скоростях полета, отличающихся от экономической, приводит к снижению его эффективности по сравнению с эффективностью оптимального ГТД. На меньших скоростях тяга меньше максимальной, а удельный расход топлива больше минимального, так как $m < m_{opt}$; на больших скоростях удельные параметры также хуже удельных параметров оптимального ГТД, так как $m > m_{opt}$. Поэтому для получения максимальной эффективности каждый тип ГТД (с данными значениями m и x) целесообразно применять в определенном диапазоне скоростей. Так, для частного случая, который иллюстрируется на рис. 3.15, максимальный общий к.п.д. ГТД с различной степенью двухконтурности обеспечивается в следующем диапазоне скоростей:

- ТВД при $m = 600$ $0 < V_n < 80$ м/с ;
 ТВД при $m = 80$ $80 < V_n < 220$ м/с ;
 ТРДД при $m = 8$ $150 < V_n < 400$ м/с ;
 ТРД - ($m = 0$) $400 < V_n < 1400$ м/с .

Рис.3.15. К вопросу об оптимальном ГТД для различных скоростей полета ($T_H = 216,5$ К,

$$T_3^* = 1600\text{К},$$

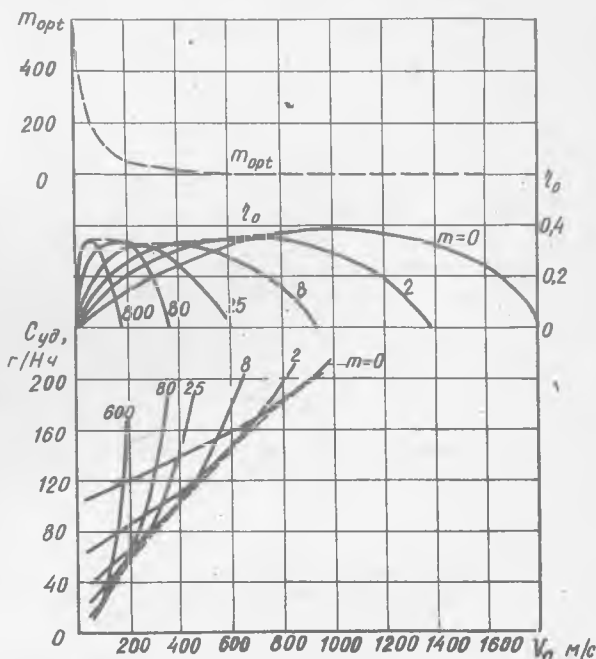
$$L_{кад} = 310\text{кДж/кг},$$

$$\zeta_c = 0,85, \zeta_p = 0,93):$$

— для ГТД,

$m = const$;

- - - для оптимального ГТД



Экономическая скорость полета (а следовательно, и рекомендуемый диапазон применения данного типа ГТД), зависит не только от степени двухконтурности, но и от параметров цикла и потерь в узлах. Увеличение работы цикла или снижение потерь в двигателе приводит к увеличению характерных скоростей ($V_{н.эк}, V_{н.мах}, V_{н.пр}$) и расширению диапазона применения ГТД.

Зависимость удельных параметров двигателя
от температуры наружного воздуха

Влияние температуры наружного воздуха рассмотрим при условии, что скорость полета сохраняется постоянной.

С повышением температуры воздуха суммарная степень повышения давления уменьшается (рис.3.16) при условии сохранения постоянной работы сжатия. Одновременно повышается температура в конце

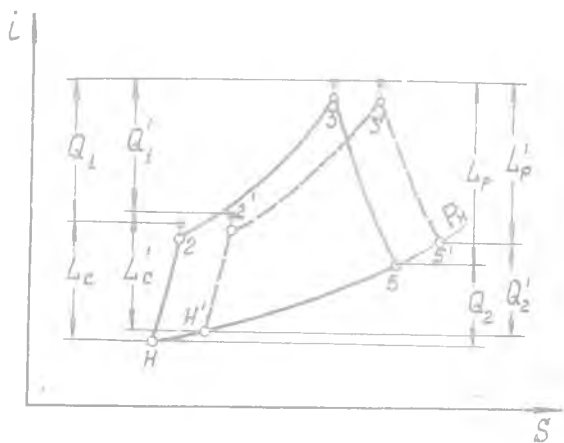


Рис.3.16. К влиянию температуры наружного воздуха на рабочий процесс основного контура ГТД:

— для температуры T_H ; - - - для температуры $T'_H > T_H$

процесса сжатия и уменьшается количество тепла Q_1 , подведенного к рабочему телу. При этом работа цикла уменьшается, так как при постоянной работе сжатия уменьшается работа расширения газа [см. уравнение (1.8)]. Эффективный к.п.д. снижается как вследствие снижения термического к.п.д., так и коэффициента гидравлических потерь λ_{rI} в основном контуре двигателя (см. гл.1, §5).

Величина удельной тяги ГТД с повышением температуры T_H изменяется так же, как и работа цикла. Коэффициент гидравлических

потерь в двигателе ζ_{rII} и полетный к.п.д. изменяются противоположно: коэффициент ζ_{rII} снижается, а к.п.д. ζ_n растет. К.п.д. двигателя увеличивается, так как преобладает влияние на него полетного к.п.д.

Общий к.п.д. изменяется так же, как и эффективный, вследствие преобладающего влияния последнего. Величина удельного расхода топлива изменяется обратно пропорционально общему к.п.д.

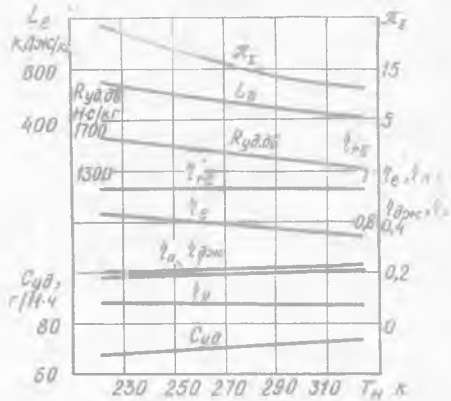
Рис.3.17. Зависимость удельных параметров ТРДД от температуры наружного воздуха

($V_n = 70 \text{ м/с}$, $T_3^* = 1600 \text{ К}$,

$$L_c = 390 \text{ кДж/кг}, m = 2,$$

$$\zeta_c = 0,85, \zeta_p = 0,93,$$

$$\zeta_{II} = 0,9)$$



Удельные параметры ГТД с увеличением температуры наружного воздуха значительно ухудшаются (рис.3.17).

§5. Потери в ГТД

Зависимость удельных параметров двигателя от потерь в узлах

Данные зависимости будем анализировать, предполагая, что параметры цикла, внешние условия и степень двухконтурности сохраняются неизменными, а распределение энергии между контурами задано равенством скоростей $C_{5II} = C_{5I}$.

Рассмотрим, как изменятся удельные параметры ГТД, если потери в процессах сжатия и расширения увеличатся, т.е. к.п.д. ζ_c и ζ_p уменьшатся при постоянных значениях к.п.д. наружного контура и коэффициента полноты сгорания топлива.

Снижение к.п.д. процесса сжатия ζ_c ведет к увеличению работы L_c , необходимой для сжатия рабочего тела до заданного

давления [см. уравнение (I.8) и рис. 3.18)]. При этом увеличивается температура в конце процесса сжатия [см. зависимость (I.14)] и уменьшается количество тепла Q_1 , подведенного к рабочему телу [см. формулу (I.1)] .

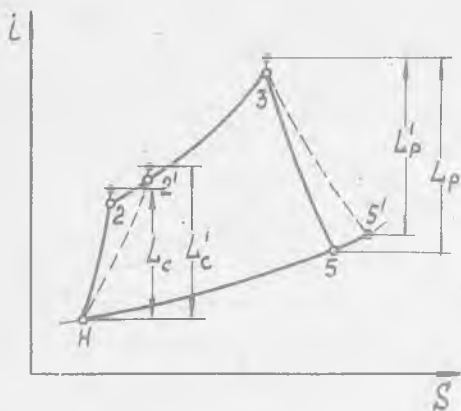


Рис.3.18. К влиянию потерь в процессах сжатия и расширения на рабочий процесс основного контура ГТД:

— для к.п.д.
 η_c, η_p ;
 - - - для к.п.д.
 $\eta_c' < \eta_c, \eta_p' < \eta_p$

Снижение к.п.д. процесса расширения η_p ведет к уменьшению работы расширения L_p . При этом увеличивается температура в конце процесса расширения и увеличивается количество тепла Q_2 , отведенного в атмосферу с выхлопными газами.

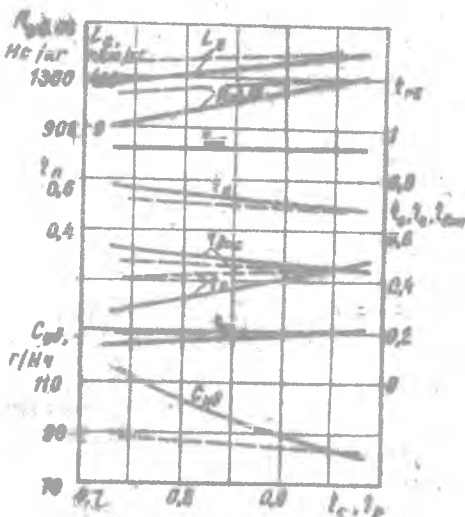
Оба фактора приводят к уменьшению работы цикла, к снижению коэффициента гидравлических потерь в основном контуре ГТД $\eta_{гТ}$ и эффективного к.п.д. [см. формулы (I.23) и (I.25)]. Эффективность ГТД как тепловой машины снижается.

Как следует из формулы (2.33), при снижении работы цикла уменьшается удельная тяга ГТД. Соответственно уменьшается удельная тяга двигателя, снижаются потери кинетической энергии с выхлопными газами, увеличивается полетный к.п.д. Коэффициент гидравлических потерь $\eta_{гТ}$ при снижении работы L_e уменьшается [см. равенство (2.15)] - возрастает доля работы цикла, идущая на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре. Величины η_n и $\eta_{гТ}$ оказывают на к.п.д. двигателя противоположное влияние. Обычно преобладающее влияние оказывает полетный к.п.д., поэтому к.п.д. двигателя увеличивается (рис.3.19).

Эффективный к.п.д. и к.п.д. двигателя, в свою очередь, оказывают противоположное влияние на общий к.п.д. В рассматриваемом

случае преобладающее влияние оказывает величина ζ_e - при увеличении потерь в процессах сжатия и расширения всегда общий к.п.д. двигателя снижается, а удельный расход топлива увеличивается.

Рис.3.19. Влияние к.п.д. процесса сжатия (- - -) и к.п.д. процесса расширения (—) на удельные параметры ТРДД ($T_H = 216,5\text{К}$, $V_H = 200\text{ м/с}$, $T_3^* = 1600\text{К}$, $\pi_{\Sigma} = 25$, $m = 2$, $\zeta_H = 0,9$)



Рассмотрим влияние потерь в наружном контуре ТРДД (винте ТВД) на удельные параметры двигателя. Изменение величины этих потерь не влияет на рабочий процесс в основном контуре двигателя: работа цикла и эффективный к.п.д. сохраняются неизменными, изменяются только параметры рабочего процесса в наружном контуре ТРДД (рис.3.20). При увеличении потерь в двигателе (при снижении к.п.д. наружного контура ζ_H) снижается коэффициент гидравлических потерь ζ_{PH} и уменьшается удельная тяга. При этом снижается и к.п.д. двигателя (рис.3.21), несмотря на увеличение полетного к.п.д., так как преобладает влияние коэффициента ζ_{PH} . Общий к.п.д. изменяется пропорционально (а удельный расход топлива - обратно пропорционально) изменению к.п.д. двигателя.

При изменении коэффициента полноты сгорания топлива ζ_{KC} величины работы цикла и удельной тяги ТРДД не изменяются, так как они не зависят от полноты сгорания при условии сохранения постоянных

параметров цикла и двигателя. Эффективный и общий к.п.д. изменяются пропорционально изменению коэффициента $\eta_{кв}$.

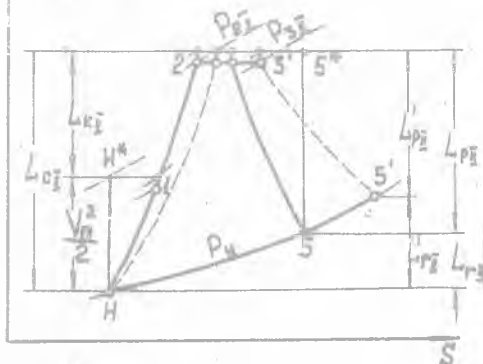


Рис.3.20. К влиянию потерь на рабочий процесс в наружном контуре ТРДД:

— для к.п.д. η_{π} ;
 - - - для к.п.д. $\eta'_{\pi} < \eta_{\pi}$

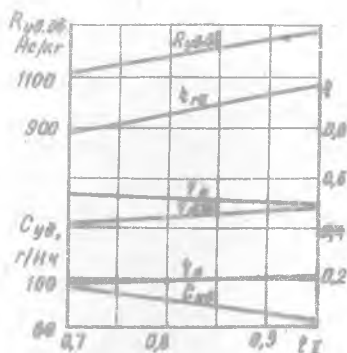


Рис.3.21. Влияние к.п.д. наружного контура на удельные параметры ТРДД
 $L_e = 560$ кДж/кг,
 $V_n = 200$ м/с, $m = 2$)

Кроме того, потери в узлах оказывают влияние на оптимальные значения термодинамических параметров. С увеличением потерь в процессах сжатия и расширения снижаются оптимальная, предельная [см. формулу (1.18)] и экономическая суммарная степени повышения давления в двигателе и возрастает минимальная и экономическая [см. выражения (1.12) и (3.10)] температуры газа перед турбиной. Одновременно снижаются оптимальные параметры двигателя: степень двухконтурности m_{opt} и коэффициент x_{opt} [см. зависимости (2.35) и (2.41)] вследствие снижения работы цикла и увеличения доли этой работы, идущей на преодоление гидравлических сопротивлений в наружном контуре. Оптимальные параметры двигателя уменьшаются также при увеличении потерь в наружном контуре ТРДД (венте ТВД). Коэффициент полноты сгорания топлива не влияет на оптимальные параметры цикла и двигателя.

Значительное увеличение потерь в процессах сжатия и расширения может привести к тому, что минимальная температура T_{3min}^* и предельная степень повышения давления π_{znp} достигнут заданных.

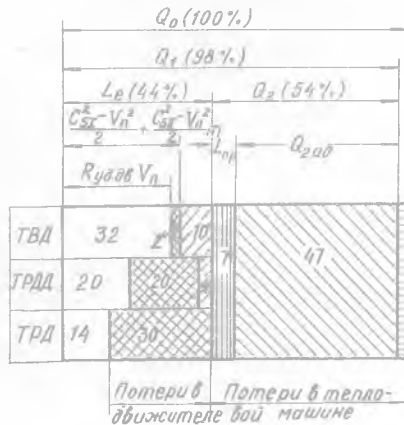
для данного двигателя максимальных значений, и следовательно, работа цикла будет равна нулю. Это значит, что любым заданным параметрам цикла соответствует определенный уровень потерь, превышение которого приводит к вырождению цикла.

Энергетический баланс ГТД

В заключение проследим преобразование располагаемой энергии топлива Q_0 , приходящейся на 1 кг рабочего тела, в работу передвижения летательного аппарата для трех типов ГТД (рис.3.22). Величину Q_0 примем за 100%.

Рис.3.22. Энергетический баланс ГТД

- ▨ - $(1-\eta_{кс})Q_0$
- ▧ - $Q_{2ад}$
- ▩ - $L_{рл} m$
- ▦ - $L_{сг}(m+1)$
- ▧ - $L_{р.р}$



Вследствие неполного сгорания топлива часть тепла от располагаемой энергии Q_0 не выделяется в камере сгорания. Так, при коэффициенте полноты сгорания топлива, обычно равном $\eta_{кс} = 0,98$, 2% топлива выбрасывается в атмосферу с продуктами неполного сгорания, остальное тепло Q_1 подводится к рабочему телу.

В основном контуре двигателя совершается процесс преобразования тепла, подведенного к рабочему телу, в работу цикла. Часть Q_2 этого тепла выбрасывается в атмосферу с нагретыми выхлопными газами (величина Q_2 складывается из тепловых потерь $Q_{2а}$, которые обусловлены термодинамическим несовершенством цикла и учитываются термическим к.п.д., и потерь $L_{р.р}$, обусловленных влиянием сил вязкости в процессе расширения). Остальное тепло, равное $Q_1 - Q_2$, преобразуется в работу цикла (см. гл. 1, §4).

Так как отношение работы цикла и располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива равно эффективному к.п.д., а энергия Q_0 принята за 100%, то величина работы цикла количественно равна эффективному к.п.д. (в процентах). В рассматриваемом частном случае ($T_H = 216,5\text{K}$, $V_n = 750 \text{ км/ч}$, $T_3^* = 1600\text{K}$, $\pi_\varepsilon = 25$) только 44% тепла преобразуется в работу цикла.

В двигателе работа цикла преобразуется в полезную работу перемещения летательного аппарата, которая для 1 кг рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, равна произведению удельной тяги двигателя на скорость полета $R_{уд.дв} V_n$. При этом часть работы цикла идет на преодоление потерь, которые складываются из внутренних $L_{рв} m$ (см. гл. 2, §3) и внешних $L_{св} (m+1)$.

Часть работы цикла, идущая на преодоление внутренних (гидравлических) потерь, преобразуется в тепловую энергию и выбрасывается в атмосферу в виде тепла нагретого рабочего тела, выходящего из двигателя. Эти потери учитываются коэффициентом гидравлических потерь $\eta_{рв}$. Для ТРД $\eta_{рв} = 1$, так как двигатель ТРД является одновременно основным контуром, потери в котором учитываются эффективным к.п.д. В ТРДД и ТВД на преодоление гидравлических потерь в двигателе затрачивается 4 и 10% от энергии Q_0 . Это означает, что в этих случаях 91 ($\eta_{рв} = 0,91$) и 78% ($\eta_{рв} = 0,78$) работы цикла идет на приращение кинетической энергии рабочего тела.

На ТРД, ТРДД и ТВД внешние потери $L_{св} (m+1)$, представляющие собой кинетическую энергию рабочего тела, которое движется относительно неподвижной внешней среды, составляют соответственно 30, 20 и 2% от энергии Q_0 . Это означает, что на этих двигателях соответственно 32 ($\eta_n = 0,32$), 50 ($\eta_n = 0,50$) и 94% ($\eta_n = 0,94$) от приращения кинетической энергии составляет полезная работа перемещения летательного аппарата.

Преобладающий рост полетного к.п.д. приводит к повышению эффективности двигателей ТВД и ТРДД по сравнению с эффективностью двигателя ТРД: $\eta_{дв.твд} = 0,74$, $\eta_{дв.трдд} = 0,46$, $\eta_{дв.трд} = 0,32$ несмотря на увеличение гидравлических потерь.

Соответственно величина полезной работы $R_{уд.дв} V_n$ увеличивается, (по сравнению с полезной работой ТРД), в ~ 1,5 раза на ТРДД и в 2,3 раза на ТВД.

Величина полезной работы передвижения летательного аппарата при принятых допущениях численно равна общему к.п.д. ГТД.

Из диаграммы энергетического баланса (см. рис.3.22) следует, что в полезную работу передвижения летательного аппарата в рассматриваемом случае преобразуется $\sim \frac{1}{7}$ часть располагаемой энергии топлива на ТРД $\sim \frac{1}{5}$ - на ТРДД и $\sim \frac{1}{3}$ - на ТВД. Значительное повышение эффективности преобразования тепла в работу на ТРДД и ТВД (по сравнению с ТРД) объясняется улучшением двигателя как двигателя.

В Ы В О Д Ы

1. Величина удельной тяги трех основных типов ГТД в зависимости от параметров цикла изменяется так же, как величина работы цикла: монотонно растет с увеличением температуры газа перед турбиной и имеет максимум по суммарной степени повышения давления. В рабочем диапазоне изменения параметров цикла к.п.д. двигателей ТРД и ТРДД изменяются противоположно изменению удельной тяги, к.п.д. винта ТВД на основных эксплуатационных режимах сохраняется практически постоянным. В граничных точках, где величина работы цикла, уменьшаясь, становится равной величине гидравлических потерь в двигателе, к.п.д. $\zeta_{\text{ДЖ}}$ ТРДД и ТВД обращается в нуль.
2. Критерием эффективности ГТД служит общий к.п.д., который показывает степень преобразования располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива в полезную работу передвижения летательного аппарата. В качестве частного критерия эффективности используется также величина удельного расхода топлива, которая, однако, неоднозначно определяется общим к.п.д.
3. Эффективность ГТД зависит от параметров цикла (T_3^* и π_2), параметров двигателя (m и x), внешних условий (V_n и T_n) и уровня потерь в узлах двигателя. Общий к.п.д. по каждому из параметров цикла, параметров двигателя и по скорости полета имеет максимум.
4. Возникновение максимума общего к.п.д. и минимума удельного расхода топлива по температуре газа перед турбиной объясняется противоположным влиянием двух факторов: увеличения коэффициента гидравлических потерь с ростом температуры T_3^* и одновременного уменьшения полетного к.п.д.

5. Максимум общего к.п.д. и минимум удельного расхода топлива по суммарной степени повышения давления объясняется противоположным влиянием тех же факторов, которые обуславливают максимум эффективного к.п.д. На величину $\mathcal{K}_{\Sigma \text{ЭК}}$ различных типов ГТД оказывает влияние, кроме того, изменение к.п.д. двигателя.
6. При постоянных параметрах цикла, изменяя параметры двигателя (m и x), можно получить бесконечно большой ряд ГТД от ТРД ($m = 0, x = 0$) до ТВД с вертолетным винтом ($m \approx 1000, x \approx 0,95 - 0,99$). При выборе параметров ТРД и ТВД необходимо оптимально распределить энергию между двигателем и двигателем, т.е. принять $x = x_{opt}$. Степень двухконтурности ТРД выбирают всегда меньше m_{opt} , чтобы обеспечить достаточно низкие значения удельного расхода топлива при приемлемых габаритах.
7. Для снижения удельного расхода топлива ТРД, необходимо увеличивать суммарную степень повышения давления (при умеренных значениях Γ_3^*), а на ТВД, кроме того, увеличивать температуру газа перед турбиной. Для существенного улучшения экономичности ТРД следует одновременно повышать четыре параметра: $\mathcal{K}_{\Sigma}, \Gamma_3^*, m$ и x .
8. При увеличении скорости полета три основных типа ГТД становятся близки по тяговым и экономическим характеристикам. Удельная тяга всех трех типов ГТД снижается, а общий к.п.д. имеет максимум по скорости полета. Для получения максимальной эффективности целесообразно на режимах длительной работы каждый тип ГТД применять только в определенном диапазоне скоростей. Оптимальный ГТД в широком диапазоне скоростей - это преобразуемый двигатель с переменной степенью двухконтурности от ТВД при $V_n = 0$ до ТРД на больших сверхзвуковых скоростях.
9. Повышение температуры наружного воздуха при постоянных параметрах рабочего процесса ведет к ухудшению удельных параметров двигателя: удельная тяга снижается, а удельный расход топлива растет. Аналогично влияет на удельные параметры двигателя увеличение потерь в его узлах.

К о н т р о л ь н ы е в о п р о с ы

1. Что общего имеют критерии $\eta_o, C_{уд}$ и C_e ? Чем они отличаются друг от друга?
2. От каких параметров зависит удельный расход топлива ГТД?
3. Каковы особенности изменения удельной тяги трех основных типов ГТД в зависимости от температуры газа перед турбиной?

4. Каковы особенности изменения к.п.д. двигателя трех основных типов ГТД в зависимости от температуры газа перед турбиной?
5. Как и почему удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависит от температуры газа перед турбиной?
6. Что представляет собой экономическая температура газа перед турбиной $T_{3\text{эк}}$ и от каких факторов она зависит?
7. Как и почему удельная тяга трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления?
8. Как и почему к.п.д. двигателя трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления?
9. Как и почему удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления?
10. Что представляет собой экономическая суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma\text{эк}}$ и от каких факторов она зависит?
11. Как и почему удельный расход топлива ТРДД зависит от параметров двигателя (m и x)?
12. Каковы особенности изменения удельной тяги трех основных типов ГТД в зависимости от скорости полета?
13. Каковы особенности изменения к.п.д. двигателя трех основных типов ГТД в зависимости от скорости полета?
14. Как и почему общий к.п.д. и удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависят от скорости полета?
15. Что представляют собой и от каких факторов зависят экономическая, максимальная и предельная скорости полета? Каков диапазон целесообразного применения каждого типа ГТД в зависимости от скорости полета?
16. Каким должен быть оптимальный ГТД, предназначенный для длительной работы в широком диапазоне скоростей полета? Как и почему удельные параметры оптимального ГТД отличаются от удельных параметров ТРД?
17. Как удельные параметры ГТД зависят от величины потерь в процессах сжатия и расширения?
18. Как удельные параметры ГТД зависят от величины потерь в двигателе и от коэффициента полноты сгорания топлива?
19. Как удельные параметры ГТД зависят от температуры наружного воздуха?

20. Каковы особенности энергетического баланса трех основных типов ГТД?
21. Сформулируйте основные выводы по главе "Критерии эффективности двигателя. Влияние различных факторов на удельные параметры ГТД".

З а д а ч и

1. Определить удельный расход топлива ГТД, если тяга $R = 5 \cdot 10^4 \text{ Н}$, расход воздуха через основной контур двигателя $G_T = 50 \text{ кг/с}$, коэффициент избытка воздуха в камере сгорания $\alpha = 4$. Изменением массы рабочего тела по тракту двигателя пренебречь.
2. Определить полетный к.п.д. ТРД, если при скорости полета $V_n = 700 \text{ км/ч}$ удельный расход топлива $C_{yd} = 80 \text{ г/нч}$, эффективный к.п.д. $\eta_e = 0,45$, коэффициент гидравлических потерь в наружном контуре $\eta_{pH} = 0,9$. Принять $H_u = 429 \cdot 10^5 \text{ Дж/кг}$.
3. При скорости $V_n = 400 \text{ км/ч}$ тяга, расход топлива и расход воздуха через основной контур двигателя соответственно равны

$$R = 5 \cdot 10^4 \text{ Н}, G_T = 0,8 \text{ кг/с}, G_T = 50 \text{ кг/с}.$$

- С увеличением скорости V_n до 1000 км/ч к.п.д. двигателя увеличился в 2 раза при постоянном эффективном к.п.д. и при постоянной работе цикла. Определить удельную тягу и удельный расход топлива ГТД при $V_n = 1000 \text{ км/ч}$.
4. Определить расход воздуха через винт ТВД, если тяга, развиваемая ТВД и винтом, равна $R = 10^5 \text{ Н}$, удельный расход топлива $C_{yd} = 25 \text{ г/нч}$, относительный расход топлива через камеру сгорания $q_T = 0,017$, отношение величины расхода воздуха через винт к величине расхода рабочего тела через основной контур двигателя $m = 100$. Изменением массы рабочего тела по тракту двигателя пренебречь.
 5. Определить эффективный удельный расход топлива C_e ТВД, если количество тепла Q_1 , подведенного к 1 кг рабочего тела, и тепла Q_2 , отданного рабочим телом, соответственно равны: $Q_1 = 1000 \text{ кДж/кг}$, $Q_2 = 650 \text{ кДж/кг}$. Принять $H_u = 429 \cdot 10^5 \text{ Дж/кг}$, $\eta_{кс} = 0,98$.

Приложение I

Таблицы основных газодинамических функций для воздуха
 $K=1,4$

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,00	1,0000	1,0000	∞	0,0000	1,0000	0,0000
0,01	1,000	0,9999	50,0050	0,0158	1,0000	0,0091
0,02	0,9999	0,9998	25,0100	0,0315	1,0002	0,0183
0,03	0,9999	0,9995	16,6817	0,0473	1,0006	0,0274
0,04	0,9997	0,9990	12,5200	0,0631	1,0009	0,0365
0,05	0,9996	0,9986	10,0250	0,0788	1,0015	0,0457
0,06	0,9994	0,9979	8,3633	0,0945	1,0021	0,0548
0,07	0,9992	0,9971	7,1779	0,1102	1,0028	0,0639
0,08	0,9989	0,9963	6,2900	0,1259	1,0038	0,0731
0,09	0,9987	0,9953	5,6006	0,1415	1,0047	0,0822
0,10	0,9983	0,9942	5,0500	0,1571	1,0058	0,0914
0,11	0,9980	0,9929	4,6005	0,1726	1,0070	0,1005
0,12	0,9976	0,9916	4,2267	0,1882	1,0083	0,1097
0,13	0,9972	0,9901	3,9112	0,2036	1,0100	0,1190
0,14	0,9967	0,9886	3,6414	0,2190	1,0113	0,1280
0,15	0,9963	0,9870	3,4083	0,2344	1,0129	0,1372
0,16	0,9957	0,9851	3,2050	0,2497	1,0147	0,1460
0,17	0,9952	0,9832	3,0262	0,2649	1,0165	0,1560
0,18	0,9946	0,9812	2,8678	0,2801	1,0185	0,1650
0,19	0,9940	0,9791	2,7266	0,2952	1,0206	0,1740
0,20	0,9933	0,9768	2,6000	0,3102	1,0227	0,1830
0,21	0,9927	0,9745	2,4860	0,3252	1,0250	0,1920
0,22	0,9919	0,9720	2,3827	0,3401	1,0274	0,2020
0,23	0,9912	0,9695	2,2889	0,3549	1,0298	0,2109
0,24	0,9904	0,9668	2,2033	0,3696	1,0315	0,2202
0,25	0,9896	0,9640	2,1250	0,3842	1,0350	0,2290
0,26	0,9887	0,9611	2,0531	0,3987	1,0378	0,2387
0,27	0,9879	0,9581	1,9868	0,4131	1,0406	0,2480
0,28	0,9869	0,9550	1,9257	0,4274	1,0435	0,2573
0,29	0,9860	0,9518	1,8691	0,4416	1,0465	0,2670

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,30	0,9850	0,9485	1,8167	0,4557	1,0496	0,2760
0,31	0,9840	0,9451	1,7679	0,4697	1,0528	0,2850
0,32	0,9829	0,9415	1,7225	0,4835	1,0559	0,2947
0,33	0,9819	0,9379	1,6802	0,4972	1,0593	0,3040
0,34	0,9807	0,9342	1,6406	0,5109	1,0626	0,3134
0,35	0,9796	0,9303	1,6036	0,5243	1,0661	0,3228
0,36	0,9784	0,9265	1,5689	0,5377	1,0696	0,3322
0,37	0,9772	0,9224	1,5364	0,5509	1,0732	0,3417
0,38	0,9759	0,9183	1,5058	0,5640	1,0768	0,3511
0,39	0,9747	0,9141	1,4770	0,5769	1,0805	0,3606
0,40	0,9733	0,9097	1,4500	0,5897	1,0842	0,3701
0,41	0,9720	0,9053	1,4245	0,6024	1,0880	0,3796
0,42	0,9706	0,9008	1,4005	0,6149	1,0918	0,3892
0,43	0,9692	0,8962	1,3778	0,6272	1,0957	0,3987
0,44	0,9677	0,8915	1,3564	0,6394	1,0996	0,4083
0,45	0,9663	0,8868	1,3361	0,6515	1,1036	0,4179
0,46	0,9647	0,8819	1,3170	0,6633	1,1076	0,4275
0,47	0,9632	0,8770	1,2988	0,6750	1,1116	0,4372
0,48	0,9616	0,8719	1,2817	0,6865	1,1156	0,4468
0,49	0,9600	0,8668	1,2154	0,6979	1,1197	0,4565
0,50	0,9583	0,8616	1,2500	0,7091	1,1239	0,4663
0,51	0,9567	0,8563	1,2354	0,7201	1,1279	0,4760
0,52	0,9549	0,8509	1,2215	0,7309	1,1320	0,4858
0,53	0,9532	0,8455	1,2084	0,7416	1,1362	0,4956
0,54	0,9514	0,8400	1,1959	0,7520	1,1403	0,5054
0,55	0,9496	0,8344	1,1841	0,7623	1,1445	0,5152
0,56	0,9477	0,8287	1,1729	0,7724	1,1486	0,5251
0,57	0,9459	0,8230	1,1622	0,7823	1,1528	0,5350
0,58	0,9439	0,8172	1,1521	0,7920	1,1569	0,5450
0,59	0,9420	0,8112	1,1425	0,8015	1,1610	0,5549

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,60	0,9400	0,8053	1,1333	0,8109	1,1651	0,5649
0,61	0,9380	0,7992	1,1247	0,8198	1,1691	0,5750
0,62	0,9359	0,7932	1,1164	0,8288	1,1733	0,5850
0,63	0,9339	0,7870	1,1086	0,8375	1,1772	0,5951
0,64	0,9317	0,7808	1,1012	0,8459	1,1812	0,6053
0,65	0,9296	0,7745	1,0942	0,8543	1,1852	0,6154
0,66	0,9274	0,7681	1,0876	0,8623	1,1891	0,6256
0,67	0,9252	0,7617	1,0813	0,8701	1,1929	0,6359
0,68	0,9229	0,7553	1,0753	0,8778	1,1967	0,6461
0,69	0,9207	0,7488	1,0696	0,8852	1,2005	0,6565
0,70	0,9183	0,7422	1,0643	0,8924	1,2042	0,6668
0,71	0,9160	0,7356	1,0592	0,8993	1,2078	0,6772
0,72	0,9136	0,7289	1,0544	0,9061	1,2114	0,6876
0,73	0,9112	0,7221	1,0499	0,9126	1,2148	0,6981
0,74	0,9087	0,7154	1,0457	0,9189	1,2183	0,7086
0,75	0,9063	0,7086	1,0417	0,9250	1,2216	0,7192
0,76	0,9037	0,7017	1,0379	0,9308	1,2249	0,7298
0,77	0,9012	0,6948	1,0344	0,9364	1,2280	0,7404
0,78	0,8986	0,6878	1,0310	0,9418	1,2311	0,7511
0,79	0,8960	0,6809	1,0279	0,9469	1,2341	0,7619
0,80	0,8933	0,6738	1,0250	0,9518	1,2370	0,7727
0,81	0,8907	0,6668	1,0223	0,9565	1,2398	0,7835
0,82	0,8879	0,6597	1,0198	0,9610	1,2425	0,7944
0,83	0,8852	0,6526	1,0174	0,9652	1,2451	0,8053
0,84	0,8824	0,6454	1,0152	0,9691	1,2475	0,8163
0,85	0,8796	0,6382	1,0132	0,9729	1,2498	0,8274
0,86	0,8767	0,6310	1,0114	0,9764	1,2520	0,8384
0,87	0,8739	0,6238	1,0097	0,9796	1,2541	0,8496
0,88	0,8709	0,6165	1,0082	0,9826	1,2560	0,8608
0,89	0,8680	0,6092	1,0068	0,9854	1,2579	0,8721

K=1,4

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,90	0,8650	0,6019	1,0056	0,9879	1,2595	0,8838
0,91	0,8620	0,5946	1,0044	0,9902	1,2611	0,8947
0,92	0,8589	0,5873	1,0035	0,9923	1,2625	0,9062
0,93	0,8559	0,5800	1,0026	0,9941	1,2637	0,9177
0,94	0,8527	0,5726	1,0019	0,9957	1,2648	0,9292
0,95	0,8496	0,5653	1,0013	0,9970	1,2658	0,9409
0,96	0,8464	0,5579	1,0008	0,9981	1,2666	0,9528
0,97	0,8432	0,5505	1,0005	0,9989	1,2671	0,9644
0,98	0,8399	0,5431	1,0002	0,9953	1,2676	0,9761
0,99	0,8367	0,5357	1,0000	0,9999	1,2678	0,9880
1,00	0,8333	0,5283	1,0000	1,0000	1,2679	1,0000
1,01	0,8300	0,5209	1,0000	0,9999	1,2678	1,0120
1,02	0,8266	0,5135	1,0002	0,9995	1,2675	1,0241
1,03	0,8232	0,5061	1,0004	0,9989	1,2671	1,0363
1,04	0,8197	0,4987	1,0008	0,9980	1,2664	1,0486
1,05	0,8163	0,4913	1,0012	0,9969	1,2655	1,0609
1,06	0,8127	0,4840	1,0017	0,9957	1,2646	1,0733
1,07	0,8092	0,4766	1,0023	0,9941	1,2633	1,0858
1,08	0,8056	0,4693	1,0030	0,9924	1,2620	1,0985
1,09	0,8020	0,4619	1,0037	0,9903	1,2602	1,1111
1,10	0,7983	0,4546	1,0046	0,9880	1,2584	1,1239
1,11	0,7947	0,4473	1,0054	0,9856	1,2564	1,1367
1,12	0,7909	0,4400	1,0064	0,9829	1,2543	1,1496
1,13	0,7872	0,4328	1,0075	0,9800	1,2519	1,1627
1,14	0,7834	0,4255	1,0086	0,9768	1,2491	1,1758
1,15	0,7796	0,4184	1,0098	0,9735	1,2463	1,1890
1,16	0,7757	0,4111	1,0110	0,9698	1,2432	1,2023
1,17	0,7719	0,4040	1,0124	0,9659	1,2398	1,2157
1,18	0,7679	0,3969	1,0137	0,9620	1,2364	1,2292
1,19	0,7640	0,3898	1,0152	0,9577	1,2326	1,2428

K=1,4

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
1,20	0,7600	0,3827	1,0167	0,9531	1,2286	1,2566
1,21	0,7560	0,3757	1,0182	0,9484	1,2244	1,2708
1,22	0,7519	0,3687	1,0198	0,9435	1,2200	1,2843
1,23	0,7478	0,3617	1,0215	0,9384	1,2154	1,2974
1,24	0,7437	0,3548	1,0232	0,9331	1,2105	1,3126
1,25	0,7396	0,3479	1,0250	0,9275	1,2054	1,3268
1,26	0,7354	0,3411	1,0268	0,9217	1,2000	1,3413
1,27	0,7312	0,3343	1,0287	0,9159	1,1946	1,3558
1,28	0,7269	0,3275	1,0306	0,9096	1,1887	1,3705
1,29	0,7227	0,3208	1,0326	0,9033	1,1826	1,3853
1,30	0,7183	0,3142	1,0346	0,8969	1,1765	1,4002
1,31	0,7140	0,3075	1,0367	0,8901	1,1699	1,4153
1,32	0,7096	0,3010	1,0388	0,8831	1,1632	1,4305
1,33	0,7052	0,2945	1,0409	0,8761	1,1562	1,4458
1,34	0,7007	0,2880	1,0431	0,8688	1,1490	1,4613
1,35	0,6962	0,2816	1,0454	0,8614	1,1417	1,4769
1,36	0,6917	0,2753	1,0477	0,8538	1,1341	1,4927
1,37	0,6872	0,2690	1,0500	0,8459	1,1261	1,5087
1,38	0,6826	0,2628	1,0523	0,8380	1,1180	1,5248
1,39	0,6780	0,2566	1,0547	0,8299	1,1098	1,5410
1,40	0,6733	0,2505	1,0572	0,8216	1,1012	1,5575
1,41	0,6687	0,2445	1,0596	0,8131	1,0924	1,5741
1,42	0,6639	0,2385	1,0621	0,8046	1,0835	1,5909
1,43	0,6592	0,2326	1,0647	0,7958	1,0742	1,6078
1,44	0,6544	0,2267	1,0672	0,7869	1,0648	1,6250
1,45	0,6496	0,2209	1,0698	0,7778	1,0551	1,6423
1,46	0,6447	0,2152	1,0725	0,7687	1,0453	1,6598
1,47	0,6398	0,2095	1,0751	0,7593	1,0351	1,6776
1,48	0,6349	0,2040	1,0778	0,7499	1,0249	1,6955
1,49	0,6300	0,1985	1,0806	0,7404	1,0144	1,7137

N=1,4

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
1,50	0,6250	0,1930	1,0833	0,7307	1,0037	1,7321
1,51	0,6200	0,1876	1,0861	0,7209	0,9927	1,7506
1,52	0,6149	0,1824	1,0890	0,7110	0,9816	1,7694
1,53	0,6099	0,1771	1,0918	0,7009	0,9703	1,7885
1,54	0,6047	0,1720	1,0947	0,6909	0,9590	1,8078
1,55	0,5996	0,1669	1,0976	0,6807	0,9472	1,8273
1,56	0,5944	0,1619	1,1005	0,6703	0,9353	1,8471
1,57	0,5892	0,1570	1,1035	0,6599	0,9233	1,8672
1,58	0,5839	0,1522	1,1065	0,6494	0,9111	1,8875
1,59	0,5786	0,1474	1,1095	0,6389	0,8988	1,9081
1,60	0,5733	0,1427	1,1125	0,6282	0,8861	1,9290
1,61	0,5680	0,1381	1,1156	0,6175	0,8734	1,9501
1,62	0,5626	0,1336	1,1186	0,6067	0,8604	1,9716
1,63	0,5572	0,1291	1,1218	0,5958	0,8474	1,9934
1,64	0,5517	0,1248	1,1250	0,5850	0,8343	2,0155
1,65	0,5463	0,1205	1,1280	0,5740	0,8210	2,0380
1,66	0,5407	0,1163	1,1312	0,5630	0,8075	2,0607
1,67	0,5352	0,1121	1,1344	0,5520	0,7939	2,0839
1,68	0,5296	0,1081	1,1376	0,5409	0,7802	2,1073
1,69	0,5240	0,1041	1,1409	0,5298	0,7664	2,1313
1,70	0,5183	0,1003	1,1441	0,5187	0,7524	2,1555
1,71	0,5126	0,0965	1,1474	0,5075	0,7383	2,1802
1,72	0,5069	0,0928	1,1507	0,4965	0,7243	2,2053
1,73	0,5012	0,0891	1,1540	0,4852	0,7100	2,2308
1,74	0,4954	0,0856	1,1574	0,4741	0,6957	2,2567
1,75	0,4896	0,0821	1,1607	0,4630	0,6813	2,2831
1,76	0,4837	0,0787	1,1641	0,452	0,6669	2,3100
1,77	0,4779	0,0754	1,1675	0,4407	0,6523	2,3374
1,78	0,4719	0,0722	1,1709	0,4296	0,6378	2,3653
1,79	0,4660	0,0691	1,1743	0,4185	0,6232	2,3937

K=1,4

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
1,80	0,4600	0,0660	1,1778	0,4075	0,6085	2,4227
1,81	0,4540	0,0630	1,1813	0,3965	0,5938	2,4523
1,82	0,4479	0,0602	1,1847	0,3855	0,5791	2,4824
1,83	0,4418	0,0573	1,1882	0,3746	0,5644	2,5132
1,84	0,4357	0,0546	1,1917	0,3638	0,5497	2,5449
1,85	0,4296	0,0520	1,1953	0,3530	0,5349	2,5766
1,86	0,4234	0,0494	1,1988	0,3423	0,5202	2,6094
1,87	0,4172	0,0469	1,2024	0,3316	0,5055	2,6429
1,88	0,4109	0,0445	1,2060	0,3211	0,4909	2,6772
1,89	0,4047	0,0422	1,2100	0,3105	0,4762	2,7123
1,90	0,3983	0,0399	1,2132	0,3002	0,4617	2,7481
1,91	0,3920	0,0377	1,2168	0,2898	0,4472	2,7849
1,92	0,3856	0,0356	1,2204	0,2797	0,4327	2,8225
1,93	0,3792	0,0336	1,2241	0,2695	0,4183	2,8612
1,94	0,3727	0,0316	1,2277	0,2596	0,4041	2,9007
1,95	0,3662	0,0297	1,2314	0,2497	0,3899	2,9414
1,96	0,3597	0,0279	1,2351	0,2400	0,3758	2,9831
1,97	0,3532	0,0262	1,2388	0,2304	0,3618	3,0301
1,98	0,3466	0,0245	1,2425	0,2209	0,3480	3,0701
1,99	0,3400	0,0229	1,2463	0,2116	0,3343	3,1155
2,00	0,3333	0,0214	1,2500	0,2024	0,3203	3,1622
2,01	0,3267	0,0199	1,2537	0,1934	0,3074	3,2104
2,02	0,3199	0,0185	1,2575	0,1845	0,2942	3,2603
2,03	0,3132	0,0172	1,2613	0,1758	0,2811	3,3113
2,04	0,3064	0,0159	1,2651	0,1672	0,2683	3,3642
2,05	0,2996	0,0147	1,2689	0,1588	0,2556	3,4190
2,06	0,2927	0,0136	1,2727	0,1507	0,2431	3,4759
2,07	0,2859	0,0125	1,2765	0,1427	0,2309	3,5343
2,08	0,2789	0,0115	1,2804	0,1348	0,2189	3,5951
2,09	0,2720	0,0105	1,2842	0,1272	0,2070	3,6583

K=1,4

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
2,10	0,2650	0,0096	1,2881	0,1198	0,1956	3,7240
2,11	0,2580	0,0087	1,2920	0,1125	0,1843	3,7922
2,12	0,2509	0,0079	1,2959	0,1055	0,1733	3,8633
2,13	0,2439	0,0072	1,2997	0,0986	0,1626	3,9376
2,14	0,2367	0,0065	1,3036	0,0921	0,1522	4,0150
2,15	0,2296	0,0058	1,3076	0,0857	0,1420	4,0961
2,16	0,2224	0,0052	1,3115	0,0795	0,1322	4,1791
2,17	0,2152	0,0046	1,3154	0,0735	0,1226	4,2702
2,18	0,2079	0,0041	1,3194	0,0678	0,1134	4,3642
2,19	0,2006	0,0036	1,3233	0,0623	0,1045	4,4633
2,20	0,1933	0,0032	1,3273	0,0570	0,0960	4,5674
2,21	0,1860	0,0028	1,3312	0,0520	0,0878	4,6778
2,22	0,1786	0,0024	1,3352	0,0472	0,0799	4,7954
2,23	0,1712	0,0021	1,3392	0,0427	0,0724	4,9201
2,24	0,1637	0,0018	1,3432	0,0408	0,0695	5,0533
2,25	0,1563	0,00151	1,3472	0,0343	0,0585	5,1958
2,26	0,1487	0,00127	1,3512	0,0290	0,0496	5,3494
2,27	0,1412	0,00106	1,3553	0,0268	0,0461	5,5147
2,28	0,1336	0,00087	1,3593	0,0234	0,0404	5,6940
2,29	0,1260	0,00071	1,3633	0,0204	0,0352	5,8891
2,30	0,1183	0,00057	1,3674	0,0175	0,0302	6,1033
2,31	0,1106	0,00045	1,3715	0,0148	0,0258	6,3399
2,32	0,1029	0,00035	1,3755	0,0124	0,0217	6,6008
2,33	0,0952	0,00027	1,3796	0,0103	0,0180	6,8935
2,34	0,0874	0,00020	1,3837	0,0083	0,0146	7,2254
2,35	0,0796	0,00014	1,3878	0,0063	0,0111	7,6053
2,36	0,0717	$0,988 \cdot 10^{-4}$	1,3919	0,0051	0,0090	8,0450
2,37	0,0638	$0,657 \cdot 10^{-4}$	1,3960	0,0038	0,0068	8,5619
2,38	0,0559	$0,413 \cdot 10^{-4}$	1,4001	0,0028	0,0049	9,1882
2,39	0,0480	$0,242 \cdot 10^{-4}$	1,4042	0,0019	0,0034	9,9624

K=1,4

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
2,40	0,0400	$0,128 \cdot 10^{-4}$	1,4083	0,0012	0,0022	10,957
2,41	0,0320	$0,584 \cdot 10^{-5}$	1,4125	0,0007	0,0012	12,306
2,42	0,0239	$0,211 \cdot 10^{-5}$	1,4166	0,0003	0,0006	14,287
2,43	0,0158	$0,499 \cdot 10^{-6}$	1,4208	0,0001	0,0002	17,631
2,44	0,0077	$0,316 \cdot 10^{-7}$	1,4249	$0,058 \cdot 10^{-4}$	$0,285 \cdot 10^{-4}$	25,367
2,449	0	0	1,4290	0	0	∞

Приложение 2

Таблицы основных газодинамических функций для продуктов сгорания

K=1,33

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,00	1,0000	1,0000	∞	0,0000	1,0000	0,0000
0,01	1,0000	0,9999	50,0050	0,0159	1,0000	0,0093
0,02	0,9999	0,9998	25,0100	0,0318	1,0003	0,0185
0,03	0,9999	0,9995	16,6817	0,0476	1,0006	0,0278
0,04	0,9998	0,9991	12,5200	0,0635	1,0009	0,0371
0,05	0,9997	0,9986	10,0250	0,0793	1,0015	0,0463
0,06	0,9995	0,9980	8,3633	0,0952	1,0021	0,0556
0,07	0,9993	0,9972	7,1779	0,1110	1,0028	0,0649
0,08	0,9991	0,9964	6,2900	0,1267	1,0037	0,0742
0,09	0,9989	0,9954	5,6006	0,1425	1,0046	0,0834
0,10	0,9986	0,9944	5,0500	0,1582	1,0057	0,0927
0,11	0,9983	0,9932	4,6005	0,1738	1,0069	0,1020
0,12	0,9980	0,9918	4,2267	0,1894	1,0081	0,1113
0,13	0,9976	0,9904	3,9112	0,2052	1,0096	0,1206
0,14	0,9972	0,9889	3,6414	0,2205	1,0111	0,1299
0,15	0,9968	0,9872	3,4083	0,2360	1,0126	0,1392
0,16	0,9964	0,9854	3,2050	0,2514	1,0143	0,1485
0,17	0,9959	0,9836	3,0262	0,2667	1,0162	0,1578
0,18	0,9954	0,9816	2,8678	0,2820	1,0181	0,1672
0,19	0,9949	0,9796	2,7266	0,2972	1,0202	0,1765
0,20	0,9943	0,9774	2,6000	0,3123	1,0223	0,1858
0,21	0,9938	0,9751	2,4860	0,3273	1,0245	0,1952
0,22	0,9932	0,9728	2,3827	0,3423	1,0269	0,2045
0,23	0,9925	0,9702	2,2889	0,3571	1,0292	0,2139
0,24	0,9918	0,9675	2,2033	0,3719	1,0317	0,2233
0,25	0,9912	0,9648	2,1250	0,3866	1,0343	0,2327
0,26	0,9904	0,9619	2,0531	0,4011	1,0369	0,2420
0,27	0,9897	0,9590	1,9868	0,4156	1,0396	0,2515
0,28	0,9889	0,9560	1,9257	0,4300	1,0425	0,2609
0,29	0,9881	0,9529	1,8691	0,4443	1,0455	0,2703

$\kappa=1,33$

Продолжение

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,30	0,9873	0,9496	1,8767	0,4584	1,0485	0,2797
0,31	0,9864	0,9463	1,7679	0,4724	1,0516	0,2892
0,32	0,9855	0,9428	1,7225	0,4863	1,0547	0,2986
0,33	0,9846	0,9393	1,6802	0,5001	1,0579	0,3081
0,34	0,9836	0,9356	1,6406	0,5137	1,0612	0,3176
0,35	0,9827	0,9319	1,6036	0,5273	1,0645	0,3271
0,36	0,9817	0,9281	1,5689	0,5407	1,0680	0,3366
0,37	0,9806	0,9241	1,5364	0,5539	1,0714	0,3462
0,38	0,9796	0,9201	1,5058	0,5670	1,0750	0,3557
0,39	0,9785	0,9159	1,4770	0,5799	1,0785	0,3653
0,40	0,9773	0,9118	1,4500	0,5928	1,0822	0,3749
0,41	0,9762	0,9075	1,4245	0,6055	1,0859	0,3845
0,42	0,9750	0,9030	1,4005	0,6179	1,0896	0,3941
0,43	0,9738	0,8985	1,3778	0,6303	1,0933	0,4037
0,44	0,9726	0,8940	1,3564	0,6425	1,0972	0,4134
0,45	0,9713	0,8893	1,3361	0,6545	1,1010	0,4230
0,46	0,9700	0,8850	1,3170	0,6666	1,1053	0,4305
0,47	0,9687	0,8797	1,2988	0,6780	1,1088	0,4424
0,48	0,9674	0,8749	1,2817	0,6896	1,1128	0,4522
0,49	0,9660	0,8699	1,2654	0,7009	1,1167	0,4619
0,50	0,9646	0,8648	1,2590	0,7121	1,1207	0,4717
0,51	0,9632	0,8596	1,2354	0,7230	1,1246	0,4815
0,52	0,9617	0,8544	1,2215	0,7339	1,1287	0,4913
0,53	0,9602	0,8491	1,2084	0,7445	1,1327	0,5011
0,54	0,9587	0,8436	1,1959	0,7548	1,1365	0,5110
0,55	0,9572	0,8382	1,1841	0,7651	1,1406	0,5208
0,56	0,9556	0,8327	1,1729	0,7752	1,1447	0,5308
0,57	0,9540	0,8271	1,1622	0,7850	1,1487	0,5407
0,58	0,9524	0,8214	1,1521	0,7946	1,1526	0,5506
0,59	0,9507	0,8153	1,1425	0,8040	1,1565	0,5606

K=I,33

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,60	0,9490	0,8098	I, I333	0,8133	I, I605	0,5706
0,61	0,9473	0,8040	I, I247	0,8224	I, I645	0,5807
0,62	0,9456	0,7980	I, II64	0,8312	I, I684	0,5907
0,63	0,9438	0,7921	I, I086	0,8399	I, I724	0,6008
0,64	0,9420	0,7860	I, I012	0,8483	I, I762	0,6109
0,65	0,9402	0,7798	I, 0942	0,8564	I, I799	0,6211
0,66	0,9383	0,7737	I, 0876	0,8645	I, I838	0,6313
0,67	0,9364	0,7674	I, 0813	0,8722	I, I874	0,6415
0,68	0,9345	0,7612	I, 0753	0,8798	I, I911	0,6517
0,69	0,9326	0,7548	I, 0696	0,8871	I, I947	0,6620
0,70	0,9306	0,7483	I, 0643	0,8941	I, I981	0,6723
0,71	0,9286	0,7419	I, 0592	0,9011	I, 2017	0,6826
0,72	0,9266	0,7354	I, 0544	0,9077	I, 2051	0,6930
0,73	0,9245	0,7289	I, 0499	0,9143	I, 2086	0,7034
0,74	0,9224	0,7223	I, 0457	0,9204	I, 2118	0,7139
0,75	0,9203	0,7157	I, 0417	0,9265	I, 2151	0,7243
0,76	0,9182	0,7090	I, 0379	0,9322	I, 2182	0,7348
0,77	0,9160	0,7023	I, 0344	0,9377	I, 2212	0,7454
0,78	0,9138	0,6955	I, 0310	0,9430	I, 2241	0,7561
0,79	0,9116	0,6887	I, 0279	0,9481	I, 2270	0,7666
0,80	0,9094	0,6819	I, 0250	0,9529	I, 2298	0,7772
0,81	0,9071	0,6750	I, 0233	0,9575	I, 2324	0,7880
0,82	0,9048	0,6681	I, 0198	0,9618	I, 2349	0,7987
0,83	0,9024	0,6612	I, 0174	0,9660	I, 2374	0,8095
0,84	0,9001	0,6542	I, 0152	0,9698	I, 2397	0,8203
0,85	0,8977	0,6472	I, 0132	0,9735	I, 2419	0,8312
0,86	0,8953	0,6402	I, 0114	0,9769	I, 2440	0,8421
0,87	0,8928	0,6332	I, 0097	0,9802	I, 2461	0,8531
0,88	0,8903	0,6261	I, 0082	0,9830	I, 2478	0,8641
0,89	0,8878	0,6191	I, 0068	0,9859	I, 2497	0,8751

K=I,33

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
0,90	0,8853	0,6120	I,0056	0,9883	I,2512	0,8862
0,91	0,8827	0,6048	I,0044	0,9904	I,2525	0,8974
0,92	0,8801	0,5977	I,1035	0,9925	I,2539	0,9086
0,93	0,8775	0,5906	I,0026	0,9943	I,2552	0,9198
0,94	0,8749	0,5834	I,0019	0,9957	I,2561	0,9311
0,95	0,8722	0,5763	I,0013	0,9972	I,2572	0,9424
0,96	0,8695	0,5691	I,0008	0,9981	I,2577	0,9538
0,97	0,8667	0,5619	I,0005	0,9989	I,2583	0,9653
0,98	0,8640	0,5547	I,0002	0,9995	I,2586	0,9768
0,99	0,8612	0,5476	I,0000	I,0000	I,2591	0,9884
I,00	0,8584	0,5404	I,0000	I,0000	I,2591	I,0000
I,01	0,8555	0,5332	I,0000	I,0000	I,2590	I,0117
I,02	0,8527	0,5260	I,0002	I,9995	I,2587	I,0234
I,03	0,8497	0,5188	I,0004	0,9989	I,2583	I,0352
I,04	0,8468	0,5116	I,0008	0,9981	I,2576	I,0471
I,05	0,8439	0,5045	I,0012	0,9972	I,2570	I,0590
I,06	0,8409	0,4973	I,0017	0,9958	I,2559	I,0710
I,07	0,8379	0,4902	I,0023	0,9944	I,2548	I,0830
I,08	0,8348	0,4830	I,0030	0,9926	I,2534	I,0951
I,09	0,8317	0,4759	I,0037	0,9907	I,2520	I,1073
I,10	0,8286	0,4688	I,0046	0,9886	I,2503	I,1196
I,11	0,8255	0,4617	I,0054	0,9862	I,2484	I,1319
I,12	0,8223	0,4546	I,0064	0,9835	I,2463	I,1443
I,13	0,8192	0,4475	I,0075	0,9806	I,2439	I,1567
I,14	0,8159	0,4405	I,0086	0,9777	I,2415	I,1693
I,15	0,8127	0,4335	I,0098	0,9744	I,2388	I,1819
I,16	0,8094	0,4265	I,0110	0,9709	I,2359	I,1946
I,17	0,8061	0,4196	I,0124	0,9674	I,2330	I,2073
I,18	0,8028	0,4126	I,0134	0,9634	I,2296	I,2202
I,19	0,7994	0,4057	I,0152	0,9593	I,2261	I,2331

K=I, 33

Продолжение

λ	$\tau(\lambda)$	$\mathcal{T}(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
I, 20	0,796I	0,3986	I,0I67	0,9545	I,22I8	I,246I
I, 2I	0,7926	0,3920	I,0182	0,9506	I,2I86	I,2592
I, 22	0,7892	0,3852	I,0198	0,9459	I,2I46	I,2723
I, 23	0,7857	0,3784	I,0215	0,94I0	I,2I02	I,2856
I, 24	0,7822	0,37I6	I,0232	0,9357	I,2055	I,2990
I, 25	0,7787	0,3649	I,0250	0,9305	I,2008	I,3I24
I, 26	0,7752	0,3583	I,0268	0,9252	I,196I	I,3259
I, 27	0,77I6	0,35I6	I,0287	0,9I93	I,1907	I,3396
I, 28	0,7680	0,3450	I,0306	0,9I35	I,1853	I,3533
I, 29	0,7643	0,3385	I,0326	0,9075	I,1799	I,367I
I, 30	0,7606	0,3320	I,0346	0,90I4	I,174I	I,3820
I, 3I	0,7570	0,3255	I,0367	0,8949	I,1680	I,3950
I, 32	0,7532	0,3I9I	I,0388	0,8883	I,1618	I,409I
I, 33	0,7495	0,3I28	I,0409	0,8816	I,1555	I,4234
I, 34	0,7457	0,3065	I,043I	0,8749	I,149I	I,4377
I, 35	0,74I9	0,3092	I,0454	0,8677	I,142I	I,452I
I, 36	0,7380	0,2940	I,0477	0,8606	I,135I	I,4667
I, 37	0,7342	0,2878	I,0500	0,853I	I,1277	I,48I4
I, 38	0,7303	0,28I7	I,0523	0,8455	I,1202	I,4960
I, 39	0,7264	0,2757	I,0547	0,838I	I,1I29	I,5I10
I, 40	0,7224	0,2697	I,0572	0,8303	I,105I	I,5290
I, 4I	0,7I84	0,2637	I,0596	0,822I	I,0968	I,54I2
I, 42	0,7I44	0,2578	I,062I	0,8I40	I,0885	I,5564
I, 43	0,7I04	0,2520	I,0647	0,8060	I,0803	I,57I9
I, 44	0,7063	0,2463	I,0672	0,7976	I,07I7	I,5875
I, 45	0,7022	0,2406	I,0698	0,789I	I,0629	I,603I
I, 46	0,698I	0,2349	I,0725	0,7805	I,0539	I,6I88
I, 47	0,6940	0,2294	I,075I	0,77I8	I,0447	I,6349
I, 48	0,6898	0,2238	I,0778	0,7629	I,0353	I,65I0
I, 49	0,6856	0,2I84	I,0806	0,7540	I,0258	I,6672

$K=1,35$

Продолжение

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
I,50	0,6813	0,2138	I,0833	0,7449	I,0160	I,6836
I,51	0,6771	0,2077	I,0861	0,7357	I,0061	I,7002
I,52	0,6728	0,2024	I,0890	0,7265	0,9961	I,7169
I,53	0,6685	0,1973	I,0918	0,7172	0,9858	I,7338
I,54	0,6641	0,1921	I,0947	0,7077	0,9754	I,7508
I,55	0,6597	0,1871	I,0976	0,6982	0,9649	I,7680
I,56	0,6553	0,1821	I,1005	0,6886	0,9541	I,7854
I,57	0,6509	0,1772	I,1035	0,6789	0,9432	I,8029
I,58	0,6464	0,1723	I,1065	0,6691	0,9321	I,8207
I,59	0,6420	0,1676	I,1095	0,6593	0,9209	I,8386
I,60	0,6374	0,1628	I,1125	0,6492	0,9093	I,8567
I,61	0,6329	0,1582	I,1156	0,6394	0,8981	I,8750
I,62	0,6283	0,1537	I,1186	0,6294	0,8865	I,8935
I,63	0,6237	0,1492	I,1218	0,6193	0,8746	I,9122
I,64	0,6191	0,1448	I,1250	0,6092	0,8628	I,9311
I,65	0,6144	0,1404	I,1280	0,5991	0,8508	I,9503
I,66	0,6097	0,1362	I,1312	0,5889	0,8387	I,9696
I,67	0,6050	0,1320	I,1344	0,5786	0,8264	I,9892
I,68	0,6003	0,1278	I,1376	0,5684	0,8141	2,0089
I,69	0,5955	0,1238	I,1409	0,5561	0,8016	2,0290
I,70	0,5907	0,1198	I,1441	0,5478	0,7890	2,0493
I,71	0,5859	0,1159	I,1474	0,5374	0,7764	2,0698
I,72	0,5810	0,1121	I,1507	0,5271	0,7637	2,0906
I,73	0,5761	0,1083	I,1540	0,5168	0,7509	2,1112
I,74	0,5712	0,1047	I,1574	0,5065	0,7381	2,1330
I,75	0,5663	0,1011	I,1607	0,4961	0,7250	2,1546
I,76	0,5613	0,0975	I,1641	0,4858	0,7120	2,1765
I,77	0,5563	0,0941	I,1675	0,4755	0,6990	2,1987
I,78	0,5513	0,0907	I,1709	0,4652	0,6858	2,2211
I,79	0,5462	0,0874	I,1743	0,4550	0,6727	2,2439

K=I,33

λ	$\tau(\lambda)$	$\mathcal{T}(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
I,80	0,5411	0,0842	I,1778	0,4447	0,6595	2,2670
I,81	0,5360	0,0810	I,1813	0,4345	0,6462	2,2905
I,82	0,5309	0,0779	I,1847	0,4243	0,6329	2,3143
I,83	0,5257	0,0749	I,1882	0,4142	0,6197	2,3384
I,84	0,5205	0,0720	I,1917	0,4041	0,6063	2,3629
I,85	0,5153	0,0691	I,1953	0,3927	0,5930	2,3877
I,86	0,5100	0,0663	I,1988	0,3841	0,5797	2,4130
I,87	0,5047	0,0636	I,2024	0,3741	0,5664	2,4386
I,88	0,4994	0,0609	I,2060	0,3643	0,5531	2,4647
I,89	0,4941	0,0583	I,2100	0,3545	0,5398	2,4911
I,90	0,4887	0,0558	I,2132	0,3447	0,5266	2,5180
I,91	0,4833	0,0534	I,2168	0,3351	0,5134	2,5454
I,92	0,4779	0,0510	I,2204	0,3256	0,5002	2,5731
I,93	0,4724	0,0487	I,2241	0,3161	0,4871	2,6015
I,94	0,4670	0,0465	I,2277	0,3064	0,4740	2,6302
I,95	0,4615	0,0443	I,2314	0,2973	0,4609	2,6596
I,96	0,4559	0,0422	I,2351	0,2881	0,4480	2,6894
I,97	0,4504	0,0402	I,2388	0,2790	0,4352	2,7198
I,98	0,4448	0,0382	I,2425	0,2700	0,4224	2,7507
I,99	0,4391	0,0363	I,2463	0,2611	0,4097	2,7822
2,00	0,4335	0,0344	I,2500	0,2523	0,3971	2,8143
2,01	0,4278	0,0326	I,2537	0,2436	0,3845	2,8471
2,02	0,4221	0,0309	I,2575	0,2351	0,3723	2,8806
2,03	0,4164	0,0293	I,2613	0,2267	0,3600	2,9147
2,04	0,4106	0,0277	I,2651	0,2183	0,3477	2,9496
2,05	0,4048	0,0261	I,2689	0,2101	0,3357	2,9852
2,06	0,3990	0,0247	I,2727	0,2022	0,3240	3,0215
2,07	0,3931	0,0232	I,2765	0,1942	0,3122	3,0587
2,08	0,3873	0,0219	I,2804	0,1864	0,3005	3,0967
2,09	0,3814	0,0205	I,2842	0,1788	0,2891	3,1356

K=I,33

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
2, I0	0,3754	0,0I93	I,288I	0, I7I3	0,2778	3, I754
2, II	0,3695	0,0I8I	I,2920	0, I640	0,2668	3,2I62
2, I2	0,3635	0,0I69	I,2959	0, I569	0,2559	3,2579
2, I3	0,3574	0,0I58	I,2997	0, I500	0,245I	3,3007
2, I4	0,35I4	0,0I48	I,3036	0, I429	0,2345	3,3446
2, I5	0,3453	0,0I38	I,3076	0, I362	0,2242	3,3897
2, I6	0,3392	0,0I28	I,3II5	0, I296	0,2I40	3,4360
2, I7	0,333I	0,0II9	I,3I54	0, I232	0,204I	3,4836
2, I8	0,3269	0,0II0	I,3I94	0, II70	0, I943	3,5324
2, I9	0,3207	0,0I02	I,3233	0, II09	0, I847	3,5828
2, 20	0,3I45	0,0094	I,3273	0, I050	0, I755	3,6344
2, 2I	0,3083	0,0087	I,33I2	0,0993	0, I664	3,6877
2, 22	0,3020	0,0080	I,3352	0,0937	0, I575	3,7428
2, 23	0,2957	0,0074	I,3392	0,0883	0, I488	3,7995
2, 24	0,2894	0,0068	I,3432	0,0830	0, I404	3,8579
2, 25	0,2830	0,00620	I,3472	0,0780	0, I323	3,9I85
2, 26	0,2766	0,00560	I,35I2	0,073I	0, I243	3,98II
2, 27	0,2702	0,005I2	I,3553	0,0684	0, II67	4,0458
2, 28	0,2638	0,00465	I,3593	0,0638	0, I092	4, II3I
2, 29	0,2573	0,0042I	I,3633	0,0595	0, I02I	4, I828
2, 30	0,2508	0,00379	I,3674	0,0553	0,095I	4,255I
2, 3I	0,2443	0,0034I	I,37I5	0,05I2	0,0885	4,3304
2, 32	0,2377	0,00306	I,3755	0,0474	0,082I	4,4086
2, 33	0,23II	0,00273	I,3796	0,0437	0,0759	4,4903
2, 34	0,2245	0,00243	I,3837	0,0402	0,0700	4,5756
2, 35	0,2I79	0,002I5	I,3878	0,0369	0,0644	4,6647
2, 36	0,2II2	0,00I90	I,39I9	0,0337	0,0590	4,7578
2, 37	0,2045	0,00I67	I,3960	0,0307	0,0539	4,8557
2, 38	0, I978	0,00I46	I,400I	0,0278	0,049I	4,9586
2, 39	0, I9I0	0,00I27	I,4042	0,0252	0,0445	5,0665

$k=1,33$

Продолжение

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
2,40	0,1842	0,00109	1,4083	0,0226	0,0402	5,1807
2,41	0,1774	0,00095	1,4125	0,0205	0,0364	5,3011
2,42	0,1706	0,00080	1,4166	0,0181	0,0323	5,4288
2,43	0,1637	0,00068	1,4208	0,0160	0,0287	5,5645
2,44	0,1568	0,00057	1,4249	0,0141	0,0254	5,7089
2,45	0,1499	0,00048	1,4291	0,0124	0,0223	5,8630
2,46	0,1429	0,00039	1,4333	0,0108	0,0194	6,0288
2,47	0,1359	0,00032	1,4374	0,0093	0,0168	6,2067
2,48	0,1289	0,00026	1,4416	0,0079	0,0144	6,3990
2,49	0,1219	0,00021	1,4458	0,0067	0,0122	6,6079
2,50	0,1148	0,000163	1,4500	0,00503	0,01030	6,8355
2,51	0,1077	0,000126	1,4542	0,00466	0,00853	7,0851
2,52	0,1006	$0,955 \cdot 10^{-4}$	1,4584	0,00380	0,00698	7,3614
2,53	0,0934	$0,710 \cdot 10^{-4}$	1,4626	0,00305	0,00562	7,6681
2,54	0,0863	$0,514 \cdot 10^{-4}$	1,4669	0,00240	0,00444	8,0125
2,55	0,0791	$0,362 \cdot 10^{-4}$	1,4711	0,00185	0,00343	8,4028
2,56	0,0718	$0,240 \cdot 10^{-4}$	1,4753	0,00139	0,00258	8,8506
2,57	0,0646	$0,160 \cdot 10^{-4}$	1,4796	0,00101	0,00188	9,3716
2,58	0,0573	$0,986 \cdot 10^{-5}$	1,4838	0,00070	0,00132	9,9892
2,59	0,0499	$0,568 \cdot 10^{-5}$	1,4881	0,00047	0,00088	10,7337
2,60	0,0426	$0,299 \cdot 10^{-5}$	1,4923	0,00029	0,00054	11,6736
2,61	0,0352	$0,139 \cdot 10^{-5}$	1,4966	0,00016	0,00031	12,8883
2,62	0,0278	$0,536 \cdot 10^{-6}$	1,5008	$0,802 \cdot 10^{-4}$	$0,152 \cdot 10^{-4}$	14,5579
2,63	0,0204	$0,153 \cdot 10^{-6}$	1,5051	$0,313 \cdot 10^{-4}$	$0,594 \cdot 10^{-4}$	17,0777
2,64	0,0129	$0,243 \cdot 10^{-7}$	1,5094	$0,782 \cdot 10^{-5}$	$0,150 \cdot 10^{-4}$	21,5366
2,65	0,0054	$0,728 \cdot 10^{-9}$	1,5137	$0,567 \cdot 10^{-5}$	$0,108 \cdot 10^{-5}$	33,3991
2,657	0	0	1,5170	0	0	∞

ОТВЕТЫ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ
ГЛАВА 1

1. $T_2^* = 812 \text{ К}$ $T_{2a\partial}^* = 723 \text{ К}$
2. $T_5 = 743 \text{ К}$ $T_{5a\partial} = 677 \text{ К}$ 3. $\pi_{\Gamma} = 26$ 4. $T_3^* = 1505 \text{ К}$
5. $L_e = 628,34 \text{ кДж/кг}$ 6. $L_e = 436 \text{ кДж/кг}$
- $L_{e \text{ уд}} = 533 \text{ кДж/кг}$ для ТРД, ТРДД и ТВД
7. $\eta_e = 0,394$ для ТРД, ТРДД и ТВД

ГЛАВА II

1. $\frac{(C_5^2 - V_n^2)}{2} = 174 \cdot 10^3 (\text{м/с})^2$ 2. $G_{\Gamma} = 597 \text{ кг/с}$
3. $R = 10,9 \cdot 10^4 \text{ Н}$ 4. $G_{\Gamma} = 14,4 \text{ кг/с}$ 5. $R = 4,05 \cdot 10^4 \text{ Н}$
6. $R_{\text{уд.дв}} = 286 \text{ Нс/кг}$ $\eta_{\text{двс}} = 0,583$
7. Величина $R_{\text{уд.дв}}$ увеличится в 1,67 раза, а величина $R_{\text{уд.двж}}$ уменьшится в 4,2 раза.
8. Искомые величины сведены в таблицу.

Искомые параметры	ТРД	ТРДД	ТВД
$R_{\text{уд.двж}}, \text{ Нс/кг}$	917	436	23
$R_{\text{уд.дв}}, \text{ Нс/кг}$	917	1308	2320
η_n	0,3	0,47	0,945
$\eta_{\text{двс}}$	0,3	0,425	0,755

ГЛАВА III

1. $C_{y\partial} = 60,4 \text{ г/нч}$ 2. $\eta_n = 0,507$
3. $R_{\text{уд.дв}} = 800 \text{ Нс/кг}$ $C_{y\partial} = 72 \text{ г/нч}$
4. $G_{\Pi} = 4030 \text{ кг/с}$ 5. $C_e = 0,68 \cdot 10^{-7} \text{ кг/Джс}$

Т А Б Л И Ц А

перевода некоторых единиц измерения физических величин из различных систем в международную систему (СИ)

Наименование и обозначение величин	Система единиц	Размерность	Значение в единицах СИ
Тяга R	МКСС	кгс	9,807 Н
	Внесистемная	кН	10^3 Н
Давление P	МКСС	кгс/м ²	9,807 Па
	Внесистемная	кПа	10^3 Па
Удельный расход топлива отнесенный к единице тяги $C_{уд}$	Внесистемная	кг/кгс ч	$28,32 \cdot 10^{-6}$ кг/Н·с
	Внесистемная	г/Нч	$0,2778 \cdot 10^{-6}$ кг/Нс
Мощность N	Внесистемная	л.с.	735,5 Вт
	Внесистемная	кВт	10^3 Вт
Удельный расход топлива отнесенный к единице работ C_e	Внесистемная	кг/л.с.ч	$0,378 \cdot 10^{-6}$ кг/Джс
	Внесистемная	кг/кВтч	$0,2778 \cdot 10^{-6}$ кг/Джс
Удельная работа компрессора или турбины L_k , низшая теплотворность топлива H_u , удельное количество теплоты Q , удельная энтальпия i	Внесистемная	ккал/кг	$4,187 \cdot 10^3$ Джс/кг
	Внесистемная	кДжс/кг	
	Внесистемная	кгс·м/кг	10^3 Джс/кг
			9,807 Джс/кг
Удельная теплоемкость C_p , удельная газовая постоянная R , удельная энтропия s	Внесистемная	ккал/кг·°C	$4,187 \cdot 10^3$ Джс/кг·K
	Внесистемная	кгс·м/кг·°C	9,807 Джс/кг·K
Массовый расход воздуха G_a , газа G_r , топлива G_T	МКСС	кгс/с (весовод. расход)	кг/с
	Внесистемная	кг/ч	$0,2778 \cdot 10^{-3}$ кг/с
Плотность ρ	МКСС	кгс/м ³ (уд. вес)	кг/м ³
	МКСС	кгс·с ² /м ⁴	9,807 кг/м ³

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., "Наука", 1969.
2. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей. М., Оборонгиз, 1962.
3. Говоров А.Н. и др. Теория двигателей летательных аппаратов. Киев, КВИАВУ, 1965.
4. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. М., Госэнергоиздат, 1961.
5. Дорофеев В.М. и др. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок. М., "Машиностроение", 1973.
6. Иноземцев Н.В. Авиационные газотурбинные двигатели. М., Оборонгиз, 1955.
7. Казанджан П.К., Кузнецов А.В. Турбовинтовые двигатели. М., Воениздат, 1961.
8. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. М., "Машиностроение", 1969.
9. Кулагин И.И. Теория авиационных двигателей. М., Оборонгиз, 1958.
10. Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М., "Машиностроение", 1969.
11. Нечаев Ю.Н. и др. Теория авиационных двигателей. Часть II. (Рабочий процесс и характеристики газотурбинных двигателей). М., ВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1973.
12. Основы проектирования и характеристики газотурбинных двигателей. Под ред. У.Р.Хауторна Т.П., сер. "Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника". М., "Машиностроение", 1964.
13. Пархомов А.Л. Оптимизация параметров ВРД по экономичности. Труды № 446, ЦИАМ, 1968.
14. Реактивные двигатели. Под ред. О.Е.Ланкастера. Т.12, сер. "Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника". М., Воениздат, 1962.
15. Стечкин Б.С. и др. Теория реактивных двигателей. (Рабочий процесс и характеристики). М., Оборонгиз, 1958.
16. Холщевников К.В. Некоторые вопросы теории и расчета ТРД. М., Оборонгиз, 1960.
17. Холщевников К.В. Оптимизация термодинамических параметров ТРДД. Труды № 454, ЦИАМ, 1968.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Предисловие	3
Основные условные обозначения.....	5
Г л а в а I. ГАЗОТУРБИНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА	
§ 1. $p-s$ - диаграмма рабочего процесса основного контура ГТД.....	8
§ 2. Работа цикла ГТД.....	11
Физический смысл работы цикла.....	11
Вывод формулы работы цикла, выраженной через параметры рабочего процесса.....	12
§ 3. Зависимость работы цикла от его параметров.....	15
Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной.....	15
Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления.....	16
§ 4. Эффективный к.п.д.....	20
§ 5. Зависимость эффективного к.п.д. от параметров цикла.....	23
Выводы.....	25
Контрольные вопросы	26
Задачи.....	27
Г л а в а II. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА С ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ КАК ДВИЖИТЕЛЬ	
§ 1. Тяга движителя.....	29
§ 2. ТРД и ТВД как частные случаи ТРДД.....	34
§ 3. КПД авиационного движителя.....	37
Коэффициент гидравлических потерь.....	38
Полетный к.п.д.....	41
§ 4. Сравнение различных типов ГТД как движителей.....	43
Удельная тяга ГТД.....	43
Принцип присоединения массы.....	45
§ 5. Наивыгоднейшее распределение энергии между контурами ТРДД.....	49
Выводы.....	55
Контрольные вопросы.....	56
Задачи.....	57

Г л а в а Ш. КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ.
ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ
НА УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД

§ 1.	Общий к.п.д. и удельный расход топлива.....	59
§ 2.	Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ГТД от параметров цикла.....	61
	Зависимость удельных параметров двигателя от температуры газа перед турбиной.....	61
	Зависимость удельных параметров двигателя от суммарной степени повышения давления.....	67
§ 3.	Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ГТД от параметров двигателя.....	70
§ 4.	Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ГТД от внешних условий.....	73
	Зависимость удельных параметров двигателя от скорости полета.....	74
	Оптимальный ГТД для различных скоростей полета.....	78
	Зависимость удельных параметров двигателя от температуры наружного воздуха.....	82
§ 5.	Потери в ГТД.....	83
	Зависимость удельных параметров двигателя от потерь в узлах.....	83
	Энергетический баланс ГТД.....	87
	Выводы.....	89
	Контрольные вопросы.....	90
	Задачи.....	92

ПРИЛОЖЕНИЯ

1.	Таблицы основных газодинамических функций для воздуха.....	93
2.	Таблицы основных газодинамических функций для продуктов сгорания.....	102
3.	Ответы к решению задач.....	III
4.	Таблица перевода некоторых единиц измерения физических величин из различных систем в международную систему (СИ).....	III
	Литература.....	113

Кулагин Виктор Владимирович

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГТД

Учебное пособие

Редактор Э.А. Дроздова
Технический редактор Н.М. Каленюк
Корректор Т.И. Щелокова

Подписано в печать 25/УП-1975 г. ЕО 14064.
Формат 60x84^I/16. Объем 7,25 п.л. Тираж 500 экз.
Цена 35 коп.

Куйбышевский авиационный институт им. С.П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Ротапринтный цех областной типографии им. В.П. Мяги,
г. Куйбышев, ул. Венцека, 60. Заказ № 4972