

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. С. П. КОРОЛЕВА

В. В. КУЛАГИН

**Особенности совместной работы узлов
турбореактивных двигателей с форсажом.
Их регулирование и характеристики**

Учебное пособие

КУЙБЫШЕВ, 1981

Особенности совместной работы узлов турбореактивных двигателей с форсажом. Их регулирование и характеристики.
Кулагин В. В. КуАИ, 1981.

В предлагаемом учебном пособии рассмотрены закономерности влияния подвода топлива в форсажных камерах на совместную работу узлов и характеристики двухконтурных и одноконтурных двигателей различных схем; описаны законы и программы регулирования двигателей с несколькими регулирующими факторами, высотно-скоростные характеристики этих двигателей; получены универсальные закономерности, которые могут быть использованы при расчете и анализе характеристик турбореактивных двигателей различных типов и схем.

Книга рассчитана на студентов специальностей 0537 и 1610 и представляет определенный интерес для инженеров, специализирующихся в области проектирования и эксплуатации газотурбинных двигателей.

Темплан 1981, поз. 98.

Рецензенты: А. М. Ахмедзянов, И. Д. Корж

Утверждено редакционно-издательским советом института 28.11.79 г.

Настоящее учебное пособие является продолжением книг автора «Совместная работа узлов и характеристики ГТД» [15], «Совместная работа узлов многовальных ТРДД и ТРД. Их характеристики» [16] и «Особенности совместной работы узлов и характеристик ТРДД (ТРД) с регулируемыми площадями характерных сечений. Их характеристики» [17]. В первой книге рассмотрены уравнения совместной работы узлов ГТД в общем виде (гл. 1), закономерности совместной работы узлов газогенератора (гл. 2) и характеристики простейшего ТРД (гл. 3). Во второй книге (гл. 4) рассматриваются многовальные ТРДД и ТРД: совместная работа узлов (§ 1), расчет характеристик (§ 2), особенности обобщенных и высоконо-скоростных характеристик (§ 3), влияние параметров рабочего процесса (§ 4) и различных законов регулирования (§ 5) на совместную работу узлов и характеристики, особенности ТРДД со смещением потоков наружного и внутреннего контуров (§ 6). Получены универсальные закономерности, справедливые для двигателей рассматриваемых типов и схем. В третьей книге (гл. 5) аналогичные вопросы рассматриваются для случая работы двигателей с регулируемыми площадями характерных сечений. Определены закономерности влияния площадей характерных сечений на совместную работу узлов и характеристики двухконтурных и одноконтурных двигателей различных схем. Рассмотрены законы и программы регулирования двигателей с изменяемыми площадями характерных сечений.

В отличие от предыдущих книг, в этой книге (гл. 6) те же вопросы излагаются применительно к двигателям с форсажными камерами. В § 1 рассматриваются особенности совместной работы узлов и обобщенные характеристики турбореактивных двигателей с форсажными камерами и регулируемыи сечениями реактивных сопел. Введено понятие эквивалентной площади сопла, что позволило полученные в гл. 5 законо-

мерности распространить на режимы работы двигателей с переменной степенью подогрева газа в форсажной камере.

В § 2 анализируется ТРДД с одинаковой степенью повышения давления в наружном и внутреннем контурах (ТРДО), совместная работа узлов которого имеет целый ряд интересных особенностей.

В § 3 показаны особенности регулирования и характеристик турбореактивных двигателей с форсажными камерами. Анализируются законы и программы регулирования двигателей с несколькими регулирующими факторами.

В § 4 описаны особенности расчета характеристик турбореактивных двигателей с форсажными камерами, а в § 5 предложен универсальный метод расчета характеристик газотурбинных двигателей различных типов и схем.

В заключение даны выводы, приведены контрольные вопросы, задачи и приложения.

Автор выражает признательность профессору УАИ А. М. Ахмедзянову, доценту ИИИ П. Д. Коржу, сотрудницам кафедры «Теория двигателей» и лаборатории № 2 Куйбышевского авиационного института за полезные советы и благодарит к. т. н. С. К. Бочкарева и инженера С. И. Полукеева за помощь в подготовке данного пособия к изданию.

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

V_{II} — скорость полета, м/с
 H — высота полета, км
 M — число Маха
 v — приведенная скорость
 a — скорость звука, м/с
 c — скорость потока, м/с
 u — окружная скорость, м/с
 p — давление, Па
 T — температура, К
 P — тяга двигателя, Н (даН)
 $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя, Н с/кг (даН с/кг)
 $C_{уд}$ — удельный расход топлива, кг/Н с (кг/даН с)
 π_c — изэнтропическая степень повышения давления воздуха скоростным напором
 π_k — степень повышения давления в компрессоре
 π_2 — общая степень повышения давления в ГТД
 π_T — степень понижения давления в турбине
 π_c — степень понижения давления газа в сопле
 $\pi_{II} = \frac{p_{II}^{\infty}}{p_{II}}$; $\pi_k = \frac{p_k^{\infty}}{p_k}$;
 $\pi_c = \frac{p_c^{\infty}}{p_c}$; $\pi_T = \frac{p_T^{\infty}}{p_T}$;
 $\pi_c = \frac{p_c}{p_{II}}$
 η — коэффициент полезного действия
 m — степень двухконтурности

r — отношение полных давлений в паружном и внутреннем контурах

G — массовый расход, кг/с

γ_{j-i} — коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего газа в сечении i по отношению к массе в сечении j : $\gamma_{j-i} = G_i/G_j$ (индекс j опускается, если он обозначает сечение на входе в компрессор ПД (в) или ВД (в ВД))

F — площадь проходного сечения, м²

ρ — плотность, кг/м³

q_1 — отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания

R — универсальная газовая постоянная, Дж/кг К

n — частота вращения, 1/с

L — удельная работа, Дж/кг (кДЖ/кг)

l — отношение удельной работы к энтальпии рабочего тела на входе:

$$l_k = \frac{L_k}{c_p T_{II}} = \left(\frac{\frac{\kappa-1}{\kappa}}{\pi_k} - 1 \right) \frac{1}{\gamma_k}$$

$$l_T = \frac{l_T}{c_p T_{II}} \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa-1}{\pi_T}} \right) \gamma_T$$

$m_{кр}$ — численный коэффициент в уравнении расхода, [кг К/Дж]^{0,5}

$m_{кр} = 0,0405$ (для воздуха)
 $m_{крz} = 0,0397$ (для газа)
 k, k_z — показатель изэнтропы для
 воздуха, газа
 c_p, c_{pz} — удельная теплоемкость
 для воздуха, газа,
 Дж/кг К (кДж/кг К)

σ — коэффициент восстановления
 полного давления
 ζ_c — коэффициент скорости
 сопла
 ΔK_y — запас устойчивости

И н д е к с ы

* — параметры заторможенного
 потока
 дв — двигатель
 в — воздух, винт
 г — газ
 т — турбина, топливо
 к — компрессор
 с. а — сопловой аппарат
 к. с — камера сгорания
 ф — форсажная камера
 с — сопло, секундный
 кан — канал наружный
 см — смещение
 отб — отбор
 о — параметры максимального
 режима в САУ на уровне
 моря при $M_{п} = 0$
 п — полетный
 м — механический

уд — удельный
 теп — тепловой
 НД — каскад низкого давления
 СД — каскад среднего давления
 ВД — каскад высокого давления
 ПС — подпорные ступени
 Σ — суммарный
 I — внутренний контур ТРДД
 II — наружный контур ТРДД
 пр — приведенные параметры
 Индексы, стоящие после пр,
 обозначают сечение, по тем-
 пературе и (или) давлению
 в котором рассматриваемый
 параметр приводится к САУ.
 Если после пр не стоит ин-
 декс, то рассматриваемый
 параметр приводится к САУ
 по $T_{п}^*$ и (или) $P_{п}^*$.

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

п — невозмущенный поток
 в — сечение на входе в компрес-
 сор
 к — сечение за компрессором
 г — сечение перед турбиной
 т — сечение на выходе из турби-
 ны
 ф — выход из форсажной камеры

с — выходное сечение реактивно-
 ного сопла
 кр — критическое сечение сопла
 I — выход из внутреннего конту-
 ра ТРДД (вход в сопло или
 камеру смешения)
 II — выход из наружного контура
 (канала) ТРДД (вход в сол-
 ло или камеру смешения)

ОСОБЕННОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ УЗЛОВ
ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖОМ.
ИХ РЕГУЛИРОВАНИЕ И ХАРАКТЕРИСТИКИ

§ 6.1. Особенности совместной работы узлов ТРДФ и ТРДДФ, их обобщенные характеристики

Турбина, форсажная камера и сопло в системе, например, одновального ТРДФ с регулируемым соплом (рис. 6.1, а) связаны условием неразрывности потока $G_{с\text{кр}} = G_{\Gamma} \gamma_{\Gamma-c}$. Выражая расходы газа через их приведенные значения аналогично тому, как это сделано в [15], получим

$$\frac{G_{\text{ТРДФ}}}{G_{\text{ТРГ}}} = \pi_{\Gamma}^* \sqrt{\frac{T_{\text{Ф}}^*}{T_{\Gamma}^*}} \gamma_{\Gamma-c}$$

или

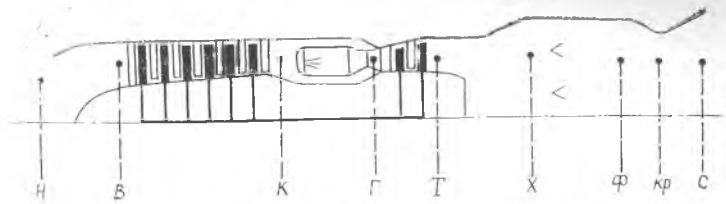
$$\frac{G_{\text{ТРДФ}}}{G_{\text{ТРГ}} \sqrt{T_{\text{Ф}}^*/T_{\Gamma}^*}} = \pi_{\Gamma}^* \sqrt{1 - \gamma_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{\Gamma}^* - 1}{\pi_{\Gamma}^* \kappa_{\Gamma}^*}}\right) \gamma_{\Gamma-c}} \quad (6.1)$$

Как следует из уравнения (6.1), величина π_{Γ}^* зависит от степени подогрева газа в форсажной камере $T_{\text{Ф}}^*/T_{\Gamma}^*$, в отличие от случая совместной работы турбины и сопла в системе нефорсированного ТРД, рассмотренного в разделе 1.2 [15], см. уравнение (1.7). С увеличением $T_{\text{Ф}}^*/T_{\Gamma}^*$, как и при снижении $F_{\text{кр}}$, величина π_{Γ}^* уменьшается, что объясняется увеличением теплового сопротивления форсажной камеры. Таким образом, в рассматриваемом случае имеются два фактора, которые можно обобщить, вводя понятие эквивалентной площади сопла $F_{\text{э}}$ и соответственно $G_{\text{э}}$:

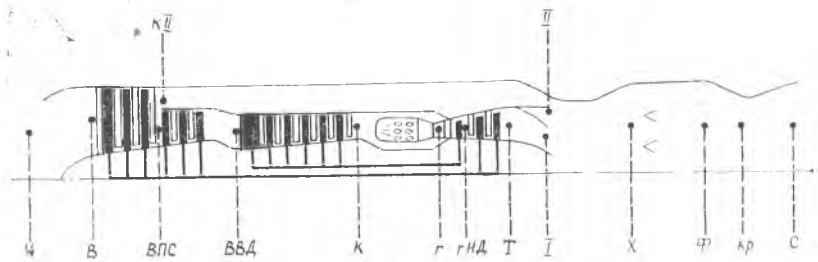
$$F_{\text{э}} = \frac{F_{\text{кр}}}{\sqrt{T_{\text{Ф}}^*/T_{\Gamma}^*}}; \quad G_{\text{э}} = \frac{G_{\text{ТРДФ}}}{\sqrt{T_{\text{Ф}}^*/T_{\Gamma}^*}}$$

Уравнение неразрывности (6.1) представим в виде

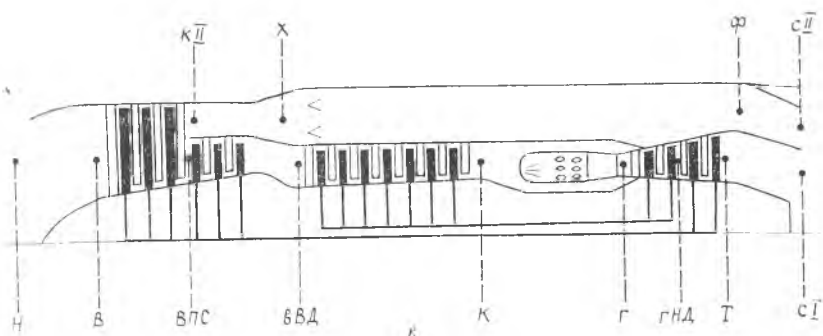
$$\frac{G_{\text{э}}}{G_{\text{ТРГ}}} = \pi_{\Gamma}^* \sqrt{1 - \gamma_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{\Gamma}^* - 1}{\pi_{\Gamma}^* \kappa_{\Gamma}^*}}\right) \gamma_{\Gamma-c}} \quad (6.1,а)$$



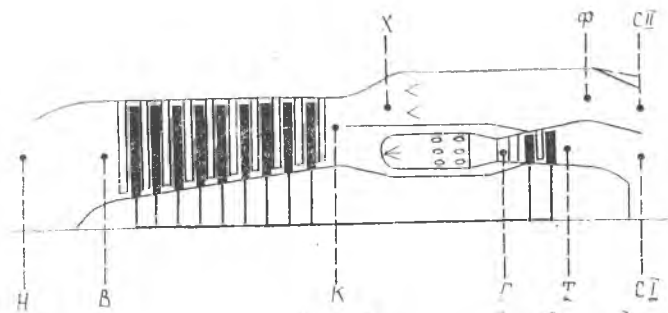
а



б



в



г

Уравнение (6.1, а) соответствует уравнению (1.7) [15], а совместная работа турбины, форсажной камеры и сопла, следовательно, аналогична совместной работе турбины и сопла в системе нефорсированного двигателя: изменение эквивалентной площади сопла на ТРДФ оказывает такое же влияние на величину π_t^* , как и изменение $F_{кр}$ на ТРД. Однако снижение эквивалентной площади может быть обеспечено как за счет уменьшения геометрической площади, так и за счет увеличения степени подогрева газа в форсажной камере.

Положение линии совместной работы на характеристике компрессора одновального ТРДФ с регулируемым соплом при сверхкритическом истечении газа из сопла однозначно определяется величиной эквивалентной площади сопла F_a , а газогенератор рассматриваемого двигателя, как и ТРД с $F_{кр} = \text{var}$, имеет только две степени свободы регулирования (несмотря на то, что двигатель имеет три регулирующих фактора — G_t , $F_{кр}$, $G_{тф}$), поскольку два фактора ($F_{кр}$ и $G_{тф}$) оказывают по существу одинаковое влияние на газогенератор: изменяют сопротивление за турбиной. Поэтому на одновальном ТРДФ с $F_{кр} = \text{var}$ в качестве параметров регулирования могут быть приняты только два параметра газогенератора, например, n и T_g^* , и один параметр форсажной камеры, например, $T_{ф}^*$.

Итак, совместная работа узлов одновального ТРДФ с $F_{кр} = \text{var}$ не отличается от совместной работы узлов одновального ТРД с регулируемым соплом, которая подробно была рассмотрена в работе [17]. Сделанный вывод относится также к ТРДД_{см} с $F_{кр} = \text{var}$ и ТРДДФ_{см} (рис. 6.1, б). Если ввести понятие эквивалентной площади сопла наружного контура, то можно показать, что сделанный вывод относится к ТРДД с $F_{сг} = \text{var}$ и к ТРДДФ_{II} (рис. 6.1, в). Рассмотренные в [17] закономерности и особенности совместной работы узлов газогенератора с изменяемым сопротивлением на выходе (см. подраздел 5.1.1), турбокомпрессора с регулируемым направляющими аппаратами и перепуском воздуха (5.2.3), а также ТРДД и ТРД с регулируемыми площадями характерных сечений (5.3) справедливы и для случаев их работы в системе соответствующих двигателей с форсажной камерой.

Рис. 6.1. Схемы турбореактивных двигателей с форсажными камерами: а — одновальный ТРДФ; б — двухвальный ТРДДФ_{см} с подпорными ступенями со смещением потоков; в — двухвальный ТРДДФ_{II} с подпорными ступенями; г — ТРДДФ_{II} с одинаковыми степенями повышения давления в наружном и внутреннем контурах (ТРДО)

Это относится и к обобщенным (по параметрам турбокомпрессоров) характеристикам рассматриваемых двигателей. Кроме того, на основе рисунков, приведенных в подразделах 5.1.1 и 5.3.1, можно проанализировать влияние степени подогрева газа в форсажной камере на совместную работу узлов, положение линий совместной работы и параметры турбокомпрессоров. В этом случае под $F_{кр}$ (например, на рис. 5.1.—5.3 и 5.30—5.36) следует понимать эквивалентную площадь сопла. Поэтому и количественное влияние площадей характерных сечений на параметры турбокомпрессоров ТРД, ТРДД и ТРДД_м, рассмотренное в гл. 5 [17], остается неизменным для форсажных вариантов этих двигателей. На нефорсированных и форсированных режимах количественно одинаковое влияние на скорость истечения газа c_c и выходной импульсе (а следовательно, и на тягу при $M_n = 0$) оказывает также изменение этих площадей, если степень подогрева газа в форсажной камере сохраняется неизменной. При $T_{ф} = \text{const}$ (или $a_{ф} = \text{const}$) изменение площадей характерных сечений сопровождается изменением степени подогрева $T_{ф}^*/T_x^*$, поэтому наблюдается дополнительное влияние $T_{ф}^*/T_x^*$ на указанные параметры форсированного двигателя. При $M_n > 0$ влияние площадей характерных сечений на удельную тягу для форсированных и нефорсированных режимов неодинаково еще и потому, что коэффициент влияния скорости истечения на удельную тягу при постоянной скорости полета, согласно формуле $\delta P_{уд}^*/\delta c_c = 1 - V_n/P_{уд}$, зависит от величины удельной тяги. При больших сверхзвуковых скоростях полета значение $P_{удф}$ в 2—4 раза больше, чем $P_{уд}$. Соответственно воздействие площадей характерных сечений на удельную тягу на форсированных режимах меньше, чем на нефорсированных.

Хотя приведенные параметры турбокомпрессоров рассматриваемых двигателей с форсажом при сверхкритическом истечении газа из сопла зависят только от двух обобщенных параметров ($T_{гпр}^*$ и F_a), значения тяги и удельного расхода топлива при заданном числе M_n зависят также от параметра форсажной камеры, в качестве которого могут приниматься, например, величины $T_{фпр}^*$, $T_{ф}^*$, T_x^* , $a_{фпр}$ или $\dot{G}_{гфпр}$. Такие зависимости для одновального ТРДФ представлены на рис. 6.2 (параметры турбокомпрессора этого двигателя показаны на рис. 5.1 и 5.2 [17]).

Из анализа обобщенных характеристик следует, что двигатель с форсажной камерой является достаточно сложным

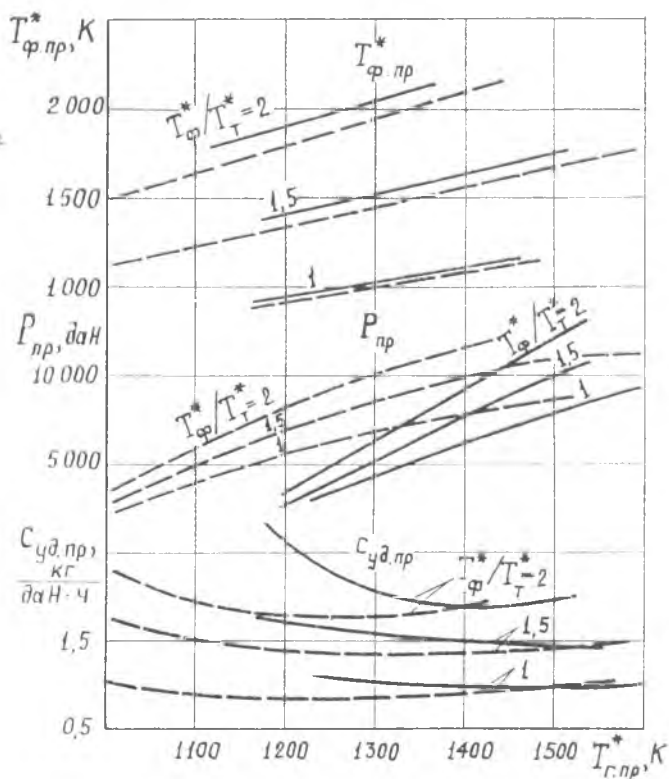


Рис. 6.2. Обобщенные характеристики ($T_{г.пр}^* = 288$ К, $p_{г.пр}^* = 101325$ Па) одновального ТРДФ с $F_{с.кр} = \text{вар}$ при $M_{II} = 0$ ($T_{г.пр}^* = 1600$ К, $\pi_{к.г.}^* = 12$): — $F_{э.всх} = 0,229$ м²; - - - $\delta F_{э.всх} = +20\%$

объектом исследования. Например, тяга такого двигателя может быть повышена за счет увеличения: температуры газа перед турбиной при $F_{э} = \text{const}$, $T_{ф} = \text{const}$ ($\alpha_{ф} = \text{const}$) или $T_{ф}^*/T_{г}^* = \text{const}$; степени подогрева газа в форсажной камере при $T_{г.пр} = \text{const}$, $F_{э} = \text{const}$ или в случае одновального ТРДФ — при $n = \text{const}$, $F_{с.кр} = \text{const}$; площади сопла при $T_{г.пр} = \text{const}$, $T_{ф} = \text{const}$ ($\alpha_{ф} = \text{const}$). Тягу можно повысить также за счет одновременного изменения всех перечисленных факторов.

С увеличением температуры газа перед турбиной на форсажных режимах при $T_{\Phi}^*/T_x^* = \text{const}$ и $F_3 = \text{const}$, т. е. при неизменном положении исходной линии совместной работы на характеристике компрессора, тяга увеличивается значительно по сравнению с ее увеличением на форсированных режимах, так как в этом случае подвод тепла возрастает не только в основной, но и в форсажной камере. При этом удельный расход топлива снижается. Если влияние температуры T_{Φ}^* рассматривать при $T_{\Phi}^* = \text{const}$ и при неизменном положении исходной линии совместной работы, которая характерна для бесфорсажных режимов при $F_{кр} = \text{const}$, т. е. при $F_3 = \text{const}$, то с увеличением T_{Γ} потребуется уменьшение площади сопла $F_{кр}$ вследствие уменьшения степени подогрева газа в форсажной камере. При этом тяга увеличивается несколько меньше, чем в предыдущем случае, а удельный расход топлива снижается существеннее (см. рис. 6.2). Для обеспечения максимальной тяги и минимального удельного расхода топлива форсаж выполняют на максимальном режиме при $T_{\Gamma_{\text{max}}}$. Поэтому в дальнейшем вместо обобщенных рассматриваются характеристики двигателя на максимальном режиме с форсажом.

С увеличением степени подогрева газа в форсажной камере T_{Φ}^*/T_x^* при $T_{\Gamma_{\text{пр}}} = \text{const}$ и $F_3 = \text{const}$ удельная и полная тяги увеличиваются, а положение рабочей точки на характеристике компрессора и расход воздуха через двигатель сохраняются неизменными. Степень форсирования тяги, т. е. отношение тяги двигателя с форсажом к тяге на максимальном режиме без форсажа $\bar{P}_{\Phi} = \frac{P_{\Phi}}{P} = \frac{P_{\text{уд}\Phi}}{P_{\text{уд}}} = \frac{c_c \sqrt{\frac{T_{\Phi}^*}{T_x^*} - V_{\Pi}}}{c_c - V_{\Pi}}$, можно представить в следующем виде [26]:

$$\bar{P}_{\Phi} = \sqrt{\frac{T_{\Phi}^*}{T_x^*}} + \frac{V_{\Pi}}{P_{\text{уд}}} \left(\sqrt{\frac{T_{\Phi}^*}{T_x^*}} - 1 \right), \quad (6.2)$$

где T_x^* — полная температура газа на входе в форсажную камеру, т. е. T_x^* равна T_{Γ}^* , $I_{\text{см}}^*$, $I_{\text{кп}}^*$ соответственно для ТРДФ, ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_п. При $T_x^* = T_{\text{кп}}^*$ формула (6.2) характеризует степень форсирования тяги в наружном контуре ТРДДФ_п.

Из формулы (6.2) следует, что с увеличением скорости полета степень форсирования тяги ТРДФ, ТРДДФ_{см} и наружного контура ТРДДФ_п возрастает, поскольку отношение температур T_{Φ}^*/T_x^* сохраняется неизменным или изменяется

несущественно по сравнению с изменением отношения $V_n/P_{y\lambda}^*$. При $V_n = 0$ $\bar{P}_\Phi = \sqrt{T_\Phi^*/T_x^*}$. Если скорость полета приближается к предельной, то удельная тяга на нефорсированном режиме стремится к нулю, а степень форсирования — к бесконечности.

Наибольшая степень форсирования реализуется в наружном контуре ТРДДФ_н, наименьшая — в ТРДФ: $\bar{P}_{\Phi\text{н}} \text{трддфн} > \bar{P}_{\Phi\text{трддсм}} > \bar{P}_{\Phi\text{трдф}}$, поскольку $T_{\text{нл}}^* < T_{\text{см}}^* < T_{\text{т}}^*$. Степень подогрева T_Φ^*/T_x^* изменяется обычно примерно от 2,3 на ТРДФ до 5 в наружном контуре ТРДДФ_н. Степень форсирования ТРДФ, ТРДДФ_{см} и наружного контура ТРДДФ_н изменится соответственно от $\approx 1,5$ до 2,2 при $M_n = 0$. Из формулы (6.2) следует, что двухконтурные двигатели характеризуются, кроме того, большим, по сравнению с ТРД, увеличением степени форсирования по скорости полета, так как темп снижения удельной тяги по M_n у них выше.

Суммарная степень форсирования ТРДДФ_н $\bar{P}_{\Phi\Sigma} = \frac{P_{\Phi\text{н}} \cdot P_1}{P_{\text{н}} + P_1} = \frac{P_{\Phi\text{н}} m P_{y\lambda\text{н}}/P_{y\lambda 1} + 1}{m P_{y\lambda\text{н}}/P_{y\lambda 1} + 1}$ зависит, как следует из этого соотношения,

от степени двухконтурности. При увеличении m степень форсирования двигателя $\bar{P}_{\Phi\Sigma}$ повышается, приближаясь к степени форсирования наружного контура $\bar{P}_{\Phi\text{н}}$. При $m = 0$ $\bar{P}_{\Phi\Sigma} = 1$, т. е. ТРДДФ_н превращается в ТРД. Следовательно, величина $\bar{P}_{\Phi\Sigma}$ изменяется в широких пределах и может быть меньше степени форсирования ТРДФ (при низких m_0), а также близкой к \bar{P}_Φ ТРДДФ_{см} (при высоких m_0). Степень форсирования ТРДДФ_{см} зависит также от m_0 : при снижении степени двухконтурности до нуля ТРДДФ_{см} превращается в ТРДФ.

Температура газа перед турбиной на максимальном режиме в условиях работы двигателя при небольших и умеренных скоростях полета обычно существенно больше ее оптимального по экономичности значения, особенно для двигателей с невысокой степенью двухконтурности. Поэтому в этих условиях повышение температуры $T_{\text{т}}^*$ сопровождается увеличением удельного расхода топлива. К еще большему увеличению удельного расхода топлива приводит повышение температуры газа в форсажной камере, так как давление в этой камере меньше, чем в основной, и соответственно эффективность форсажного цикла ниже. При больших сверхзвуковых скоростях температура газа меньше ее оптимального значения. Поэтому

форсирование двигателя сопровождается снижением удельного расхода топлива.

Итак, с увеличением скорости полета влияние степени подогрева T_{ϕ}^*/T_x^* на тягу возрастает, а на удельный расход топлива — снижается (рис. 6.3). На сверхзвуковых скоростях (близких к предельным) применение форсажа, по существу, является необходимым условием работоспособности и эффективности двигателя.

Изменение T_{ϕ}^*/T_x^* при неизменном положении рабочей точки на характеристике компрессора обеспечивается варьированием площади $F_{кр}$ из условия $F_3 = \text{const}$. Если темпера-

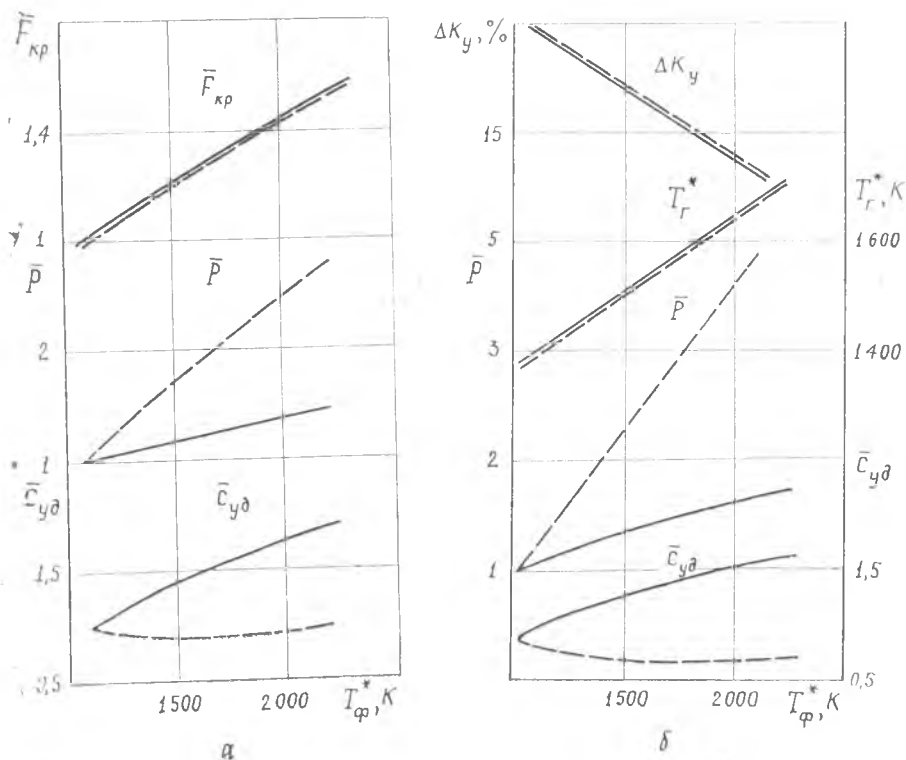


Рис. 6.3. Влияние температуры газа в форсажной камере на тягу и удельный расход топлива одновального ТРДФ ($T_{г0} = 1600$ К $\pi_{к0} = 12$) при $M_n = 0$ (—) и $M_n = 2,2$ (---) для различных законов регулирования: а — $T_{г} = 1400$ К, $F_3 = \text{const}$; б — $n = \text{const}$, $F_{кр} = \text{const}$,

тура газа в форсажной камере одновалного ТРДФ увеличивается при постоянной площади сопла $F_{кр} = \text{const}$ и при $n = \text{const}$, то тяга увеличивается значительно, а удельный расход топлива растет меньше, чем в предыдущем случае (см. рис. 6.3), так как наблюдается совместное влияние повышения температур T_f^* и T_r^* . Температура T_r^* повышается вследствие возрастания теплового сопротивления за турбиной и соответствующего снижения λ_r . Такое форсирование одновалного ТРДФ в некоторых случаях целесообразно, хотя и сопровождается снижением запасов устойчивой работы компрессора.

Влияние площади сопла $F_{кр}$ на тягу в значительной мере зависит от положения рабочей точки на характеристике компрессора и соответственно от числа M_n (см. гл. 5). При высоких $n_{пр}$, т. е. в условиях взлета и $M_n \leq 1,3$, $H \geq 11$ км, а также при низких $n_{пр}$, т. е. при числах M_n , близких к предельным, регулирование $F_{кр}$ ТРДФ неэффективно. В первом случае это объясняется снижением к.п.д. компрессора и невозможностью существенного увеличения расхода воздуха при увеличении $F_{кр}$, во втором — снижением отношения λ_k/λ_r^* , а следовательно, и удельной тяги с увеличением $F_{кр}$ в условиях работы двигателя при низких теплоподводах. (На ТРД при этом снижается также теплоподвод к каждому килограмму рабочего тела вследствие увеличения температуры T_k^*). Поэтому имеется диапазон частот вращения ротора и соответственно диапазоны чисел M_n , в котором влияние площади сопла достигает максимального значения.

Для ТРДД и ТРДДФ этот диапазон уменьшается вследствие дополнительных потерь, связанных с неоптимальным распределением энергии между контурами: при снижении $n_{пр}$ отношение работы, переданной в наружный контур, к работе цикла увеличивается и становится больше оптимального. Увеличение площади сопла сопровождается дальнейшим возрастанием этого отношения, что приводит к увеличению потерь на смещение потоков в ТРДДФ_{см} или к снижению полетного к.п.д. ТРДДФ_н, а также (в обоих случаях) к увеличению потерь, связанных с передачей энергии из внутреннего контура в наружный. В результате снижается к.п.д. двигателя и эффективность двигателя в целом. Чем больше m_0 , тем интенсивнее растут параметры двигателя m и x при снижении $T_{r(пр)}^*$. Поэтому при $m_0 > 2...3$ распределение энергии между контурами ТРДД становится неоптимальным даже при незначитель-

ном снижении $\eta_{пр}$, а регулирование $F_{кр}$ становится малоэффективным практически в полном диапазоне скоростей полета.

На рис. 6.4 показано, что увеличение площади сопла одновального ТРДФ на 30% в условиях $M_{п} = 2,2$, $H \geq 11$ км приводит к увеличению тяги на 50% на максимальном режиме и на 62% на режиме форсажа ($\alpha_{ф} = 1,2$). В работе [33] показано, что примерно такое же увеличение тяги обеспечивается в схеме одновального ТРДДФ_{см} с невысокой степенью двухконтурности ($m_0 = 0,3$). При этом регулирование $F_{кр}$ одновального ТРДФ сопровождается повышением запасов устойчивой работы $\Delta K_{уст}$.

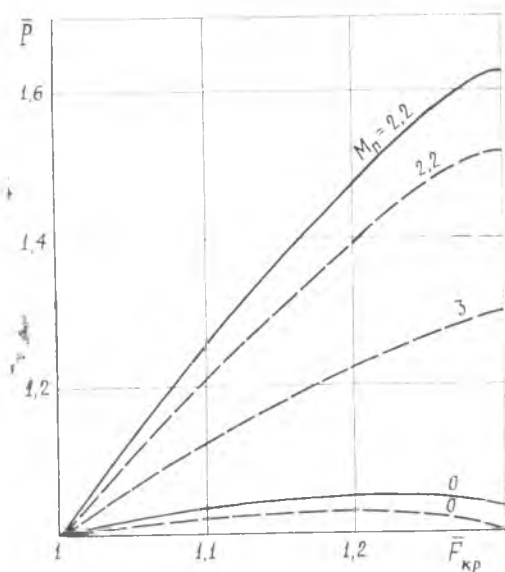


Рис. 6.4. Влияние площади сопла на тягу одновального ТРДФ при $T_{г*} = 1600$ К на режиме полного форсажа $\alpha_{ф} = 1,2$ (—) и на максимальном нефорсированном режиме (---). Параметры цикла см. на рис. 6.2.

В системе многовальных двигателей разных схем с увеличением $F_{1э}$ при $T_{г*пр} = \text{const}$ положение линии совместной работы на характеристике компрессора НД изменяется неодинаково: смещается вверх на ТРДФ и ТРДДФ_п, вниз —

на ТРДДФ_{см}. Соответственно изменяются запасы устойчивой работы и, как правило, снижается к.п.д. компрессора (особенно в случае ТРДДФ_{см}). Поэтому для обеспечения требуемых запасов устойчивой работы и максимальной эффективности двигателя необходимо площадь сопла наружного контура ТРДДФ_I раскрывать одновременно с увеличением $F_{Iкр}$ и на ТРДД_{см}, наоборот, площадь сечения на выходе из наружного контура F_{II} необходимо прикрывать. Положение линии совместной работы на характеристике компрессора НД зависит, как показано в § 4.6 [16], от величины λ_{II} . Поэтому и требуемый диапазон регулирования F_{II} зависит от λ_{II} . С увеличением λ_{II} до уровня 0,4–0,5 потребность в регулировании F_{II} отпадает. При изменении F_a двухвального ТРДФ требуемые запасы устойчивости и оптимальное расположение линии совместной работы можно обеспечить путем дополнительного регулирования площади соплового аппарата турбины ПД.

Оптимизация характеристик ТРДФ путем регулирования площади критического сечения сопла из условия получения максимальной тяги приведена в работе [33], где показано, что

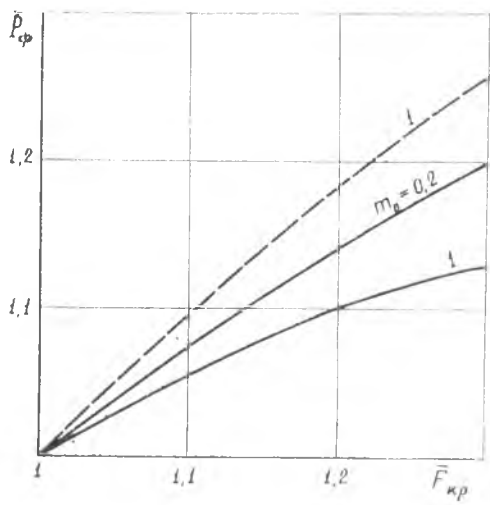


Рис. 6.5. Влияние площади сопла на тягу ТРДДФ_{см} (—) и ТРДДФ_{II} с регулируемой $F_{Iкр}$ и $F_{IIкр}$ (---) при $T_{г*} = 1600$ К, $\gamma_{ф} = 1,2$ ($T_{10}^* = 1600$ К, $\tau_{к0} = 25$)

в условиях $M_{II} = 2,35$, $H \geq 11$ км при оптимальном увеличении площади критического сечения сопла, равном 20—30%, тяга ТРДДФ_{см} повышается примерно на 20% при $m_0 = 0,2$ и на 12% при $m_0 = 1$. На ТРДДФ_{II} с $m_0 = 1$ совместное регулирование площадей $F_{Iкр}$ и $F_{IIкр}$ позволяет увеличить тягу на 22—25%, так как в этом случае исключаются потери на смещение потоков (рис. 6.5).

§ 6.2. Особенности совместной работы узлов ТРДО

Представляет интерес совместная работа узлов одновального ТРДДФ_{II} с одинаковыми степенями повышения давления в наружном и внутреннем контурах. Такой двигатель получил название ТРДО — турбореактивный двигатель с отбором воздуха в наружный контур (рис. 6.1, г). Полученные формулы, описывающие совместную работу узлов ТРДО, можно использовать также для анализа работы ТРД с отбором воздуха на компрессором, например, на самолетные нужды.

Выразив расходы рабочего тела через параметры потока в сечениях (в), (г) и (II_{кр}), уравнение неразрывности для двигателя этой схемы $G_{\Sigma} = G_I + G_{II}$ представим в следующем виде:

$$\frac{m_{кр} p_v^* F_v q(t_v)}{\sqrt{T_v^*}} = \frac{G_{прг}}{\gamma_r} \frac{\rho_r^*}{101325} \sqrt{\frac{288}{T_r^*}} + \frac{G_{прф}}{\gamma_{\phi}} \frac{p_{\phi}^*}{101325} \sqrt{\frac{288}{T_{\phi}^*}},$$

где $G_{прф} = 5970 m_{кр} \varepsilon_{IIкр} F_{IIкр} q(t_{IIкр})$ — расход газа через сечение (II_{кр}), приведенный к САУ по параметрам потока на входе в сопло наружного контура.

После преобразования получим

$$\pi_k^* = q(t_v) 352 m_{кр} F_v \frac{1}{\varepsilon_{кк} \frac{G_{прг}}{\gamma_r \sqrt{T_{гпр}^*}} + \varepsilon_{\phi} \frac{G_{прф}}{\gamma_{\phi} \sqrt{T_{\phi пр}^*}}}. \quad (6.3)$$

Если различием отношений σ/ν для наружного и внутреннего контуров пренебречь, то имеем

$$\pi_k^* = q(t_v) \frac{\text{const}}{\left(\frac{G_{прг}}{\sqrt{T_{гпр}^*}} + \frac{G_{прф}}{\sqrt{T_{\phi пр}^*}} \right)}, \quad (6.4)$$

где $\text{const} = 352 m_{кр} F_v \frac{\gamma_r}{\varepsilon_{кк}}$.

Как следует из уравнения (6.4), на двигателе рассматриваемой схемы увеличение π_k^* при $q(\lambda_b) = \text{const}$ можно обеспечить не только повышением температуры $T_{г\text{пр}}^*$ (как на одноконтурном одновальном ТРД), но и температуры $T_{ф\text{пр}}^*$. В обоих случаях увеличивается тепловое сопротивление за компрессором. Аналогичный результат получается и при уменьшении площади критического сечения сопла наружного контура $F_{II\text{кр}}$.

Если ввести в рассмотрение эквивалентную площадь сопла $F_{II\text{э}} = \frac{F_{II\text{кр}}}{\sqrt{T_{ф\text{пр}}^*/T_k^*}}$, то уравнение неразрывности при сделанных допущениях записывается в следующем виде:

$$\pi_k^* = q(\lambda_b) \frac{\text{const}_1}{\left(\frac{\text{const}_2}{\sqrt{T_{г\text{пр}}^*}} + \frac{F_{II\text{э}}}{\sqrt{1+l_k}} \right)}, \quad (6.5)$$

$$\text{где } \text{const}_1 = \frac{m_{кр}}{m_{кр\text{г}}} F_{кр} \frac{\gamma_r}{\sigma_{кк} \sigma_{II\text{кр}}}; \quad \text{const}_2 = \frac{G_{нр\text{г}}}{352 m_{кр\text{г}} \sigma_{II\text{кр}}}.$$

Степень двухконтурности ТРДО зависит также от температур газа ($T_{г\text{пр}}^*$, $T_{ф\text{пр}}^*$) и площади $F_{сII\text{кр}}$:

$$m = \frac{G_{II}}{G_I} = \frac{\sigma_{ф\text{г}} \gamma_r}{\sigma_{кк} \gamma_{ф}} \frac{G_{нр\text{ф}}}{G_{нр\text{г}}} \sqrt{\frac{T_{г\text{пр}}^*}{T_{ф\text{пр}}^*}} \quad (6.6)$$

или от температуры $T_{г\text{пр}}^*$ и эквивалентной площади сопла:

$$m = \text{const} \sqrt{\frac{T_{г\text{пр}}^*}{1+l_k}} F_{II\text{э}}, \quad (6.7)$$

$$\text{где } \text{const} = \frac{352 m_{кр\text{г}} \sigma_{ф\text{г}} \gamma_r \sigma_{II\text{кр}} q(\lambda_{I\text{кр}})}{\sigma_{кк} \gamma_{ф} G_{нр\text{г}}}.$$

С повышением $T_{г\text{пр}}^*$ степень двухконтурности возрастает. С повышением $T_{ф\text{пр}}^*$ или при уменьшении площади $F_{II\text{кр}}$, т. е. при снижении эквивалентной площади сопла $F_{II\text{э}}$, величина m снижается вследствие возрастания сопротивления за компрессором в наружном контуре.

Если на основании уравнения (6.6) температуру $T_{ф\text{пр}}^*$ выразить через m и $T_{г\text{пр}}^*$ и подставить в формулу (6.3), то получим

$$\pi_k^* = q(\lambda_b) \frac{\sqrt{T_{г\text{пр}}^*}}{m+1} \Lambda, \quad \text{где } \Lambda = \frac{352 m_{кр\text{г}} \gamma_r F_{кр}}{\sigma_{кк} G_{нр\text{г}}}. \quad (6.8)$$

Уравнение (6.8) можно получить и непосредственно, если расходы рабочего тела, входящие в соотношение $G_2/G_1 = m + 1$, выразить через параметры потока в сечениях (в) и (г). Оно выгодно отличается от уравнения (6.3) тем, что параметры, характеризующие положение рабочей точки на характеристике компрессора, связаны в этом уравнении только с температурой $T_{г\text{пр}}^*$ и степенью двухконтурности. В него не входят параметры, характеризующие эквивалентную площадь сопла наружного контура ($F_{11\text{кр}}$ и T_{ϕ}^*).

Полученные уравнения расхода позволяют нанести на характеристику компрессора (как для одновального ТРД) линии постоянной приведенной температуры газа перед турбиной и проанализировать их протекание. На основании уравнения (6.4) рассчитывается пучок прямых линий $T_{г\text{пр}}^* = \text{const}$ при принятых значениях $T_{\phi\text{пр}}^*$ и $F_{11\text{кр}}$, а по уравнению (6.5) — пучок кривых, которые несущественно отличаются от указанных прямых при соответствующем значении $F_{11\phi} = F_{11\text{кр}}/V T_{\phi}^*/T_{к1}^*$ (рис. 6.6). В первом случае с увеличением q ($\lambda_{в}$) вдоль линии $T_{г\text{пр}}^* = \text{const}$ тепловое сопротивление камеры сгорания и форсажной камеры во внутреннем и наружном контурах изменяется одинаково. Из условия сохранения постоянной приведенной температуры рабочего тела в обоих контурах степень подогрева газа и, следовательно, тепловое сопротивление с увеличением $\lambda_{к}$ уменьшаются: $\frac{T_{г}^*}{T_{к}^*} = \frac{T_{г}^*/T_{н}^*}{1 + \lambda_{к}}$; $\frac{T_{\phi}^*}{T_{к}^*} = \frac{T_{\phi}^*/T_{н}^*}{1 + \lambda_{к}}$. Степень двухконтурности при этом сохраняется неизменной [см. уравнение (6.6)].

Во втором случае сопротивление во внутреннем контуре изменяется так же, а в наружном сохраняется неизменным, поскольку $F_{11\phi} = \text{const}$. Чем выше q ($\lambda_{в}$), тем больше сопротивление за компрессором во втором случае относительно его значения в первом случае. Это приводит к более значительному (по сравнению с линейным) росту $\lambda_{к}$ с увеличением q ($\lambda_{в}$). Рост $\lambda_{к}$ очевиден из уравнения (6.8), поскольку в рассматриваемом случае особенности изменения сопротивления обуславливают снижение степени двухконтурности [см. уравнение (6.7)]. Следует подчеркнуть, что положение линий с заданными $T_{г\text{пр}}^*$ зависит от принятого значения эквивалентной площади сопла наружного контура, так как одинаковое сопротивление за компрессором (и, следовательно, одинаково-

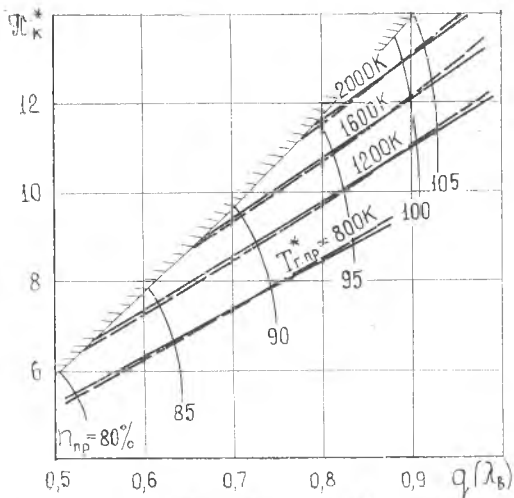


Рис. 6.6. Линии $T_{гр пр}^* = \text{const}$, рассчитанные на основании уравнения (6.4) (—) и (6.5) (---)

вое положение линий) обеспечивается, например, при высоких значениях $T_{гр пр}^*$ и низких $T_{ф пр}^*$, или наоборот.

Уравнение баланса мощности компрессора и турбины представим в виде $L_k G_{\Sigma} G_I = L_T \gamma_T \gamma_m$

или

$$L_k (m + 1) = T_{гр пр}^* l_T B, \quad (6.9)$$

$$\text{где } B = \frac{c_p \gamma_T \gamma_m}{c_p 288}.$$

Решая уравнения (6.9) и (6.8) совместно, получим

$$\frac{\pi_k^*}{l_k} = \frac{q(\lambda_b)}{\sqrt{T_{гр пр}^*}} \frac{\Lambda}{l_T B}. \quad (6.10)$$

В уравнение (6.10) в общем случае входят четыре неизвестные величины: π_k^* , $q(\lambda_b)$, $T_{гр пр}^*$ и $l_T(\pi_k^*)$. В это уравнение не входит эквивалентная площадь $F_{IIэ}$ (а также параметры, ее определяющие), поэтому этим уравнением целесообразно пользоваться, когда величина $F_{IIэ}$ неизвестна (например, пло-

щадь сечения $F_{II\text{кр}}$ изменяется, по закону ее изменения не задан).

Для двигателя с нерегулируемым соплом внутреннего контура при сверхкритическом истечении газа из сопла величина π_T^* постоянна. ТРДО с регулируемой площадью сопла наружного контура имеет в этом случае три регулирующих фактора (G_T , $G_{T\phi}$ и $F_{II\text{кр}}$) и соответственно три независимые переменные. Одной из независимых переменных должен быть параметр форсажной камеры (например, T_{ϕ}^*), в качестве двух других переменных могут быть приняты π_k и $q(\lambda_b)$. Аналогично работает ТРДО с нерегулируемой площадью сопла $F_{II\text{кр}} = \text{const}$ при незаданной (переменной) температуре газа в форсажной камере, поскольку такой двигатель имеет два регулирующих фактора, а в качестве независимых переменных могут быть приняты параметры, характеризующие работу турбокомпрессора. При этом форсаж в наружном контуре выполняет функцию теплового регулирования.

В рассмотренных случаях ТРДО ведет себя (с точки зрения выбора числа независимых переменных, характеризующих работу турбокомпрессора) как одновальный ТРД с регулируемым соплом. При расчете характеристик такого двигателя можно выбирать положение линии совместной работы на характеристике компрессора и величину $T_{г}^*$, определяющую положение рабочей точки на этой линии. Однако в отличие от ТРД снижение π_k при $n_{пр} = \text{const}$ в этом случае сопровождается не уменьшением, а увеличением $T_{г\text{пр}}^*$, что видно из уравнения (6.10), и объясняется это следующим. Уменьшение сопротивления за компрессором (с целью снижения π_k^*) достигается увеличением $F_{II\varepsilon}$ за счет увеличения $F_{II\text{кр}}$ или снижения T_{ϕ}^* (рис. 6.7). В результате увеличивается степень двухконтурности [см. уравнение (6.6)], что ведет к росту потребной работы турбины, а следовательно, и температуры газа $T_{г\text{пр}}^*$. Таким образом сопротивление за компрессором ТРДО в наружном контуре уменьшается, а во внутреннем увеличивается. Влияние $F_{II\varepsilon}$ на $T_{г\text{пр}}^*$ при $n = \text{const}$ аналогично влиянию F_{ca} .

ТРДО с регулируемыми площадями сопел наружного и внутреннего контуров имеет четыре регулирующих фактора: G_T , $G_{T\phi}$, $F_{II\text{кр}}$, $F_{I\text{кр}}$ и, соответственно, три независимые переменные, характеризующие работу газогенератора — π_k^* , $q(\lambda_b)$ и $T_{г}^*$. Это относится также к двигателю с нерегулируемой пло-

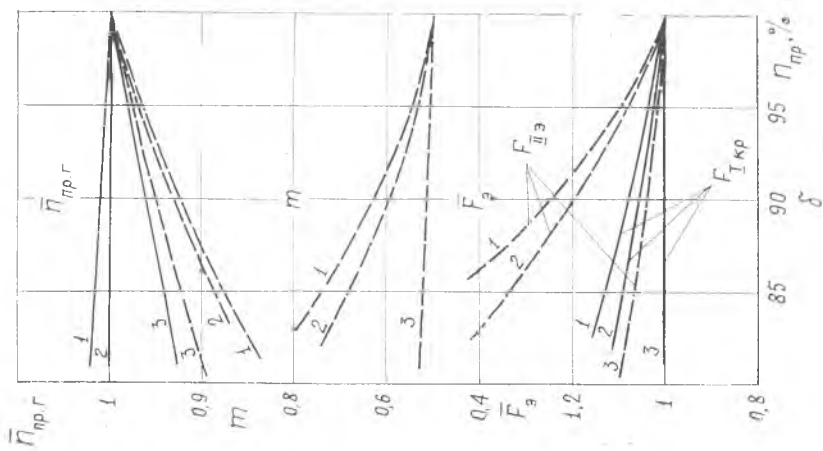
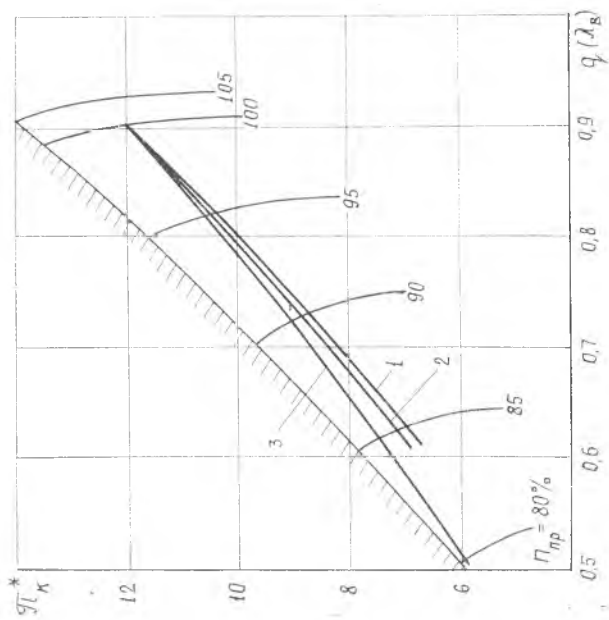


Рис. 6.7. Закономерности изменения параметров ТРДО (б) с $F_{\text{кр}} = \text{const}$ (—) по сравнению с ТРД (---) при одинаковом расположении линий совместной работы на характеристике компрессора (а).

щадью сопла наружного контура при заданной температуре T_{ϕ}^* , т. е. с тепловым регулированием в наружном контуре. В этих двух случаях ТРДО ведет себя как одновальный ТРД с регулируемыми площадями сопла и соплового аппарата. Возможность произвольно выбирать положение рабочей точки на характеристике компрессора и температуру $T_{г}^*$, не прибегая к регулированию соплового аппарата турбины, является главным преимуществом ТРДО по сравнению с одновальным ТРДФ. Недостатком ТРДО по сравнению с ТРДД является существенно неоптимальное распределение энергии между контурами, особенно на нефорсированных режимах.

Если оба сопла ТРДО — нерегулируемые, а температура T_{ϕ}^* задана, то в уравнении (6.10) имеется только одна независимая переменная и две неизвестные.

Аналогичная ситуация имеет место при нефорсированных режимах ТРДО с нерегулируемыми сечениями. В этом случае степень двухконтурности однозначно определяется степенью

$$\text{подогрева газа в камере сгорания: } m = \frac{\sigma_{\phi, \kappa} \gamma_r G_{\text{пр } \phi}}{\sigma_{\kappa} \epsilon \gamma_{\phi} G_{\text{пр } \Gamma}} \sqrt{\frac{T_{г}^* \text{пр}}{(1 + \lambda_{\kappa})}}$$

Совместное решение уравнений расхода, мощности и степени двухконтурности, например, методом последовательных приближений, позволяет для указанного случая, как и для одновального ТРД с одним регулирующим фактором, получить однозначную зависимость λ_{κ}^* от q ($\lambda_{\text{в}}$) и построить линию совместной работы, которая располагается выше аналогичной линии для ТРД, вследствие того, что при снижении $\lambda_{\text{пр}}$ сопротивление за компрессором ТРДО снижается меньше, поскольку во внутреннем контуре тепловое сопротивление снижается, как и на ТРД, а в наружном сохраняется неизменным (истечение из контуров раздельное). По этой же причине степень двухконтурности ТРДО с одним регулирующим фактором при уменьшении $\lambda_{\text{пр}}$ снижается, а на ТРДД она в этом случае обычно растет (см. например, рис. 4.19 [16]).

Уравнения (6.8) и (6.9) при $m = 0$ преобразуются в соответствующие уравнения расхода (1.12) и мощности (1.13) для ТРД ([15], гл. 1), а их совместное решение дает уравнение линии совместной работы, не отличающееся от приведенного в [15] уравнения (1.14).

§ 6.3. Особенности характеристик и регулирования ТРДФ и ТРДДФ

Характер протекания тяги, удельного расхода топлива и изменение других основных параметров турбореактивных двигателей на форсированных режимах в зависимости от температуры и давления наружного воздуха, а также от высоты полета, аналогичен характеру их протекания на нефорсированных режимах, так как параметры рабочего процесса изменяются при этом в сравнительно нешироких пределах (см. раздел 3.3 [15], § 4.3 [16]), а поэтому качественно примерно одинаково изменяется эффективность основного и форсажного циклов.

В зависимости от скорости полета, изменяющейся в широком диапазоне, тяга и удельный расход топлива на форсированных и нефорсированных режимах изменяются существенно неодинаково, особенно на двухконтурных двигателях с высоким m_0 (рис. 6.8), так как при этом температура T_n^* и степень повышения давления в цикле изменяются в широких пределах и оказывают принципиально различное влияние на работу и эффективность основного и форсажного циклов. Например, при увеличении M_n от 0 до 3 температура T_n^* возрастает более чем в 2 раза, в результате теплоподвод в основной камере сгорания уменьшается и становится соизмеримым с потерями в цикле, т. е. цикл приближается к вырождению, а теплоподвод в форсажной камере при этом не изменяется и даже увеличивается ($\alpha_{\text{ф}} = \text{const}$). При небольших скоростях полета давление в форсажной камере в несколько раз меньше, чем в основной (для $m_0 > 2$ оно примерно на порядок меньше), соответственно эффективный к.п.д. форсажного цикла более чем в 2 раза ниже. С увеличением скорости полета в указанных пределах суммарная степень повышения давления форсажного цикла возрастает в несколько десятков раз, что приводит к повышению эффективного к.п.д. в 2 раза и более, в то время как эффективный к.п.д. основного цикла увеличивается не более чем на 20%. Вследствие этого параметры двигателей на форсированных и нефорсированных режимах изменяются неидентично: удельный расход топлива $C_{\text{удф}}$ увеличивается меньше по числу M_n и даже может снижаться в некотором диапазоне скоростей, при этом меньше снижается и удельная тяга $P_{\text{удф}}$, она может даже увеличиваться, что приводит к более интенсивному росту тяги. В результате с увеличением числа M_n кривые тяги $P(M_n)$ для

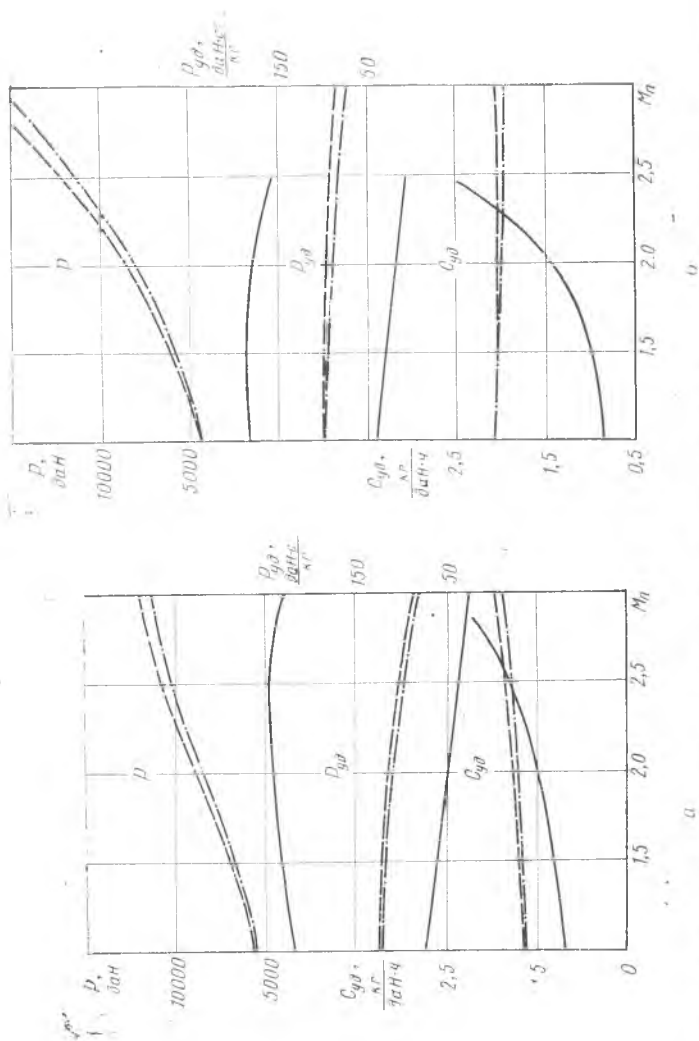


Рис. 6.8. Влияние форсажа на скоростные характеристики турбореактивных двигателей ($T_{г}^* = 1600 \text{ К}$, $\pi_{г}^* = 25$): а — ТРД и ТРДФ; б — ТРД и ТРДФ_{см} ($m_0 = 2$); в — ТРД и ТРДФ_{II} ($m_0 = 2$), регулируемых по закону $T_{г}^* = \text{const}$ при $F_{13} = \text{const}$ и $F_{13} = \text{const}$; — с форсажем; - - - без форсажа; — · — с форсажем при $T_{г}^* = \text{const}$; — · — с форсажем при $p_{13} = \text{const}$

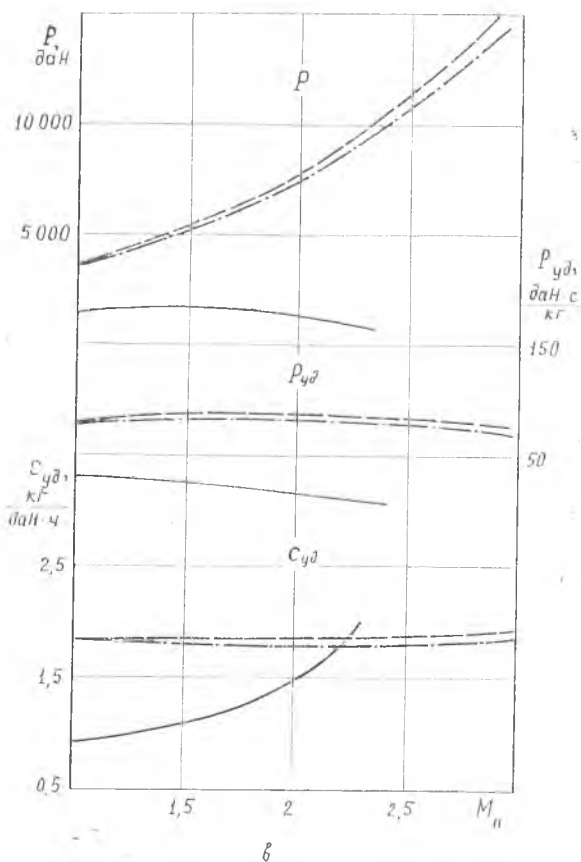


Рис. 6.8, в

форсированного и нефорсированного режимов удаляются друг от друга (расходятся), а кривые удельного расхода $C_{уд}(M_{II})$, наоборот, сближаются и даже пересекаются при высоких скоростях полета.

На рис. 6.8 параметры двигателя даны для двух законов подачи топлива в форсажную камеру: $T_{\Phi}^* = \text{const}$ и $\alpha_{\Phi} = \text{const}$. Во втором случае температура газа на выходе из форсажной камеры ТРДФ и ТРДД $_{\Phi_{ем}}$ увеличивается по числу

$$M_{II}: T_{\Phi}^* = \frac{H_{II} \gamma_{кс} c_p}{c_p \epsilon_p \alpha_{\Phi} L_0} + T_{II}^* \quad (\text{для ТРДД}_{\Phi_{II}} \text{ в этой формуле вместо}$$

T_n^* следует брать температуру за компрессором НД в наружном контуре — $T_{кн}^*$), что приводит к соответствующему приросту тяги и удельного расхода топлива.

Потребная площадь критического сечения сопла $F_{скр}$ при $\alpha_{\phi} = \text{const}$ и регулировании турбокомпрессора ТРДФ по закону $T_{\tau}^* = \text{const}$, $\pi_{\tau}^* = \text{const}$ ($F_{\phi} = \text{const}$) увеличивается по числу M_{Π} в соответствии с увеличением степени подогрева газа в форсажной камере:

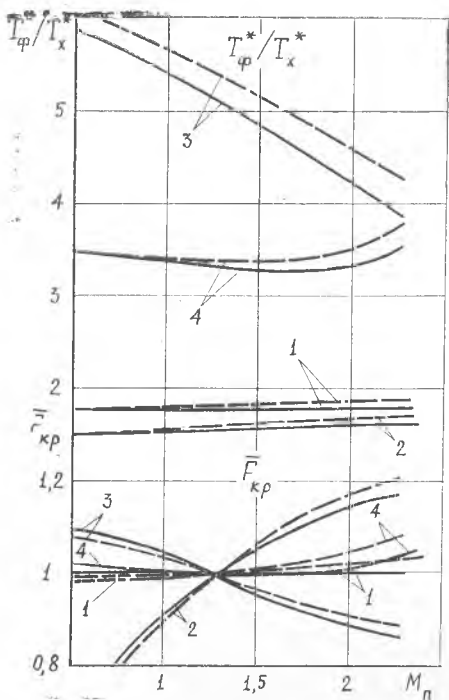


Рис. 6.9. Зависимость степени подогрева газа в форсажной камере и относительной площади сопла $F_{кр}$ от числа M_{Π} для турбореактивных двигателей ($T_{\tau}^* = 1600 \text{ K}$): — $T_{\phi}^* = 2000 \text{ K}$, — $\alpha_{\phi} = 1,2$; 1 — двухвальный ТРДФ, $\pi_{к0}^* = 25$, $\pi_{\tau}^* = \text{const}$; 2 — одновальный ТРДФ, $\pi_{к0}^* = 12$, $n = \text{const}$; 3 — ТРДДФ_{II}, $\pi_{к0}^* = 25$, $m_0 = 2$; 4 — ТРДДФ_{св}, $\pi_{к0}^* = 25$, $m_0 = 2$

$$T_{\phi}^*/T_{\tau}^* = \frac{H_u \eta_{к с р}}{c_p c_p \alpha_{\phi} l_0 T_{\tau}^*} + T_n^*/T_{\tau}^*$$

При $T_{\phi}^* = \text{const}$ величины T_{ϕ}^*/T_{τ}^* и $F_{скр}$ сохраняются неизменными, так как при принятом регулировании турбокомпрессора температура $T_{\tau}^* = \text{const}$ (рис. 6.9). Если турбокомпрессор одновального ТРДФ с $\pi_{к0}^* > 6$ регулируется по закону $T_{\tau}^* = \text{const}$, $n = \text{const}$, то с увеличением M_{Π} степень понижения давления π_{τ}^* увеличивается, температура T_{τ}^* снижается, а T_{ϕ}^*/T_{τ}^* увеличивается значительнее, чем в предыдущем случае (как при $\alpha_{\phi} = \text{const}$, так и при $T_{\phi}^* = \text{const}$). Соответственно изменяется потребное значение $F_{скр}$. На ТРДДФ_{II} температура рабочего тела на входе в форсажную камеру $T_{кн}^*$ увеличивается по скорости полета $T_{кн}^* = T_{\Pi}^* + \frac{L_{к НД II}}{c_p}$, а степень подогрева и потребное значение $F_{кр}$ снижаются как

для $T_{\phi}^* = \text{const}$, так и для $\alpha_{\phi} = \text{const}$. На ТРДДФ_{см} температура газа на входе в форсажную камеру $T_{см}^*$ с увеличением M_{II} изменяется незначительно. Соответственно изменяются величины $T_{\phi}^*/T_{см}^*$ и $F_{кр}$ (см. рис. 6.9).

Влияние закона регулирования подачи топлива в форсажную камеру ($T_{\phi}^* = \text{const}$ или $\alpha_{\phi} = \text{const}$) на изменение $F_{кр}$ незначительно. Тип двигателя (ТРДДФ_{см} или ТРДДФ_{II}) или закон регулирования турбокомпрессора ($T_{г}^* = \text{const}$, $\pi_{г}^* = \text{const}$ или $T_{г}^* = \text{const}$, $n = \text{const}$) оказывают на изменение площади $F_{кр}$ большее влияние. Учитывая, что рассмотренные законы регулирования $G_{г\phi}$ не влияют также на закономерности протекания основных параметров в рассматриваемом диапазоне чисел M_{II} (см. рис. 6.8), характеристики турбореактивных двигателей на форсированных режимах приводятся далее только при $\alpha_{\phi} = \text{const}$.

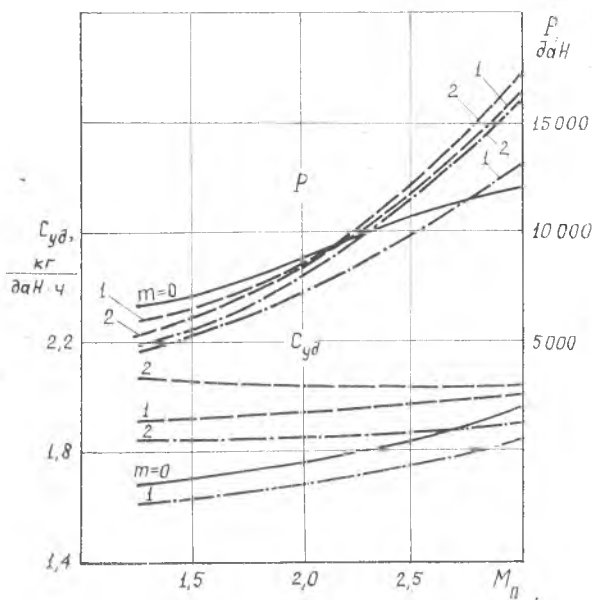


Рис. 6.10. Закономерности влияния m_0 на скоростные характеристики ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_{II} при $H = 11$ км, $T_{г}^* = 1600$ К, $\alpha_{\phi} = 1.2$ и $F_{э} = \text{const}$ ($T_{г}^* = 1600$ К, $\pi_{г}^* = 25$): — ТРДФ; - - - ТРДДФ_{см}; - - - ТРДДФ_{II}

Чтобы сравнить ТРДФ, ТРДДФ_{см}, ТРДДФ_{II} по тяговым и экономическим характеристикам, проследим влияние степени двухконтурности на скоростные (рис. 6.10) и дроссельные (рис. 6.11) характеристики этих двигателей. Оценка влияния m_0 при ее изменении от нуля до заданного значения позволяет сравнить ТРДДФ_{см} с ТРДФ и ТРДДФ_{II} с ТРД. Сравнение выполним при условии, что параметры рабочего процесса и расход воздуха на взлетном режиме $G_{\Sigma 0}$ у этих двигателей одинаковы, а регулируются они по закону $T_r^* = \text{const}$, $F_3 = \text{const}$ и $\alpha_{\phi} = \text{const}$.

С увеличением степени двухконтурности ТРДДФ расход топлива через основную камеру сгорания снижается в $(m+1)$ раз, потребная работа турбины и степень понижения давления в ней увеличиваются, давление в форсажной камере, а следовательно и к.п.д. форсажного цикла, снижаются. Этому способствует и увеличение дополнительных потерь, связанных с передачей энергии из внутреннего контура в наружный, а также потерь на смешение потоков. Расход топлива через форсажную камеру при этом увеличивается, так как суммарный теплоподвод в ТРДДФ_{см} и ТРДФ определяется коэффициентом избытка воздуха и сохраняется постоянным.

Снижение к.п.д. форсажного цикла и увеличение доли форсажного топлива приводит к увеличению удельного расхода топлива, а при одинаковом (как и в рассматриваемом случае) суммарном расходе топлива — к соответствующему снижению тяги. Следовательно, чем выше m_0 , тем меньше тяга и больше удельный расход топлива ТРДДФ_{см}. При $m_0 = 2$ ТРДДФ_{см} весьма существенно проигрывает ТРДФ на взлетном режиме: его тяга меньше, а удельный расход выше примерно на 40% (рис. 6.11, а).

При $m = 0$ тяга ТРДДФ_{II}, который представляет собой ТРД, примерно в 1,4 раза меньше тяги ТРДФ, а удельный расход топлива в 1,8 раза меньше $C_{\text{удф}}$ ТРДФ. С повышением m_0 на величину тяги ТРДДФ_{II} противоположное влияние оказывают два фактора: во-первых, увеличивается суммарный расход топлива через двигатель, особенно при низких m_0 , так как расход топлива через форсажную камеру пропорционален отношению $m/(m+1)$; во-вторых, как и на ТРДДФ_{см}, снижается эффективность использования подведенного тепла. При работе двигателя в условиях взлета и небольших дозвуковых скоростей полета первый фактор оказывает преобладающее влияние только в диапазоне увеличения m_0 от 0 до 0,5, что приводит к незначительному (менее 10%) повышению тяги

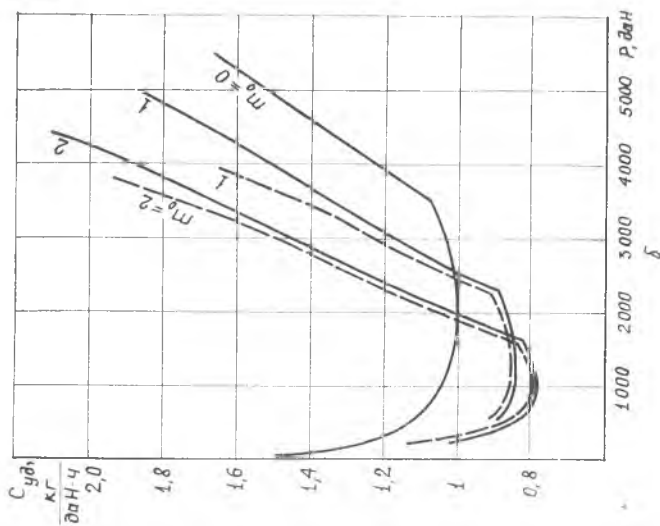
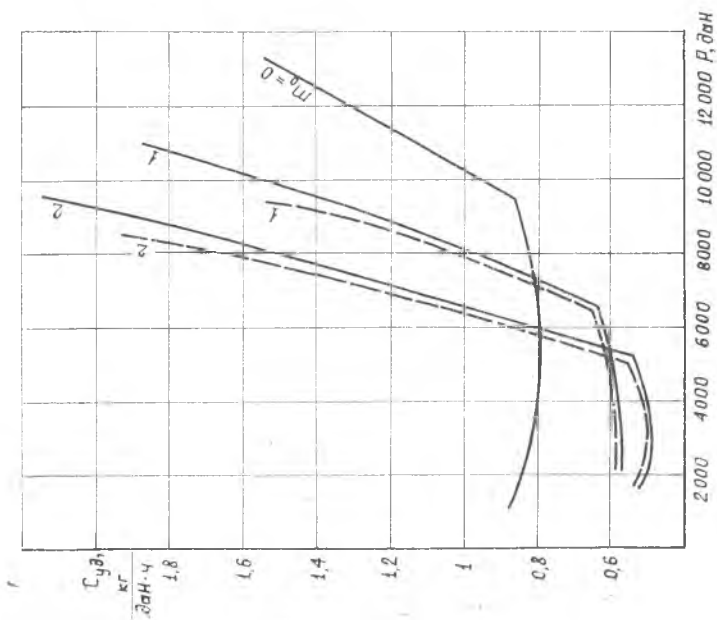


Рис. 6.11. Закономерности влияния α_0 на дроссельные характеристики ТРДДФ₁₁ (—) при $H = 0$, $M_{п1} = 0$ (а); $H = 11$ км, $M_{п1} = 1$ (б); $H = 11$ км, $M_{п1} = 3$ (в). Параметры цикла см. на рис. 6.10.

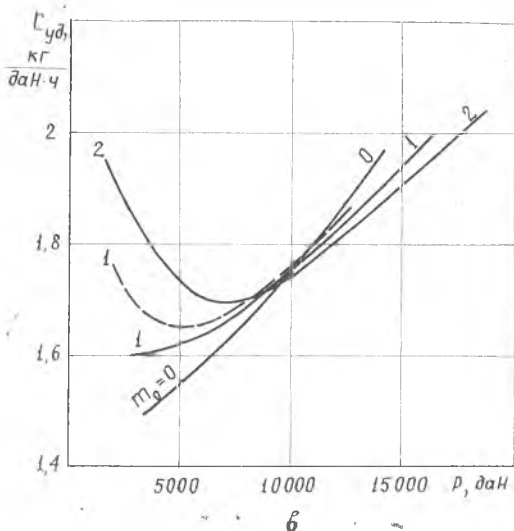


Рис. 6.11, в

ТРДДФ_{II} относительно ТРД. С дальнейшим увеличением m_0 тяга ТРДДФ_{II} уменьшается, так как преобладающее влияние на нее начинает оказывать второй фактор. Удельный расход топлива ТРДДФ_{II} повышается, как и на ТРДДФ_{см}, в полном диапазоне увеличения m_0 , но при $m_0 < 1$ он обычно ниже $C_{удф}$ ТРДФ.

Таким образом, двухконтурные турбореактивные двигатели на режиме полного форсажа в условиях работы на взлете и при низких скоростях полета проигрывают ТРДФ по тяге и удельному расходу топлива ($C_{удф}$ ТРДДФ_{II} выше $C_{удф}$ ТРДФ обычно при $m_0 > 1$).

При высоких скоростях полета, когда давление в форсажной камере близко к оптимальному и эффективность форсажного цикла достаточно высока, с увеличением m_0 удельные параметры ТРДДФ ухудшаются незначительно, а расход воздуха через двигатель при $G_{\Sigma 0} = \text{const}$ повышается вследствие более пологого протекания кривых $\pi_{кнд}^*(T_{гпр}^*)$ и $G_{гпр}(T_{гпр}^*)$, обусловленного снижением $\pi_{кнд}^*$ (см. рис. 4.27 [16] и 6.12). Этот фактор при высоких M_{II} оказывает преобладающее влияние, в результате тяга ТРДДФ_{см} с увеличением m_0 повышается. Причем тяга ТРДДФ_{II} в этом случае повышается не только за счет увеличения расхода воздуха, но, главным образом,

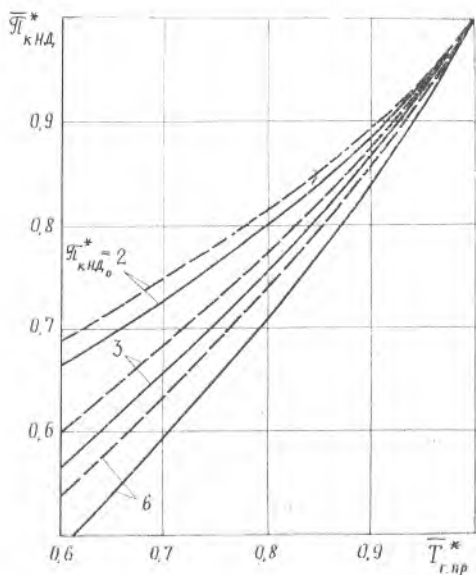


Рис. 6.12. Закономерности изменения $\bar{T}_{кнд}^*$ по $\bar{T}_{гр}^*$ при $\bar{T}_{кн0}^* = 12$ (---) и 25 (—).

вследствие увеличения удельной тяги, чему способствует увеличение суммарного теплоподвода в расчете на 1 кг рабочего тела как из-за увеличения m_0 , так и из-за дополнительного повышения степени двухконтурности по скорости полета. Поэтому два форсажных варианта ТРДДФ сближаются по тяге с увеличением m_0 , что очевидно при умеренных скоростях, когда тяга ТРДДФ_{см} снижается, а тяга ТРДДФ_{II} увеличивается.

Итак, с увеличением m_0 тяга снижается при низких значениях M_n и повышается при высоких, вследствие чего ТРДФ имеет преимущество по тяге при низких скоростях полета, а ТРДДФ — при высоких.

Сравнение скоростных характеристик ТРДД (см. гл. 4 [16]) и ТРДДФ позволяет сделать вывод о противоположном влиянии m_0 на протекание кривых $P(M_n)$, характеризующих нефорсированный и форсированный режимы: чем выше m_0 , тем интенсивнее падение тяги по M_n на ТРДД и тем интенсивнее

ее прирост на ТРДДФ. С увеличением числа M_n ТРДФ, ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_п сближаются по удельному расходу топлива, так как эффективность форсажного цикла повышается и тем значительно, чем выше m_0 (см. рис. 6.10). В случае больших m_0 эффективность форсажной камеры приближается к эффективности ПВРД и определяется по существу скоростью полета.

На рис. 6.11 показано влияние m_0 на дроссельные характеристики ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_п при $G_{\Sigma 0} = \text{const}$ и одинаковых параметрах цикла в исходной точке. Протекание удельного расхода топлива на форсированных режимах существенно отличается от его протекания на нефорсированных режимах. В условиях работы при низких скоростях и на взлете $C_{удф}$ увеличивается по тяге почти линейно и тем значительно, чем выше степень двухконтурности. При этом протяженность кривой $C_{удф}(P_{ф})$ увеличивается вследствие повышения степени форсирования, снижения $C_{уд}$ и увеличения $C_{удф}$. Например, в условиях $H = 11$ км, $M_n = 1$ при $m_0 = 0$ степени форсирования $\bar{P} = 1,6$ соответствует увеличение удельного расхода от 1,05 до 1,65 кг/даН·ч, а при $m_0 = 2$ для ТРДДФ_{см} соответственно имеем $\bar{P} = 2,9$, $C_{уд} = 0,85$, $C_{удф} = 2,1$ кг/даН·ч (рис. 6.11, б).

Чем выше скорость полета, тем положе кривая $C_{удф}(P_{ф})$, что является следствием повышения эффективности работы форсажного цикла. При высоких M_n увеличение m_0 характеризуется более пологим протеканием кривой $C_{удф}(P_{ф})$, так как на режиме полного форсажа тяга $P_{ф}$ увеличивается при несущественном повышении $C_{удф}$, а на максимальном нефорсированном режиме тяга снижается при одновременном повышении $C_{уд}$. Такое изменение тяги и удельного расхода является следствием того, что оптимальная по экономичности степень двухконтурности ТРДД близка к нулю. Поэтому повышение m_0 , особенно при $m_0 > 1$, сопровождается значительным увеличением доли потерь (от тепла, внесенного в двигатель с топливом), связанных с передачей энергии из внутреннего контура в наружный, что приводит к интенсивному повышению удельного расхода $C_{уд}$. Вследствие этого в случае $M_n = 3$ и $m_0 > 1$ на кривых $C_{удф}(P_{ф})$ появляется минимум (рис. 6.11, в).

Особенности протекания дроссельных характеристик турбореактивных двигателей на форсированных режимах обуславливают возрастание преимуществ ТРДФ по $C_{удф}$ в условиях работы при низких скоростях полета, если сравнение

указанных двигателей ($G_{20} = \text{const}$) выполнить при постоянной потребной для летательного аппарата тяге. Например, при $P = 3700$ даН ($H = 11$ км, $M_{II} = 1$) удельный расход топлива ТРДДФ_{см} примерно в 1,5 раза, а ТРДДФ_{II} в 1,7 раза больше, чем $C_{уд\ ф}$ ТРДФ (см. рис. 6.11, б), так как одинаковая тяга обеспечивается при существенно неодинаковой степени форсирования. На ТРДФ она достигается практически без форсажа, на ТРДДФ_{см} — при высокой степени форсирования, близкой к максимальной, на ТРДДФ_{II} — при максимальной степени форсирования.

Если сравниваемые двигатели спроектировать из условия получения постоянной тяги на взлетном режиме, т. е. увеличить расход воздуха через ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_{II} соответственно в 1,4 и 1,55 раза, то при указанной потребной тяге удельный расход топлива ТРДДФ_{см} снизится на 14%, а ТРДДФ_{II} — на 38%. В результате величины $C_{уд\ ф}$ различных двигателей сблизятся, но преимущество останется на стороне ТРДФ (при небольших и умеренных скоростях полета). Кроме того, ТРДФ будет иметь минимальные диаметральные габариты.

При высоких M_{II} увеличение m_0 для данного значения тяги ведет к снижению удельного расхода топлива, наименьшее значение $C_{уд\ ф}$ получается на ТРДДФ_{см} (см. рис. 6.11, в). В этом случае обеспечение постоянной взлетной тяги $P_0 = \text{const}$ приводит к дальнейшему снижению удельного расхода топлива ТРДДФ, хотя и менее значительному, чем при небольших скоростях. И только при весьма низких значениях потребной тяги увеличение m_0 сопровождается повышением $C_{уд\ ф}$.

Особенности протекания кривых $C_{уд\ ф}(P_{ф})$ свидетельствуют о том, что удельный расход топлива на форсированных режимах можно значительно снизить за счет увеличения размеров двигателя (G_{20}) или каким-либо другим способом, который позволяет повысить тягу, а при заданной тяге снизить степень подогрева газа в форсажной камере.

Таким образом, ТРДДФ имеет преимущество перед ТРДФ по удельному расходу топлива как при дозвуковых скоростях полета на нефорсированных режимах (см. гл. 4, [16]), так и при больших сверхзвуковых скоростях на форсированных режимах при одинаковом значении потребной тяги.

Результаты сравнения ТРДФ, ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_{II} по тяге и удельному расходу топлива на форсированных и нефорсированных режимах в значительной степени зависят от параметров цикла, особенно от температуры газа перед тур-

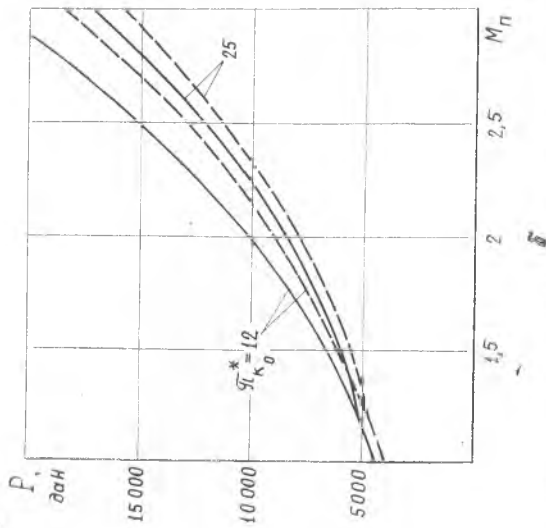
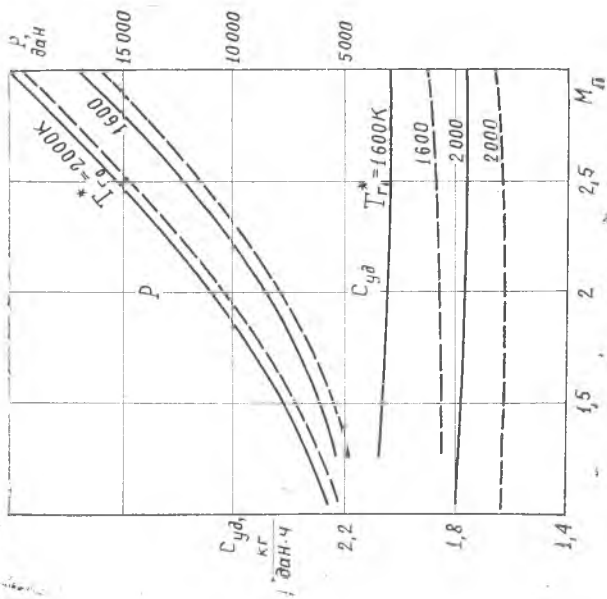


Рис. 6.13. Влияние T_{r0}^* (а) и c_{y0} (б) на скоростные характеристики ТРДДФ при $H = 11$ км, $T_{r0}^* = \text{const}$, $\sigma_{\Phi} = 1,2$ и $F_9 = \text{const}$ ($\tau_{K0}^* = 25$, $m_0 = 2$): — ТРДДФ см; - - - - ТРДДФ II

биной (рис. 6.13). С увеличением $T_{г0}^*$ тяга увеличивается не только на режиме полного форсажа, но и в большей степени на максимальном нефорсированном режиме, так как в последнем случае увеличивается количество тепла, подведенного к 1 кг рабочего тела. В результате степень форсирования уменьшается. При этом удельный расход топлива на форсированных режимах уменьшается, а на нефорсированных увеличивается для всех условий работы, за исключением больших сверхзвуковых скоростей. Таким образом, режим полного форсажа и максимальный нефорсированный режим сближаются. С повышением $T_{г0}^*$ сближаются также характеристики ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_{II}, так как количество тепла, подведенного к 1 кг рабочего тела, в ТРДДФ_{II} увеличивается и приближается к таковому в ТРДДФ_{см}. При этом схема ТРДДФ_{II} предпочтительнее, так как в ней можно независимо выбрать величину $\pi_{кнд0}$, что позволяет оптимизировать характеристики по этому параметру в определенных условиях полета.

Если температура $T_{г}^*$ близка к стехиометрической ($\alpha_{кс} = \alpha_{ф} \approx \approx 1,2$), то ТРДФ превращается в ТРД, а характеристики ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_{II}, при одинаковых параметрах рабочего процесса отличаются только влиянием потерь при смешении потоков. Тогда сравнение двигателей различных типов сводится к сравнению ТРД и ТРДДФ, т. е. к оценке влияния степени двухконтурности на характеристики ТРДДФ.

Преимущества ТРДДФ по удельному расходу топлива по сравнению с ТРДФ в целом повышаются с увеличением $T_{г0}^*$, поскольку возрастает оптимальное значение m_0 и снижается $C_{уд}$. Кроме того, при этом уменьшается потребный диапазон изменения площади сопла (как и на двигателях без форсажной камеры, рис. 5.7 [17]).

С увеличением суммарной степени повышения давления компрессора $\pi_{кг0}^*$ удельный расход топлива $C_{удф}$ при больших скоростях полета уменьшается и на ТРДФ, и на ТРДДФ при соответствующем изменении тяги. При этом на больших скоростях удельный расход топлива изменяется незначительно, а тяга уменьшается (рис. 6.13, б) как вследствие более интенсивного падения удельной тяги, так и, главным образом, вследствие уменьшения расхода воздуха через двигатель, так как увеличение $\pi_{кг0}^*$ обуславливает увеличение крутизны протекания кривой $G_{пр} = j(T_{гпр}^*)$, см. § 4.4 [16] и

рис. 6.12. Поэтому на двигателях, предназначенных преимущественно для больших сверхзвуковых скоростей полета, следует принимать умеренную степень повышения давления $\pi_{к1_0}^*$.

На нефорсированных режимах при дозвуковых скоростях полета увеличение $\pi_{к1_0}^*$ сопровождается существенным снижением удельного расхода топлива (см. гл. 4). Поэтому для двигателей, предназначенных для летательных аппаратов с достаточно большим временем полета на дозвуковых скоростях, должны выбираться более высокие значения $\pi_{к1_0}^*$.

Как отмечалось, турбореактивные двигатели с форсажной камерой и соплом с изменяемой площадью минимального сечения имеют три основных регулирующих фактора (регулирование диффузора здесь не рассматривается). Параметры регулирования указанных двигателей различных схем не могут быть приняты произвольно. Один из них должен определять работу форсажной камеры (в качестве этого параметра может быть принята, например, температура $T_{ф}^*$). Два других параметра должны характеризовать работу турбокомпрессора, например, $T_{г}^*$ и n для одновального ТРД. Особенности регулирования одновального турбокомпрессора, рассмотренные в разделах 5.1.2, 5.1.3 и 5.1.4 (гл. 5 [17]), справедливы и для случая его работы в системе ТРДДФ. На двухвальных и трехвальных двигателях с неизменяемыми площадями сопловых аппаратов в качестве параметра регулирования может быть принят только один параметр, характеризующий работу газогенератора (например, $T_{г}^*$ или $n_{ВД}$); другой параметр должен характеризовать работу турбокомпрессора ИД [например, $n_{ИД}$ или $\pi_{ИД}^*$ (см. разделы 5.3.1 и 5.4.2)].

Турбореактивные двигатели с форсажом эксплуатируются в широком диапазоне скоростей и высот полета. Полетная область (рис. 6.14) задается тактико-техническими требованиями, предъявляемыми к конкретному летательному аппарату. Она обычно ограничивается максимальным (по условиям прочности) скоростным напором $q = \rho V_{п}^2 / 2$, максимальными скоростью и высотой (статическим потолком) полета, минимальной (по условиям устойчивости летательного аппарата) скоростью полета и целым рядом других ограничений, которые накладываются на работу летательного аппарата или двигателя [26], [32].

В широком диапазоне летных условий, как правило, не удается обеспечить требуемые характеристики двигателя,

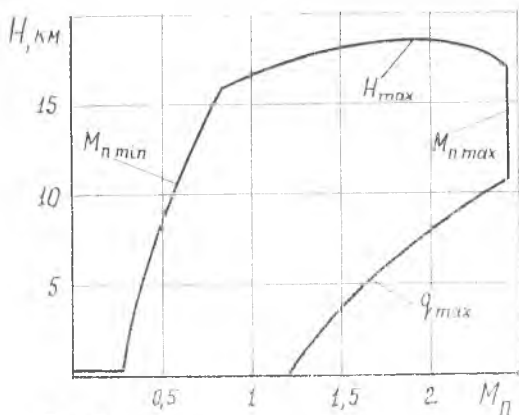


Рис. 6.14. Типичная область применения самолета

применяя какой-либо один из известных простейших законов регулирования турбокомпрессора (см. раздел 5.1.2). Например, закон регулирования, при котором сохраняется постоянной физическая частота вращения ротора, неприемлем в том отношении, что при изменении $T_{\text{н}}^*$ от 210 до 600 К приведенная частота уменьшается примерно на 40%, что приводит к соответствующему снижению расхода воздуха и тяги. Закон, при котором $n_{\text{пр}} = \text{const}$, $T_{\text{г}}^* = \text{const}$, неприемлем вследствие того, что при низких $T_{\text{н}}^*$ рабочая точка смещается к границе помпажа, а при высоких $T_{\text{н}}^*$ уменьшается $\lambda_{\text{к}}^*$ и рабочая точка смещается в область низких к.п.д. компрессора. При $n_{\text{пр}} = \text{const}$, $T_{\text{г пр}}^* = \text{const}$ недопустимо изменяется температура $T_{\text{г}}^*$ и соответственно снижается тяга при низких скоростях полета и на взлете. Поэтому на двигателях с форсажными камерами, предназначенных для использования в широком диапазоне скоростей полета, применяют комбинированные законы регулирования турбокомпрессора.

В простейшем случае применяют два закона регулирования: $T_{\text{г пр}}^* = \text{const}$, $n_{\text{пр}} = \text{const}$ — при малых скоростях полета ($T_{\text{н}}^*$) и $T_{\text{г}}^* = \text{const}$, $n = \text{const}$ — при высоких скоростях. Увеличение температуры $T_{\text{н пер}}^*$ (числа $M_{\text{П}}$ при данной высоте полета), при которой происходит переход от одного закона регулирования к другому, сопровождается уменьшением $T_{\text{г}}^*$

на взлетном режиме, увеличением диаметра двигателя (из условия получения заданной тяги взлетного режима) и расхода воздуха на больших скоростях полета (как за счет увеличения диаметра, так и за счет увеличения q (λ_v)) и соответственно увеличением тяги (рис. 6.15). Указанная комбинация двух законов регулирования возможна для любого из трех (ТРДФ, ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_н) рассматриваемых двигателей.

Для одновального ТРДФ применяют комбинацию трех простейших законов регулирования: $T_{г пр}^* = \text{const}$, $n_{пр} = \text{const}$;

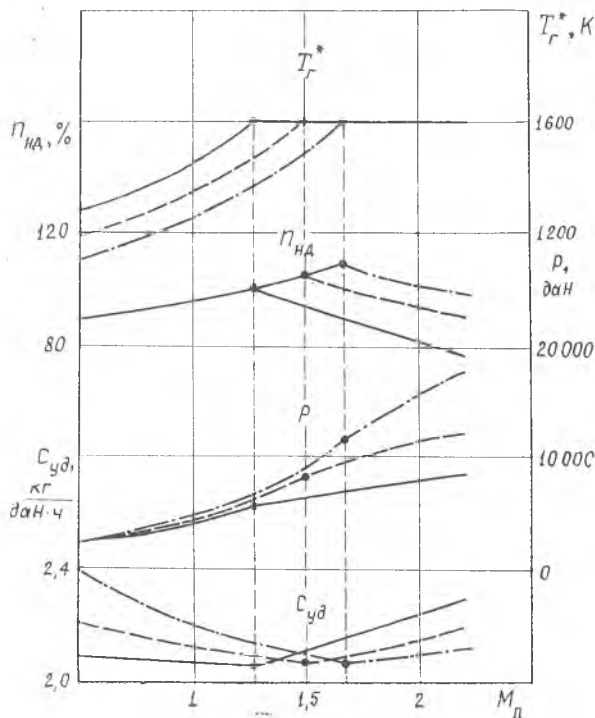


Рис. 6.15. Влияние температуры $T_{г пр}^*$, при которой происходит переход от закона регулирования $T_{г пр}^* = \text{const}$, $n_{пр} = \text{const}$, $\alpha_{ф пр} = \text{const}$ к закону регулирования $T_{г пр}^* = \text{const}$, $F_3 = \text{const}$, $\alpha_{ф} = \text{const}$, на скоростные характеристики ТРДДФ_{см} при $P_0 = \text{const}$. $T_{г пр}^*_{\text{max}} = 1600$ К, $\pi_{к.}^* = 25$, $m_0 = 2$, $\alpha_{ф} = 1,2$: — $T_{г пр}^*_{\text{пер}} = 288$ К; - - - $T_{г пр}^*_{\text{пер}} = 313$ К; - · - $T_{г пр}^*_{\text{пер}} = 338$ К.

$T_r^* = \text{const}$, $n_{np} = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$, $n = \text{const}$. В этом случае диапазон летных условий содержит три зоны, которые разделяются двумя характерными температурами T_{II}^* , например, $T_{II}^* = 288$ и 350 К (рис. 6.16).

Первый закон регулирования ($T_{rnp}^* = \text{const}$, $n_{np} = \text{const}$) применяется при малых скоростях полета и в земных условиях ($T_{II}^* \leq 288$ К). Режимы работы газогенератора при этом подобны, а изменение его параметров описывается формулами приведения. Тяга прирастает наиболее интенсивно по скорости полета, так как по существу это закон ограничения тяги при низких T_{II}^* .

Второй закон регулирования ($T_r^* = \text{const}$, $n_{np} = \text{const}$) применяется в среднем диапазоне скоростей. С увеличением

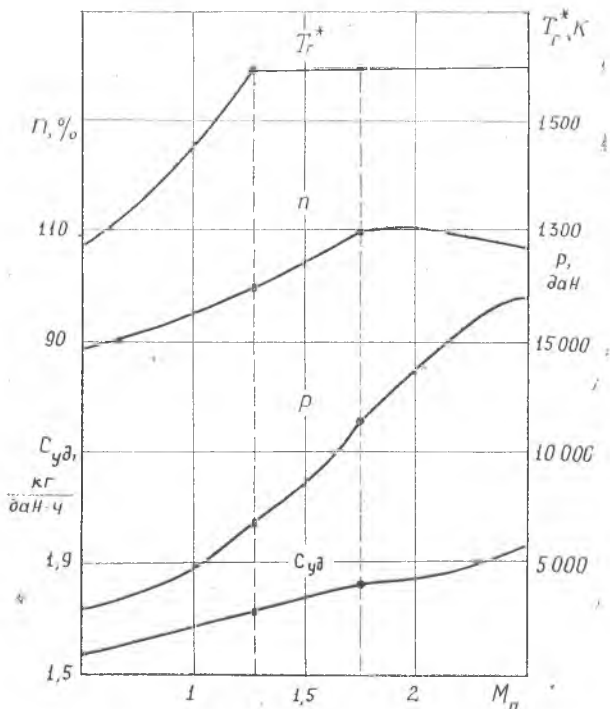


Рис. 6.16. Скоростные характеристики одновального ТРДФ с комбинированным законом регулирования: $T_{r0} = 1600$ К, $\pi_{k0}^* = 12$

T_n^* в этом диапазоне рабочая точка на характеристике компрессора смещается вниз. Расход воздуха и тяга интенсивно растут с повышением скорости полета, как и на ТРД, что обеспечивается существенным увеличением степени понижения давления на турбине π_t^* и мощности турбины за счет увеличения площади сопла.

Третий закон регулирования ($T_T^* = \text{const}$, $n = \text{const}$) применяется в диапазоне высоких скоростей полета. Он характеризуется наиболее полным использованием возможностей двигателя по температуре газа перед турбиной и частоте вращения ротора.

Комбинированный закон регулирования позволяет в данном случае при $M_n = 1,75$ увеличить тягу на 40% за счет увеличения площади сопла на 30%. При постоянной тяге такое увеличение площади сопла и соответственно расхода воздуха позволяет снизить удельный расход топлива за счет уменьшения степени форсирования. Таким образом, удельный расход топлива зависит не только от параметров рабочего процесса, но также от размеров двигателя и закона регулирования. Поэтому выбор закона регулирования и расчет характеристик тесно связаны с выбором параметров процесса и размеров двигателя, эти вопросы должны решаться совместно на этапе проектирования путем оптимизации двигателя в системе летательного аппарата из условия обеспечения тактико-технических требований, предъявляемых к нему.

Как показано в гл. 4 [16], на двухвальных и трехвальных двигателях с неизменяемыми площадями характерных сечений с увеличением T_n^* при $T_T^* = \text{const}$ существенно снижается частота вращения ротора НД. Например, для ТРДД с современными параметрами рабочего процесса и $m_0 = 1 \delta_{\text{нд}} = 25\%$ при $M_n = 2,5$. Такие двигатели недоиспользуются по $\pi_{\text{нд}}$ и, следовательно, имеют резерв для повышения расхода воздуха и тяги в указанных условиях работы за счет увеличения площади сопла $F_{\text{кр}}$. Оптимизация характеристик ТРДДФ по площади $F_{\text{кр}}$ [33] свидетельствует о том, что более значительное увеличение $\pi_{\text{нд}}$ можно считать нецелесообразным. Поэтому турбокомпрессоры НД многовальных двигателей обычно не регулируются по закону $\pi_{\text{ндпр}} = \text{const}$ при $T_T^* = \text{const}$. При регулировании турбокомпрессора ВД по этому закону ($\pi_{\text{пр в ВД}} = \text{const}$ при $T_T^* = \text{const}$) необходимо изменять площадь соплового аппарата турбины НД. Увеличение $F_{\text{са нд}}$

позволяет увеличить расход воздуха через внутренний контур, снизить степень двухконтурности, повысить π_c и суммарный расход воздуха через двигатель, что приводит к увеличению тяги как на нефорсированных, так и на форсированных режимах. В [33] показано также, что в определенных условиях работы регулирование $F_{с\text{ илд}}$ более эффективно, чем регулирование $F_{кр}$. Однако преимущества регулирования соплового аппарата по сравнению с регулированием площади сопла не имеют решающего значения, и поэтому такое регулирование пока распространения не получило.

В настоящее время на двухвальных и трехвальных турбореактивных двигателях с форсажными камерами и неизменяемыми сечениями сопловых аппаратов турбины применяют комбинацию нескольких законов регулирования (рис. 6.17). Как уже отмечалось, при низких $T_{п}^*$ применяется закон ограничения тяги: $T_{г\text{ пр}}^* = \text{const}$, $n_{\text{илд пр}} = \text{const}$, $\alpha_{ф\text{ пр}} = \text{const}$. В среднем диапазоне скоростей на двигателях с невысокой и умеренной степенью двухконтурности ($m_0 < 1$) применяется закон $T_{г}^* = \text{const}$, $n_{\text{илд}} = \text{const}$, $\alpha_{ф} = \text{const}$, при котором площадь сопла увеличивается с повышением числа $M_{п}$. Если необходимо обеспечить более интенсивное увеличение тяги по $M_{п}$, то повышается, кроме того, температура $T_{г}^*$, при этом потребный диапазон регулирования площади $F_{кр}$ уменьшается.

На двигателях с большей степенью двухконтурности ($m_0 \geq 2$) увеличение площади $F_{кр}$ малоэффективно, поэтому сохранение $n_{\text{илд}} = \text{const}$ и соответствующее увеличение тяги по $M_{п}$ обеспечивается главным образом за счет повышения $T_{г}^*$. При высоких скоростях полета применяется закон: $T_{г}^* = \text{const}$, $F_{э} = \text{const}$, $\alpha_{ф} = \text{const}$. Для этих скоростей применим также закон регулирования, при котором температура $T_{г}^*$ уменьшается по $T_{п}^*$, чтобы компенсировать снижение эффективности охлаждения турбины при высокой температуре охлаждающего воздуха $T_{к}^*$ и обеспечить ее надежную работу.

Принятый закон изменения или сохранения коэффициента избытка воздуха в форсажной камере $\alpha_{ф}$ (или $T_{ф}^*$) обеспечивается в большинстве случаев косвенным путем — путем регулирования подачи топлива в форсажную камеру (в зависимости от параметров воздушного потока на входе $T_{п}^*$, $\rho_{п}^*$ или в любом другом сечении двигателя T_i^* , ρ_i^*) аналогично регу-

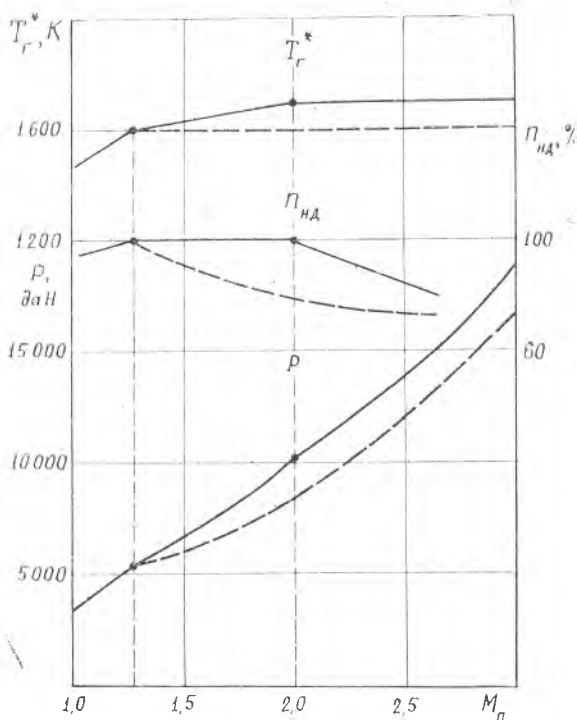


Рис. 6.17. Влияние закона регулирования на скоростные характеристики двухвального ТРДДФ_{см} ($T_{r0}^* = 1600$ К, $\tau_{к0}^* = 25$, $m_0 = 2$, $\alpha_{\phi} = 1.2$): — — — $T_{r0}^* = \text{const}$, $F_{\text{э}} = \text{const}$, $\alpha_{\phi} = \text{const}$; — — — комбинированный закон регулирования

лированию расхода топлива через основную камеру сгорания (см. раздел 3.1.3. [15]). Закономерность изменения $G_{\tau\phi}$ выведем на основании формулы $G_{\tau\phi} = G q_{\tau\phi}$, в которой относительный расход пропорционален разности температур ($T_{\phi}^* - T_x^*$). В случае ТРДДФ_{см} расход рабочего тела через форсажную камеру пропорционален произведению $G_1 (m + 1) = \text{const} \frac{p_{к}^* (m + 1)}{\sqrt{T_r^*}}$, а относительный расход топлива может быть выражен через коэффициент избытка воздуха в основ-

ной и форсажной камерах сгорания: $q_{тф} = \{1/\alpha_{\phi} - 1/\alpha_{кс} (m + 1)\}/L_0$.

$$\text{Тогда } \frac{G_{тф}}{P_{к}^*} = \frac{\text{const}}{\sqrt{T_{г}^*}} (m + 1) (T_{\phi}^* - T_{см}^*) = \frac{\text{const}}{\sqrt{T_{г}^*}} \left[\frac{m + 1}{\alpha_{\phi}} - \frac{1}{\alpha_{кс}} \right]. \quad (6.11)$$

Формула (6.11) справедлива и для ТРДФ при $m = 0$ и $T_{см}^* = T_{г}^*$. В случае ТРДДФ_И расход рабочего тела через форсажную камеру $G_{И} = G_{г} m$, тогда

$$\frac{G_{тф}}{P_{к}^*} = \frac{\text{const}}{\sqrt{T_{г}^*}} m (T_{\phi}^* - T_{кИ}^*) = \frac{\text{const}}{\alpha_{\phi} \sqrt{T_{г}^*}} m. \quad (6.12)$$

Из (6.11) следует, что при регулировании ТРДФ по закону $T_{г}^* = \text{const}$, $\pi_{т}^* = \text{const}$, $T_{\phi}^* = \text{const}$ отношение $G_{тф}/P_{к}^*$ сохраняется постоянным, так как при этом $T_{г}^* = \text{const}$. Если вместо $T_{\phi}^* = \text{const}$ задается $\alpha_{\phi} = \text{const}$, то это отношение несколько увеличивается по скорости полета. При регулировании турбореактивных двигателей с форсажными камерами

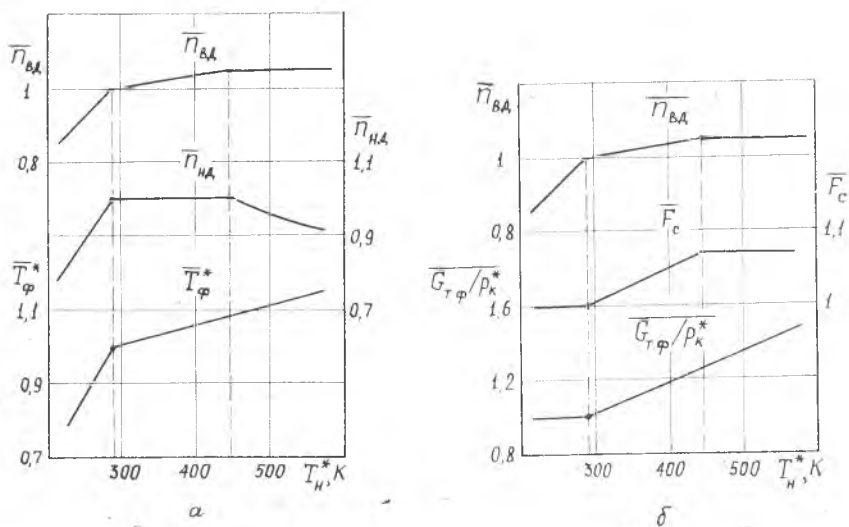


Рис. 6.18. Возможные законы регулирования ТРДДФ_{см}: а — замкнутое регулирование $n_{ВД}$, $n_{НД}$ и T_{ϕ}^* ; б — косвенное регулирование $n_{НД}$ (путем изменения F_c) и T_{ϕ}^* (путем изменения $G_{тф}$)

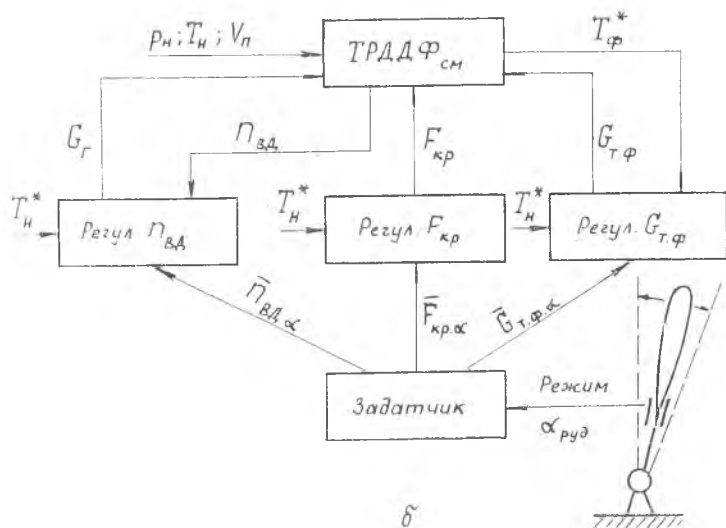
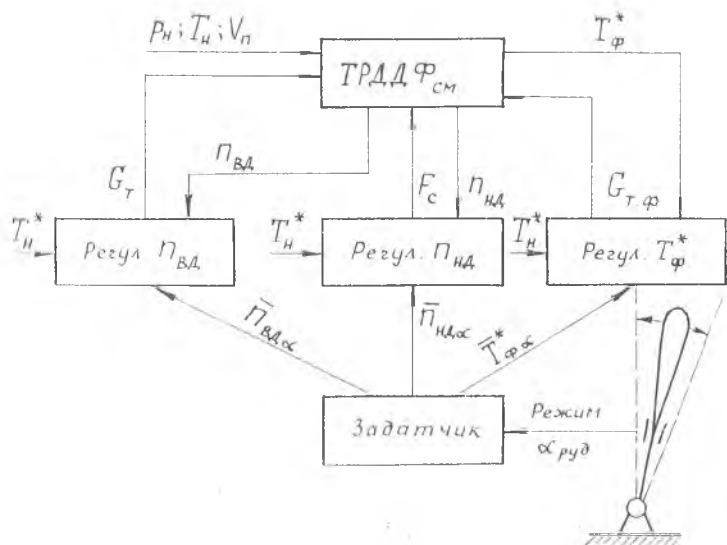


Рис. 6.19. Структурная схема регулирования турбореактивного двигателя с форсажной камерой и соплом изменяемой площади (см. обозначения на рис. 6.18)

величины T_{Γ}^* и α_{Φ} , а также F_{Σ} , задаются в общем случае режимом и температурой T_{Π}^* . Поэтому на заданном режиме ($\alpha_{\text{руд}}$) степень двухконтурности, а также $\alpha_{\text{КС}}$, однозначно определяются величиной T_{Π}^* , а закон регулирования, получивший широкое распространение, принимает вид $G_{\Gamma\Phi}/P_{\text{К}}^* = f(\alpha_{\text{руд}}; T_{\Pi}^*)$. С увеличением скорости полета степень двухконтурности, а следовательно и отношение $G_{\Gamma\Phi}/P_{\text{К}}^*$, возрастают. Интенсивность их возрастания определяется параметрами рабочего процесса в исходной точке и повышается с ростом $\pi_{\text{к10}}^*$ и m_0 .

Как отмечалось, выбор наиболее выгодного закона регулирования турбокомпрессора и форсажной камеры проводится на основании оптимизации характеристик двигателя. При этом комбинированный закон не обязательно составляется из простейших законов регулирования. На основании оптимизации выбирается сложный закон регулирования двигателя, который в общем случае записывается в следующем виде:

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^*(T_{\Pi}^*) \text{ или } n_{\text{вд}} = n_{\text{вд}}(T_{\Pi}^*); \quad n_{\text{нд}} = n_{\text{нд}}(T_{\Pi}^*) \text{ или } F_{\text{кр}} = F_{\text{кр}}(T_{\Pi}^*);$$

$$T_{\Phi}^* = T_{\Phi}^*(T_{\Pi}^*) \text{ или } G_{\Gamma\Phi}/P_{\text{К}}^* = G_{\Gamma\Phi}/P_{\text{К}}^*(T_{\Pi}^*).$$

Возможные законы регулирования ТРДДФ_{см} показаны на рис. 6.18, а соответствующие структурные схемы — на рис. 6.19.

§ 6.4. Особенности расчета характеристик турбореактивных двигателей с форсажными камерами и регулируемыми соплами

Как уже отмечалось, турбореактивные двигатели с форсажными камерами регулируются таким образом, что при изменении степени подогрева газа в форсажной камере режим работы турбокомпрессора не изменяется. Причем в этом случае турбокомпрессор работает на максимальном режиме, что позволяет обеспечить максимальную тягу и минимальный удельный расход топлива. Поэтому высотно-скоростные характеристики двигателей на форсажных режимах целесообразно вначале рассчитать на максимальном нефорсированном режиме, а затем, принимая параметры турбокомпрессора неизменными в данных условиях полета (а следовательно, сохраняя неизменными параметры на входе в форсажную камеру), дополнительно рассчитать на заданных форсажных режимах (при заданном или принятом значении T_{Π}^* или α_{Φ}) скорость истечения газа из сопла c , удельную $P_{\text{уд}\Phi}$ и пол-

ную P_{ϕ} тягу, расход топлива через форсажную камеру $G_{\tau\phi}^*$ и удельный расход топлива $C_{уд\phi}$. Далее определяется площадь критического сечения сопла (из формулы для расхода газа через это сечение), которая будет соответствовать условию неизменности параметров турбокомпрессора.

Следует помнить, что при работе двигателя с форсажной камерой на нефорсированных режимах (в отличие от работы двигателя без форсажной камеры) имеются потери полного давления в форсажной камере, которые характеризуются коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{\phi x}$, обычно изменяющимся в диапазоне 0,92—0,95. На форсированных режимах имеются, кроме того, потери полного давления в форсажной камере, обусловленные подводом тепла. Коэффициент $\sigma_{теп}$, учитывающий эти потери, зависит от приведенной скорости на входе в форсажную камеру λ_x и степени подогрева газа T_{ϕ}^*/T_x^* (рис. 6.20). Обычно $\lambda_x = 0,22 - 0,25$, а на режиме полного форсажа $\sigma_{теп} = 0,93 - 0,97$.

Следовательно, степень понижения давления в сопле турбореактивного двигателя с форсажной камерой рассчитывается по уравнению $\pi_{с\phi} = \pi_c \sigma_{\phi x} \sigma_{теп}$, где π_c — степень понижения давления в сопле этого двигателя без форсажной камеры.

Относительный расход топлива через форсажную камеру ТРДФ обычно определяется по формуле [12]:

$$q_{\tau\phi} = \frac{G_{\tau\phi}}{G_B} = \frac{c_p T_{\phi}^* - c_p T_{\tau}^* + q_{\tau}(nT_{\phi}^* - nT_{\tau}^*)}{H_u \pi_{\phi} - nT_{\phi}^* + nT_0}$$

в которой учитывается, что рабочее тело, поступающее в форсажную камеру, включает массу топлива, подведенного в основную камеру сгорания.

Приведенная формула неудобна для расчетов, так как предполагает использование таблиц. Чтобы упростить расчет, целесообразно для ТРДФ и ТРДДФ_{см} найти условный суммарный расход топлива через двигатель $G'_{\tau\Sigma}$, который однозначно определяется полными температурами на входе (T_{II}^*) в двигатель и на выходе (T_{ϕ}^*) из него и расходом воздуха G_B . В этом случае относительный расход топлива $q'_{\tau\Sigma}$ рассчитывается по обычной формуле, которая применяется для

определения q_{τ} в основной камере сгорания: $q'_{\tau\Sigma} = \frac{G'_{\tau\Sigma}}{G_B} = \frac{c_p T_{\phi}^* - c_p T_{II}^*}{H_u \pi_{\tau} - nT_{\phi}^* + nT_0}$ и, следовательно, для расчета можно вос-

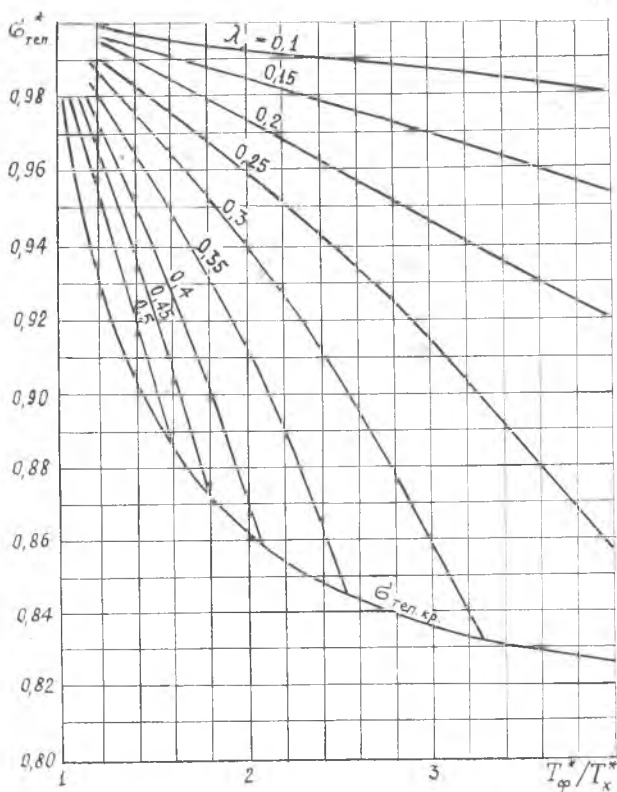


Рис. 6.20. Зависимость $\tau_{\text{теп}} = f \frac{T_{\text{ф}}^3}{T_x^3}$ при $\lambda_x = \text{var}$

пользоваться номограммой, построенной на основании этой формулы для $\eta_r = 0,98$.

Таким образом, расчет расхода топлива через форсажную камеру ТРДФ и ТРДДФ_{см} выполняется в следующей последовательности:

1. Рассчитывается условный суммарный расход топлива через двигатель $G'_{T\Sigma} = 3600 q'_{T\Sigma} G_B$ кг/ч, где G_B — расход воздуха через двигатель, а следовательно, и через форсажную камеру; $q'_{T\Sigma}$ — относительный расход топлива через двигатель, соответствующий принятой полноте сгорания топлива в

основной камере η_i : $q'_{T\Sigma} = q_{T\Sigma \text{ ном}} 0,98/\gamma_T$, $q_{T\Sigma \text{ ном}} = f(T_{\phi}^*, T_{\Pi}^*)$ — суммарный относительный расход топлива, определенный по номограмме для $\eta_T = 0,98$.

2. Определяется расход топлива через форсажную камеру $G_{T\phi} = (G'_{T\Sigma} - G_T)\gamma_T/\gamma_{T\phi}$, где G_T — расход топлива через основную камеру сгорания при принятом значении η_T ; $\gamma_{T\phi}$ — коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере.

3. Вычисляется суммарный расход топлива через двигатель и удельный расход топлива на форсажном режиме: $G_{T\Sigma} = G_T + G_{T\phi}$; $C_{уд\phi} = G_{T\Sigma}/P_{\phi}$, где тяга P_{ϕ} определяется как обычно. Причем коэффициент изменения массы v_c при работе двигателя на форсажном режиме $v_c = 1 + G_{T\Sigma}/3600 G_b$.

Расход топлива через форсажную камеру наружного контура ТРДДФ_{II} определяется, как и расход через основную камеру, в зависимости от температур рабочего тела на входе $T_{кII}^*$ в камеру и на выходе T_{ϕ}^* из нее, от расхода воздуха через нее G_{II} и полноты сгорания топлива $\eta_{ФII}$: $G_{T\phi II} = 3600 q_{T\phi II \text{ ном}} G_{II} 0,98/\eta_{ФII}$ кг/ч.

Полнота сгорания топлива в форсажных камерах обычно изменяется в пределах $\eta_{\phi} = 0,88—0,95$.

§ 6.5. Универсальный метод расчета характеристик газотурбинных двигателей различных типов и схем

Для расчета заданы:

внешние условия (T_{II} , p_{II} и M_{II}), а следовательно, температура T_{II}^* и при заданном коэффициенте $\sigma_{вх}$ — давление p_{II}^* ;

характеристики узлов рассчитываемого двигателя;

результаты расчета исходной точки, на основании которых вычисляются площади характерных сечений или величины, их определяющие (параметры исходной расчетной точки определяются по методике термогазодинамического (проектного) расчета);

коэффициенты сохранения давлений в наружном канале, в камере смешения, в переходном канале на входе в компрессор ВД и за турбиной, а также механические к.п.д. η_m и некоторые другие коэффициенты потерь;

режим работы, который задается параметрами режима, число которых равно числу регулирующих факторов (на двухвальной двигателе с тремя регулируемыми факторами — G_T , $G_{T\phi}$ и $F_{кр}$ режимы могут задаваться величинами T_{II}^* , T_{ϕ}^* и n_{II}

или величинами $n_{ВД}$, $\varphi_{фк}$ и $\pi_{тНД}^*$, а также законом и программой регулирования).

Методика расчета характеристик двигателя любой схемы сводится, как известно, к решению основных уравнений, описывающих совместную работу узлов, и к определению положения рабочих точек на характеристиках всех узлов. Основные уравнения (баланса мощности, расхода рабочего тела и баланса степеней повышения и понижения давления) решаются совместно с учетом характеристик узлов методом последовательных приближений. Например, для определения положения рабочих точек на характеристиках компрессоров получил распространение метод вариантного перебора рабочих точек. Этот метод значительно увеличивает машинное время, а для двигателей сложных схем (с несколькими характеристиками компрессоров) делает задачу трудно разрешимой.

Разработка универсального метода расчета характеристик двигателя затруднена вследствие того, что последовательность расчета зависит не только от схемы и типа двигателя, но и от параметров режима [4, 32], а также от целого ряда других факторов [9].

Предлагаемый метод начинается с расчета турбин по принятым в первом приближении величинам $T_{гпрВД}^*$ и $\pi_{тВД}^*$, которые берутся из исходного расчета или из расчета предыдущей точки. Далее решаются все основные уравнения с учетом характеристик узлов в определенной последовательности: вначале решаются уравнения, описывающие совместную работу узлов газогенератора, затем — турбокомпрессоров СД и НД. При этом подбирается значение степени понижения давления $\pi_{тВД}^*$, удовлетворяющее условию совместной работы узлов. Наконец, определяются параметры режима, которые в случае несовпадения с заданными подбираются методом последовательных приближений за счет изменения температуры $T_{гпрВД}^*$, а также за счет изменения соответствующих регулирующих факторов.

В процессе подбора величин $\pi_{тВД}^*$, $T_{гпрВД}^*$ (и целого ряда других) используются уравнения обратной связи и коэффициенты взаимного влияния различных параметров, вычисляются они специальной подпрограммой, каждый раз по результатам i -го и $(i - 1)$ -го приближения.

Такой подход универсален. Он позволяет также отказаться от вариантного перебора при определении положения рабочих точек на характеристиках компрессоров и тем самым

существенно снизить трудоемкость работы, особенно при расчете характеристик двигателей сложных схем.

Предлагаемый метод позволяет рассчитать характеристики газотурбинных двигателей различных типов и схем — от многоконтурных многовальных ТРДД с регулируемыми площадями характерных сечений, со смешением потоков двух основных контуров и с общей форсажной камерой до одновального ТРД и ТВД простейшей схемы. Метод одинаково справедлив при любых законах и программах регулирования ГТД и не зависит от того, какими параметрами задается режим.

Алгоритм расчета характеристик двигателя сложной и наиболее общей схемы*

На рис. 6.21 приведена укрупненная и упрощенная блок-схема алгоритма расчета характеристик двухвального ТРДД с подпорными ступенями за компрессором НД, со смешением потоков наружного и внутреннего контуров, с общей форсажной камерой и регулируемым соплом (см. рис. 6.1, б). Алгоритм состоит из восемнадцати блоков I—XVIII, на базе которых можно рассчитать характеристики газотурбинных двигателей различных типов и схем.

I. *Блок исходных данных.* В нем хранятся перечисленные исходные параметры, заданные для расчета.

II. *Блок расчета параметров газогенератора.* На основании уравнения баланса мощности компрессора и турбины ВД

$$(4.4), [16]: l_{квд} = T_{г пр ввд}^* l_{твд} B_{вд}, \text{ где } B_{вд} = \frac{c_p \lambda_{г ввд}^* \eta_{твд} \gamma_{отб вд}}{c_p 288},$$

$$\text{и неразрывности потока (4.1): } \lambda_{квд}^* = q(\lambda_{ввд}) \sqrt{T_{г пр ввд}^*} A,$$

$$\text{где } A = \frac{241 \gamma_{г ввд} F_{ввд}}{\pi c G_{пр г} \sqrt{288}}, \text{ определяются степень повышения давле-}$$

ния $\lambda_{квд}^*$ и безразмерная плотность тока $q(\lambda_{ввд})$, которые однозначно определяют положение рабочей точки на характеристике компрессора ВД, а следовательно, к.п.д. $\eta_{квд}$ и приведенную частоту вращения ротора $n_{пр ввд}$. Величина $\eta_{квд}$, определенная в i -ом приближении, используется всегда при расчете $(i + 1)$ -го приближения.

* Алгоритм разработан совместно с А. Я. Дмитриевым и П. Г. Зубковым.

По формуле (4.23) [16] вычисляется частота вращения ротора ВД $n_{ВД пр г}$, приведенная к САУ по температуре газа в сечении (γ); по характеристике турбины ВД в зависимости от величины $\pi_{ТВД}^*$ и $n_{ВД пр г}$ находится значение к.п.д. $\eta_{ТВД}^*$, которое, как и $\eta_{КВД}$, используется при расчете очередного приближения.

III. Расчет параметров компрессора подпорных ступеней. При расчете новой точки безразмерную плотность тока в сечении на входе в подпорные ступени вычисляют в первом приближении из соотношения $q(\lambda_{вПС}) =$

$$= q(\lambda_{вВД}) \left[\frac{q(\lambda_{вПС})}{q(\lambda_{вВД})} \right]_{исх},$$

где отношение в квадратных скобках берется из исходного расчета или из расчета предыдущей точки.

На основании уравнения (4.12), записанного для сечений (вПС) и (вВД) при $m = 0$:

$$\frac{\pi_{кПС}^*}{1 + l_{кПС}} = \frac{q(\lambda_{вПС}) F_{вПС}}{q(\lambda_{вВД}) F_{вВД}},$$

вычисляют степень повышения давления под-

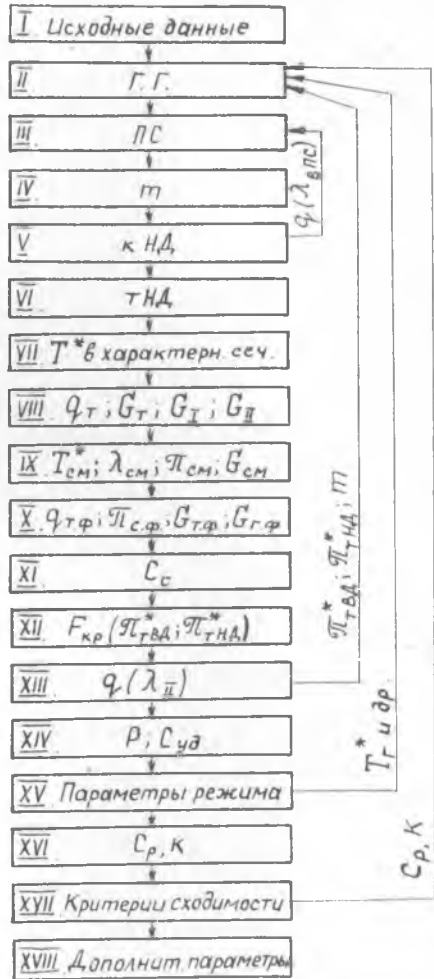


Рис. 6.21. Укрупненная блок-схема алгоритма расчета характеристик двухвального двухконтурного двигателя с подпорными ступенями, смешением потоков и общей форсажной камерой

порных ступеней. Величины $\lambda_{\text{кпс}}^*$ и $q(\lambda_{\text{впс}})$ однозначно определяют положение рабочей точки на характеристике компрессора подпорных ступеней, а следовательно, к.п.д. $\eta_{\text{кпс}}$ и приведенную частоту вращения ротора $n_{\text{ндпр впс}}^*$, которые используются при расчете следующего приближения.

IV. *Определение степени двухконтурности.* Величина m вычисляется по формуле (4.11) с учетом неравномерности па-

раметров потока: $m = \frac{q(\lambda_{\text{II}}) \tau_{\text{кал}} \tau_{\text{сн}} F_{\text{II}}}{q(\lambda_{\text{впс}}) F_{\text{впс}}} \frac{\bar{p}_{\text{II}}}{\bar{p}_{\text{I}}} \sqrt{\frac{\tau_{\text{I}}}{\tau_{\text{II}}}}$, где $\bar{p}_{\text{I}} =$

$= P_{\text{впс}}^* / P_{\text{кнд ср}}^*$; $\bar{p}_{\text{II}} = P_{\text{кн}}^* / P_{\text{кнд ср}}^*$ — коэффициенты, характеризующие неравномерность поля давлений за компрессором ИД соответственно во внутреннем и наружном контурах; $\tau_{\text{I}} =$

$= T_{\text{впс}}^* / T_{\text{кнд ср}}^*$ и $\tau_{\text{II}} = T_{\text{кн}}^* / T_{\text{кнд ср}}^*$ — коэффициенты, характеризующие неравномерность температурного поля за компрессором ИД соответственно во внутреннем и наружном контурах. Величины \bar{p}_{I} , \bar{p}_{II} и τ_{I} определяются в зависимости от положения рабочей точки на характеристике компрессора ИД, а величина

$\tau_{\text{II}} = 1 + \frac{1 - \tau_{\text{I}}}{m}$. В этой формуле, как и в других, все недостающие величины принимаются в первом приближении из расчета исходной или предыдущей точки, если это специально не оговорено.

V. *Подбор положения рабочей точки на характеристике компрессора ИД.* На основании уравнения баланса мощности компрессора ИД, подпорных ступеней и турбины ИД

$$\frac{l_{\text{кнд}}(m+1)}{(1+l_{\text{кнд}})\tau_{\text{I}}(1+l_{\text{кпс}})} + \frac{l_{\text{кпс}}}{1+l_{\text{кпс}}} = T_{\text{г пр в в д}}^* (1 - l_{\text{т в д}}) l_{\text{т н д}} B_{\text{нд}},$$

где $B_{\text{нд}} = \frac{c_p z \gamma_{\text{нд}} \gamma_{\text{мнд}}}{c_p 288}$, и неразрывности потока (4.12), запи-

санного для сечений (в), (II) и (впс) $\frac{\tau_{\text{кнд}}^*}{\sqrt{(1+l_{\text{кнд}})\tau_{\text{I}}}} (m+1) =$

$\frac{q(\lambda_{\text{в}}) F_{\text{в}}}{q(\lambda_{\text{впс}}) F_{\text{впс}}}$, определяются степень повышения давления

$\tau_{\text{кнд}}^*$ и безразмерная плотность тока $q(\lambda_{\text{в}})$, которые однозначно определяют величины $\eta_{\text{кнд}}$ и $n_{\text{ндпр}}$. Как и для компрессора ВД, к.п.д. $\eta_{\text{кнд}}$ используется при расчете очередного приближения.

Вычисляется частота вращения ротора ИД, приведенная

к САУ по температуре воздушного потока в сечении (в ПС) $T_{\text{вПС}}^*$: $n_{\text{НДпр вПС}} = n_{\text{НДпр}} \sqrt{(1 + l_{\text{кНД}}) \tau_1}$. Полученная величина сравнивается с ее значением $n_{\text{НДпр вПС}}$, определенным в блоке III по характеристике компрессора: $\delta n_{\text{НДпр вПС}} = \frac{n_{\text{НДпр вПС}} - n_{\text{НДпр вПС}}}{n_{\text{НДпр вПС}}}$, и на основании $\delta n_{\text{НДпр вПС}}$ определяется безразмерная плотность тока $q (\lambda_{\text{вПС}})_{i+1} = q (\lambda_{\text{вПС}})_i \times \left[1 + \frac{\delta q (\lambda_{\text{вПС}})}{\delta n_{\text{НДпр вПС}}} \delta n_{\text{НДпр вПС}} \right]$, где коэффициент влияния $\delta q (\lambda_{\text{вПС}}) / \delta n_{\text{НДпр вПС}}$ определяется по результатам расчета i -го и $(i - 1)$ -го приближения.

Если $\delta n_{\text{НДпр вПС}}$ больше наперед заданной величины, характеризующей заданную точность подбора рабочей точки на характеристике подпорных ступеней, то вычисленное значение $q (\lambda_{\text{вПС}})_{i+1}$ передается в блок III для выполнения очередного последующего приближения. В противном случае расчет передается в блок VI.

В результате расчета параметров в блоках III, IV и V подбираются положения рабочих точек на характеристиках компрессора НД и подпорных ступеней при принятом значении степени понижения давления в турбине НД $\pi_{\text{тНД}}^*$.

VI. Подбор положения рабочей точки на характеристике турбины НД. Вычисляется частота вращения ротора НД, приведенная к САУ по температуре газа в сечении (гНД): $n_{\text{НДпр гНД}} = n_{\text{НДпр}} \sqrt{288/T_{\text{гНДпр}}^*}$, где $T_{\text{гНДпр}}^* = T_{\text{гпр вВД}}^* (1 + l_{\text{кНД}}) \times \tau_1 (1 + l_{\text{кПС}}) (1 - l_{\text{тВД}})$ — приведенная температура газа перед турбиной НД.

По характеристике турбины НД определяется к.п.д. $\eta_{\text{тНД}}^*$ в зависимости от величин $\pi_{\text{тНД}}^*$ и $n_{\text{НДпр гНД}}$.

VII. Расчет температур рабочего тела по тракту двигателя и степеней повышения (понижения) давлений в контурах. Полная температура воздушного потока на входе в двигатель $T_{\text{н}}^*$ рассчитывается с учетом атмосферной температуры и числа $M_{\text{п}}$.

Далее определяются температуры рабочего тела за компрессором НД в наружном $T_{\text{кИ}}^*$ и внутреннем $T_{\text{вПС}}^*$ контурах, за подпорными ступенями $T_{\text{вВД}}^*$ и за компрессором ВД $T_{\text{к}}^*$:

$$T_{\text{кИ}}^* = T_{\text{н}}^* (1 + l_{\text{кНД}}) \tau_{\text{II}}; \quad T_{\text{вПС}}^* = T_{\text{н}}^* (1 + l_{\text{кИД}}) \tau_1;$$

$$T_{\text{вВД}}^* = T_{\text{вПС}}^* (1 + l_{\text{кПQ}}); \quad T_{\text{к}}^* = T_{\text{вВД}}^* (1 + l_{\text{кВД}}).$$

Температура газа по тракту турбины подсчитывается по формулам:

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \text{првд}}^* \frac{T_{\text{ввд}}^*}{288}; \quad T_{\text{гнд}}^* = T_{\Gamma}^* (1 - l_{\text{твд}}); \quad T_{\text{т}}^* = T_{\text{гнд}}^* (1 - l_{\text{тнд}}).$$

Если по тракту турбины подмешивается воздух, охлаждающий лопатки и диски турбины, то температуру газа в характерных сечениях турбины нужно определять по уравнению энергии для смешиваемых потоков (см. формулу для $T_{\text{см}}^*$ в блоке IX).

Располагаемые степени понижения давления на выходе из наружного $\pi_{\text{си}}$ и внутреннего $\pi_{\text{сг}}$ контуров

$$\pi_{\text{си}} = \pi_{\text{в}} \pi_{\text{кнд}} \bar{p}_{\text{п}} \bar{\sigma}_{\text{кан}} \sigma_{\text{вх}}^*; \quad \pi_{\text{сг}} = \frac{\pi_{\text{в}} \pi_{\text{кнд}} \bar{p}_{\text{п}} \pi_{\text{кис}}^* \tau_{\text{квд}}^* \sigma_{\text{квд}} \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{г}}}{\pi_{\text{твд}}^* \pi_{\text{тнд}}^*}.$$

Коэффициент сохранения полного давления $\sigma_{\text{кв}}$ определяется в зависимости от безразмерной плотности тока в характерном сечении камеры сгорания или величины $\lambda_{\text{кв}}$:

$$q(\lambda_{\text{кв}}) = q(\lambda_{\text{ввд}}) \frac{F_{\text{ввд}}}{F_{\text{кв}}} \frac{\sqrt{1 + l_{\text{квд}}}}{\pi_{\text{квд}}^*}.$$

VIII. Определение параметров камеры сгорания. По приближенному уравнению, предложенному Я. Т. Ильичевым [12], рассчитывается относительный расход топлива q_{Γ} для основ-

ной камеры сгорания: $q_{\Gamma} = \frac{c_p T_{\Gamma}^* - c_p T_{\text{к}}^*}{H_{\text{и}} l_{\text{кв}} - n T_{\Gamma}^* + n T_{\text{о}}}$, где знаменатель

определяется в зависимости от температуры газа перед турбиной, а произведение $c_p T^*$ в числителе — в зависимости от температур T_{Γ}^* и $T_{\text{к}}^*$.

Величина $\eta_{\text{кв}}$ определяется в функции коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1/q_{\Gamma} L_0$ и используется при расчете очередного приближения.

Коэффициенты $\nu_{\text{вг}}$ и ν_{Γ} , характеризующие изменение массы соответственно воздуха и газа в сечении перед турбиной относительно массы воздуха на входе в компрессор ВД,

$$\nu_{\text{вг}} = 1 - \bar{G}_{\text{охл}} - \bar{G}_{\text{отб}} - \bar{G}_{\text{ут}}; \quad \nu_{\Gamma} = \nu_{\text{вг}} (1 + q_{\Gamma}).$$

Коэффициент ν_{Γ} передается в блок II, где используется при расчете $(i + 1)$ -го приближения.

Расход воздуха через двигатель, приведенный к САУ по параметрам в сечении (в), $G_{\text{впрв}} = 241 F_{\text{в}} q(\lambda_{\text{в}})$. Расход

воздуха через двигатель G_{Σ} (сечение «в»), через внутренний $G_{\text{вВД}}$ (сечение вВД) и наружный контуры (сечение кII)

$$G_{\Sigma} = G_{\Sigma \text{ пр в}} \frac{p_{\text{н}} \pi r_{\text{н}}^2}{101325} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{н}}^*}}; G_{\text{вВД}} = \frac{G_{\Sigma}}{m+1}; G_{\text{кII}} = G_{\Sigma} - G_{\text{вВД}}.$$

Расход топлива через основную камеру сгорания $G_{\tau} = G_{\text{вВД}} \gamma_{\text{в}} q_{\tau}$.

Расход воздуха на выходе из внутреннего контура $G_{\text{I}} = G_{\text{вВД}} \gamma_{\text{в}} \tau$.

IX. Расчет параметров потока на выходе из цилиндрической камеры смешения. Расход воздуха через камеру смешения $G_{\text{см}} = G_{\text{I}} + G_{\text{II}}$, где $G_{\text{II}} = G_{\text{кII}} \gamma_{\text{II}}$ — расход воздуха через наружный контур (в сечении II на входе в камеру смешения), γ_{II} — коэффициент, характеризующий изменение массы воздуха, проходящего через наружный контур (учитывает также отбор воздуха из наружного контура на самолётные нужды).

Температура смеси $T_{\text{см}}^*$, приведенная скорость на входе в камеру смешения λ_{II} , λ_{I} и на выходе из нее $\lambda_{\text{см}}$ и располагаемая степень понижения давления газа $\pi_{\text{см}}$ определяются соответственно по уравнениям энергии, расхода, удельных и полных импульсов [1]:

$$T_{\text{см}}^* = \frac{c_{\text{рмI}} T_{\tau}^* \gamma_{\tau} + c_{\text{рмII}} T_{\text{кII}}^* m \gamma_{\text{II}}}{c_{\text{рм см}} (n \gamma_{\text{II}} + \gamma_{\tau})}, \text{ где } c_{\text{рм}} \text{ — средняя удельная теплоемкость рабочего тела при температуре в рассматриваемом сечении;}$$

$$q(\lambda_{\text{I}}) = \frac{G_{\text{I}} (1 + q_{\tau}) \sqrt{T_{\tau}^*}}{m_{\text{крI}} \pi c_{\text{лI}} p_{\text{н}} F_{\text{I}}}; \quad q(\lambda_{\text{II}}) = \frac{G_{\text{II}} \sqrt{T_{\text{кII}}^*}}{m_{\text{крII}} \pi c_{\text{лII}} p_{\text{н}} F_{\text{II}}};$$

$$z(\lambda_{\text{см}}) = z(\lambda_{\text{II}}) \sqrt{\frac{T_{\text{кII}}^*}{T_{\text{см}}^*} \frac{m \gamma_{\text{II}}}{(m \gamma_{\text{II}} + \gamma_{\tau})}} + z(\lambda_{\text{I}}) \sqrt{\frac{T_{\tau}^*}{T_{\text{см}}^*} \frac{\gamma_{\tau}}{(m \gamma_{\text{II}} + \gamma_{\tau})}};$$

$$\pi_{\text{см}} = \frac{\pi_{\text{II}} F_{\text{II}} f(\lambda_{\text{II}}) + \pi_{\text{I}} F_{\text{I}} f(\lambda_{\text{I}})}{(F_{\text{II}} + F_{\text{I}}) f(\lambda_{\text{см}})}.$$

X. Определение параметров форсажной камеры. Относительный расход топлива через форсажную камеру сгорания $q_{\tau \text{ ф}}$ определяется также по приближенной формуле, предложенной Я. Т. Ильичевым [12], в зависимости от температур рабочего тела перед камерой и за ней:

$$q_{\tau \text{ ф}} = \frac{c_{\text{р}} T_{\text{ф}}^* - c_{\text{р}} T_{\text{см}}^* + q_{\tau \text{ см}} (n T_{\text{ф}}^* - n T_{\text{см}}^*)}{H_{\text{н}} \gamma_{\text{ф}} - n T_{\text{ф}}^* + n T_{\text{ф}}}$$

где $q_{т см} = G_{т}/G_{см}$ — отношение расхода топлива через основную камеру сгорания к расходу воздуха, проходящего через камеру смешения; $\eta_{\phi} = f(\alpha_{\phi})$.

Степень расширения газа в сопле $\pi_{\phi} = \pi_{см} \sigma_{\phi х} \sigma_{теп}$, где $\sigma_{\phi х}$ — коэффициент восстановления давления в форсажной камере, учитывающий гидравлические потери (определяется безразмерной скоростью на входе в камеру); $\sigma_{теп}$ — коэффициент восстановления давления в форсажной камере, учитывающий тепловые потери (зависит от приведенной скорости на входе в камеру и степени подогрева газа $T_{\phi}^*/T_{см}^*$).

Расход топлива через форсажную камеру и расход газа на выходе из нее $G_{т \phi} = G_{см} q_{т \phi}$; $G_{г \phi} = G_{см}(1 + q_{т см} + q_{т \phi})$.

XI. *Вычисление скорости истечения газа из сопла.* Скорость истечения газа при полном расширении рассчитывается

$$\text{по формуле } c_c = c_{c0} \sqrt{2c_{p2} T_{\phi}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{c\phi}}{\pi_{c\phi}^*}}\right)},$$

XII. *Подбор степени понижения давления в турбинах ВД и НД* из условия обеспечения неразрывности потока от входа в турбину ВД до сечения на выходе из сопла. Вычисляется площадь минимального сечения выходного сопла: $F_{кр} =$

$\frac{G_{г \phi} \sqrt{T_{\phi}^*}}{m_{кр} c_{p2} \pi_{c\phi} \sigma_{пр \phi}}$, где относительный приведенный расход газа через сопло $G_{пр \phi}$ определяется по характеристике сопла в зависимости от величины $\pi_{c\phi}$.

Из условия совпадения вычисленного и заданного (принятого) значений $F_{кр}$ подбираются $\pi_{твд}^*$ и $\pi_{тнд}^*$. С этой целью по уравнению (1.7), записанному для сечений (гНД) и (т), вычисляется расход газа через внутренний контур, приведенный к САУ по параметрам в сечении (т): $G_{пр т} = G_{пр гнд} \pi_{тнд}^* \times \sqrt{1 - \pi_{тнд}^*}$. Далее рассчитывается величина $G_{пр т(i+1)}$, соответствующая заданному значению $F_{кр}$:

$$G_{пр т(i+1)} = G_{пр т} \left[1 + \frac{\delta G_{пр т}}{\delta F_{кр}} \delta F_{кр} \right], \text{ где } \delta F_{кр} = \frac{F_{кр \text{ задан}} - F_{кр}}{F_{кр \text{ задан}}}$$

Полученное значение $G_{пр т(i+1)}$ вновь подставляется в уравнение (1.7), чтобы определить степень понижения давления $\pi_{тнд(i+1)}^*$. По характеристике турбины НД находится приведенный расход $G_{пр гнд(i+1)}$, а по нему из уравнения (1.7), записанного для сечений (г) и (гНД), рассчитывается величина $\pi_{твд(i+1)}^*$. Аналогично определяется расход $G_{пр г(i+1)}$.

Полученные значения $\pi_{\text{ТВД}}^*(i+1)$ и $\pi_{\text{ТНД}}^*(i+1)$, а также приведенный расход газа, передаются соответственно в блоки II и V, где используются при расчете очередного приближения. Очередное $(i+1)$ -е приближение выполняется после расчетов в блоке XIII, если величины $\pi_{\text{ТНД}}^*(i+1)$ и $\pi_{\text{ТНД}}^*i$ не совпадают друг с другом в пределах заданной точности или если это требуется по условиям подбора степени двухконтурности. В противоположном случае $(i+1)$ -е приближение выполняется после расчетов блока XV.

XIII. Подбор степени двухконтурности. Вычисляется безразмерная плотность тока в сечении (I) на выходе из внутреннего контура: $q(\lambda_1) = G_{\text{прт}}(i+1)/237 F_1 \sigma_1$ и определяется соответствующая ей функция $\pi(\lambda_1)$. Из уравнения равенства статических давлений в сечении на входе в камеру смешения определяется $\pi(\lambda_{11})$: $\pi(\lambda_{11}) = \pi(\lambda_1) \frac{\pi_{\text{св}}}{\pi_{\text{сн}}}$, а следовательно, $\pi q(\lambda_{11})$.

Полученная величина $q(\lambda_{11})$ передается в блок IV, где используется при определении степени двухконтурности в расчете очередного приближения. Очередное приближение начинается с блока II и выполняется непосредственно после блока XIII, если величина $q(\lambda_{11})$ отличается от ее значения в предыдущем приближении более чем наперед заданное число. В противоположном случае выполняется блок XIV.

XIV. Определение тяги и удельного расхода топлива. Удельная тяга, тяга, расход топлива и удельный расход топлива определяются по формулам:

$$P_{\text{уд}} = c_c v_{\text{ф}} - V_{\text{п}}; \quad P = G_{\Sigma} P_{\text{уд}};$$

$$G_{\text{тз}} = G_{\text{г}} + G_{\text{тф}}; \quad c_{\text{уд}} = G_{\text{тз}}/P, \quad \text{где } v_{\text{ф}} = G_{\text{зф}}/G_{\Sigma}.$$

В случае неполного расширения газа в сопле величины c_c , $P_{\text{уд}}$ и P рассчитываются, как указано в [32].

XV. Подбор параметров режима. Вычисляются параметры i -го приближения, которыми задан режим. Например, при расчете характеристик двухвального двигателя с форсажной камерой и регулируемым соплом необходимо в общем случае определить и подобрать три параметра. Если режим двухвального двигателя задан величинами $T_{\text{г}}^*$, $T_{\text{ф}}^*$ и $n_{\text{нд}}$, то не следует подбирать температуру $T_{\text{ф}}^*$, так как заданное и принятое в блоке X значения $T_{\text{ф}}^*$ совпадают. В рассматриваемом случае необходимо подобрать заданные значения температуры газа перед турбиной и частоты вращения ротора $n_{\text{нд}}$. Температура $T_{\text{г}}^*$ находится в блоке VII, а физическая частота

вращения $n_{\text{нд}}$ рассчитывается по ее приведенному значению, найденному в блоке V. Если полученные значения $T_{\text{г}}^*$ и $n_{\text{нд}}$ не совпадают с заданными, то расчет повторяют с другими величинами $T_{\text{г пр в ВД}}^*$ и $F_{\text{кр}}$, которые определяются по формулам:

$$T_{\text{г пр в ВД}}^*(i+1) = T_{\text{г пр в ВД}}^* i \left[1 + \frac{\delta T_{\text{г пр в ВД}}^*}{T_{\text{г пр в ВД}}^*} \delta T_{\text{г}}^* \right];$$

$$F_{\text{кр}(i+1)} = F_{\text{кр}} i \left[1 + \frac{\delta F_{\text{кр}}}{n_{\text{нд}}} \delta n_{\text{нд}} \right],$$

где $\delta T_{\text{г}}^*$ и $\delta n_{\text{нд}}$ — относительное отклонение заданных параметров режима от их значений, полученных при i -м приближении.

XVI. Расчет c_p и k . Теплоемкости и показатели адиабаты рабочего тела в различных узлах и сечениях двигателя определяются в блоке XVI по специальным подпрограммам в зависимости от переменных температур и коэффициента избытка воздуха, как указано, например, в [43]. Полученные значения c_p и k используются при расчете следующего приближения после выполнения блока XVII.

XVII. *Определение критериев сходимости.* Расчет считается законченным, если выполняются следующие условия:

$$|\delta \eta_{\text{кнд}}| + |\delta \eta_{\text{квд}}| + |\delta \eta_{\text{гвд}}^*| + |\delta \eta_{\text{гнд}}^*| < \omega_1; |\delta \pi_{\text{гвд}}^*| + |\delta \pi_{\text{гнд}}^*| < \omega_2;$$

$$\delta m < \omega_3; \quad \delta T_{\text{г}}^* < \omega_4; \quad \delta P < \omega_5,$$

где δ — относительное отклонение данного параметра в i -м приближении от его значения в $(i-1)$ -м приближении; ω_1 , ω_2 , ω_3 , ω_4 и ω_5 — наперед заданные числа, характеризующие точность подбора указанных величин. Если хотя бы одно из этих условий не выполняется, то рассчитывается следующее последовательное приближение.

Кроме того, блок XVII служит для анализа особенностей расчета данной точки. Может, например, учитываться число последовательных приближений, выполненных в различных вложенных циклах алгоритма в процессе расчета данной точки. Целесообразно выводить на печать истинные значения критериев сходимости.

XVIII. *Вычисление дополнительных параметров и анализ результатов расчета.* В этом блоке определяются величины, которые не применяются для совместного решения всех основных уравнений и подбора параметров режима, но должны быть рассчитаны, проанализированы и выведены на печать. К ним относятся: давления в характерных сечениях тракта,

работы и мощности компрессоров и турбин, крутящие моменты на валах, запасы устойчивой работы компрессора, целый ряд критериальных параметров, например, приведенная скорость в различных сечениях, отношение тяги к давлению наружного воздуха и т. д. В этом же блоке выполняется анализ результатов расчета, например, сравниваются несколько полученных вариантов между собой и с исходным вариантом, вычисляются относительные отклонения рассчитанных параметров от их исходных значений и т. п.

Разработанный алгоритм состоит (см. рис. 6.21) из целого ряда вложенных циклов, в которых параметры подбираются методом последовательных приближений. Число приближений может быть большим. Поэтому предусматриваются специальные меры, позволяющие сократить общее число последовательных приближений, уменьшить машинное время расчета одной точки без снижения и даже с увеличением точности расчета. К ним относятся: использование переменных коэффициентов влияния в формулах обратной связи; отказ от введения самостоятельных вложенных циклов на подбор некоторых параметров (например, к.п.д. η_k и $\gamma_{гв}^*$); двухступенчатый подбор большинства параметров с существенно (практически на порядок) отличающейся точностью (предварительный грубый подбор и окончательный точный с помощью введения специальных критериев сходимости — см. блок XVII); введение специального блока для определения величин c_p и k , что позволяет предварительное решение всех уравнений и подбор параметров производить с постоянными c_p и k , которые берутся с предыдущей рассчитанной точки, а окончательное решение выполнять с их истинными значениями; постоянное определение подбираемой величины в i -м приближении, независимо от заданной точности, и использование ее в $(i+1)$ -м приближении; использование в качестве первого приближения результатов расчета исходной точки или, когда это целесообразно, результатов предыдущей рассчитанной точки. В результате подбор большого числа параметров выполняется одновременно с подбором параметров режима.

Приведенный алгоритм позволяет рассчитать характеристики двигателя указанной сложной и наиболее общей схемы с учетом неравномерности поля температур и давлений за компрессором ИД (вентилятором), с отбором воздуха из любого контура и мощности от любой турбины. С помощью этого алгоритма с некоторыми изменениями рассчитываются характеристики с учетом влажности наружного воздуха, а также с

учетом влияния числа Рейнольдса. В последнем случае необходимо вычислить характерные числа Re в различных узлах двигателя и задать соответствующую корректировку характеристик узлов в зависимости от этих чисел.

Об универсальном методе расчета характеристик

В предыдущем разделе приведен алгоритм расчета характеристик двухвального ТРДД с подпорными ступенями компрессора НД, со смещением потоков, с общей форсажной камерой и регулируемым соплом. По данному алгоритму можно рассчитать также характеристики двигателя указанной схемы без подпорных ступеней. Для этого достаточно в исходных данных задать $F_{впс} = F_{ввд}$, $q(\lambda_{впс}) = q(\lambda_{ввд})$, $\eta_{кпс} = 1$.

Алгоритм позволяет рассчитать характеристики трехвального ТРДД. В этом случае после расчета параметров турбокомпрессора ВД с помощью блоков V и VI при $m = 0$ и при условиях, которые обеспечивают исключение подпорных ступеней, рассчитываются параметры турбокомпрессора СД. Блоки V и VI используются в рассматриваемом случае дважды.

Аналогично, путем многократного повторения блоков V и VI, которые располагаются между блоками II и III, и добавления в исходные данные соответствующих характеристик компрессоров и турбин рассчитываются характеристики многовальных ТРДД. Повторением блоков III—VI рассчитываются характеристики многоконтурных двигателей, в частности, трехконтурных ТРД, например, с отбором воздуха из третьего контура на управление пограничным слоем.

Приведенный алгоритм позволяет рассчитать характеристики двухвального ТРДФ. Для этого принимается $m = 0$ и опускаются блоки III, IV, IX и XIII. По нему рассчитываются также характеристики одновального ТРДФ. Тогда опускаются еще и блоки V и VI.

Все перечисленные двигатели могут быть выполнены без форсажной камеры. Для расчета их характеристик необходимо опустить и блок X.

По предлагаемой методике могут быть рассчитаны характеристики двухвальных и многовальных ТРДД без смещения потоков и без форсажных камер, для чего блоки IX и X опускаются, блок XI выполняется дважды (для наружного и внутреннего контуров), а блоки XIII и XIV несколько изменяются (вместо них вводятся блоки XIIIА и XIVА).

XIIIА. Блок определения $q(\lambda_{II})$ и подбора степени двухконтурности для двигателя с раздельным истечением потоков из контуров. По характеристике сопла наружного контура в зависимости от степени расширения газа $\pi_{сII}$ находится безразмерная плотность тока $q(\lambda_{II})$. Полученная величина передается в блок IV, где используется в следующем приближении при определении степени двухконтурности. Поскольку величина m входит в формулу, связывающую расход воздуха через внутренний контур с суммарным расходом воздуха, то обеспечивается условие неразрывности потоков между сечениями (в), (вВД) и (II_{кр}).

Если несовпадение значений $q(\lambda_{II})$, найденных в i -м и $(i-1)$ -м приближениях, превышает заданное число, то расчет повторяют, начиная с блока II. В противном случае выполняется блок XIVА.

XIVА. Блок определения тяги и удельного расхода топлива. При расчете характеристик двухконтурного двигателя с раздельным истечением потоков вычисляются удельные тяги внутреннего и наружного контуров: $P_{удI} = c_{сI} \gamma_{сI} - V_{II}$; $P_{удII} = c_{сII} \gamma_{сII} - V_{II}$. Далее рассчитываются удельная и полная тяга $P_{уд} = (P_{удI} + P_{удII} m) / (m + 1)$, $P = P_{уд} G_{уд}$ и, как обычно, — удельный расход топлива.

Блок XIV является, по существу, частным случаем блока XIVА.

Для расчета характеристик двухвальных и многовальных ТРДД с форсажными камерами в наружном или внутреннем контурах (с раздельным истечением потоков) подключается дополнительно блок X расчета параметров форсированного потока соответственно в наружном и внутреннем контурах.

По универсальной методике рассчитываются также характеристики ТРДД с задним расположением компрессора ИД (вентилятора) и раздельным истечением. Для этого блоки IX и X опускаются, а IV и V несколько изменяются.

В блоке IV степень двухконтурности вычисляется по формуле $m = \frac{q(\lambda_{вII}) F_{вII}}{q(\lambda_{вI}) F_{вI}}$, которая выражена через безразмерную плотность тока на входе в компрессоры внутреннего и наружного контуров и через площади соответствующих сечений.

В блоке V уравнение (4.12) заменяется на уравнение неразрывности (4.13), составленное для сечений (вII) и (II_{кр}). Как и для двигателя с раздельным истечением потоков, характеристики этих двигателей могут быть рассчитаны для

различных вариантов истечения потоков и подвода к ним тепла (без смешения потоков и со смешением их, с форсажной камерой и без нее).

По предлагаемой универсальной методике можно рассчитать также характеристики турбовальных и турбовинтовых двигателей.

Например, характеристики одновального ТВД, режим которого задается обычно величинами $T_{г}^*$ и n , рассчитываются как и характеристики одновального ТРД с двумя регулирующими факторами. Причем заданное значение $T_{г}^*$ подбирается как обычно, а величина n — путем изменения коэффициента отбора мощности $\eta_{отб}$. Кроме того, необходимо определить мощность на валу $N_{пот}$ из формулы для коэффициента отбора мощности: $\eta_{отб} = 1 - \frac{N_{пот}}{N_{г\text{ им}}}$, а также эквивалентную мощность и удельный расход топлива. Двухвальный (многовальный) ТВД с отбором мощности потребителю от ротора турбокомпрессора НД рассчитывается как двухвальный (многовальный) ТРД с $F_{кр} = \text{var}$. Режим его работы может задаваться величинами $T_{г}^*$ ($n_{ВД}$) и $n_{НД}$, которые подбираются изменением соответственно $T_{г}^*$ пр вВД и $\eta_{отб\text{ НД}}$.

Расчет характеристик ТВД со свободной турбиной может производиться аналогично расчету характеристик двухвального ТРД при условии, что коэффициент отбора мощности от турбокомпрессора НД $\eta_{отб\text{ НД}}$ равен нулю, т. е. для случая, когда работа компрессора НД равна нулю, а вся мощность турбины НД передается потребителю. Один из параметров режима, характеризующий работу турбокомпрессора ВД ($T_{г}^*$, $n_{ВД}$ и т. д.), подбирается обычным путем. В качестве другого параметра режима принимается частота вращения ротора турбины НД, которая не требует подбора.

Изложенный метод может быть использован также для расчета аналогичным путем характеристик газотурбинных двигателей других схем.

Выводы

1. Закономерности совместной работы узлов, уравнения, их описывающие, и количественное влияние площадей характерных сечений на параметры турбокомпрессоров, полученные для ТРД и ТРДД [15, 16, 17], распространяются и на эти двигатели с форсажными камерами (ТРДФ, ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_п), если вместо геометрической площади сопла ис-

пользовать эквивалентную, которая определяется геометрической площадью и степенью подогрева газа в форсажной камере.

2. Турбореактивные двигатели с форсажной камерой и регулируемым соплом имеют три основных регулирующих фактора — G_T , $G_{T\phi}$ и $F_{кр}$. Режим работы двигателей поддерживается одновременной работой трех регуляторов. Для этих двигателей должны быть приняты три параметра регулирования (или режима): газогенератора, турбокомпрессора НД (или два параметра турбокомпрессора НД) и один параметр форсажной камеры. Приведенные параметры турбокомпрессоров при $\lambda_c \geq 1$ определяются двумя обобщенными критериями (например, $T_{гпр}^*$ и F_α), а значения $P_{пр}$ и $C_{уд пр}$, кроме того, — величиной $T_{фпр}^*$ и числом $M_{пн}$.

3. Степень форсирования при $M_{пн} = 0$ $\bar{P}_\phi = \sqrt{T_\phi^*/T_x^*}$ изменяется при современных параметрах цикла от $\approx 1,5$ на ТРДФ до ≈ 2 на ТРДДФ. С увеличением числа $M_{пн}$ степень форсирования повышается и стремится к бесконечности при $M_{пн} = M_{пн пред}$. С повышением степени подогрева газа в форсажной камере удельный расход топлива увеличивается при небольших и умеренных скоростях полета. При больших сверхзвуковых скоростях полета повышение T_ϕ^*/T_x^* сопровождается снижением $C_{уд \phi}$.

4. Форсирование двигателя выполняется на максимальном режиме работы турбокомпрессора при $T_{г max}^*$, что позволяет обеспечить максимальную тягу $P_{\phi max}$ и минимальный удельный расход топлива $C_{уд \phi min}$, так как с увеличением $T_{г0}^*$ тяга P_ϕ повышается, а удельный расход $C_{уд \phi}$ снижается вследствие увеличения доли тепла, подведенного к основной камере сгорания (суммарный теплоподвод в ТРДФ и ТРДДФ_{см} определяется разностью $T_\phi^* - T_{г0}^* = \text{const}/\alpha_\phi$ и сохраняется при этом неизменным), которое используется в этой камере более эффективно, чем в форсажной. Степень форсирования \bar{P}_ϕ снижается (до нуля на ТРДФ при $\alpha_{кс} = 1$) с увеличением $T_{г0}^*$, так как уменьшается доля тепла, подведенного к форсажной камере.

5. Влияние $F_{кр}$ на тягу P_ϕ наиболее эффективно в среднем диапазоне $n_{пр}$ и соответственно чисел $M_{пн}$: при высоких $n_{пр}$ увеличение $F_{кр}$ не приводит к увеличению тяги, так как сопровождается смещением рабочей точки на характеристике компрессора в зону значительного снижения к.п.д. компрессора; при низких $n_{пр}$ регулирование $F_{кр}$ также неэффективно

вследствие низкого теплоподвода. При увеличении m_0 ТРДДФ сужается диапазон $n_{пр}$ и, соответственно, чисел M_n , в котором влияние $F_{кр}$ на $P_{ф}$ эффективно, так как при снижении $n_{пр}$ увеличиваются потери, связанные с неоптимальным перераспределением энергии из внутреннего контура в наружный, а также потери на смешение потоков.

6. Зависимость тяги $P_{ф}$ и удельного расхода топлива $C_{удф}$ турбореактивных двигателей с форсажной камерой от температуры T_n , давления p_n , высоты полета аналогична таким же зависимостям на максимальном нефорсированном режиме. Скоростные характеристики этих двигателей имеют свои особенности: с увеличением числа M_n кривые тяги $P(M_n)$ для форсированного и нефорсированного режимов удаляются друг от друга (расходятся), а кривые удельного расхода топлива $C_{уд}(M_n)$, наоборот, сближаются и даже пересекаются при высоких скоростях полета. Объясняется это, принципиально различным изменением теплоподвода в основном и форсажном циклах и их эффективности: при значительном увеличении числа M_n теплоподвод в основной камере сгорания уменьшается, а в форсажной увеличивается; эффективность основного цикла изменяется при этом несущественно и даже снижается, а форсажного цикла — существенно повышается.

7. Влияние степени двухконтурности m_0 на тягу $P_{ф}$ (а также на $C_{удф}$) качественно зависит от скорости полета. При низких, умеренных скоростях полета и на взлете с увеличением m_0 тяга $P_{ф}$ уменьшается, а $C_{удф}$ увеличивается вследствие снижения эффективности форсажной камеры и увеличения доли подведенного тепла $G_{тф}$. Поэтому ТРДДФ проигрывает ТРДФ по тяге и удельному расходу топлива в этих условиях работы при одинаковых параметрах цикла $T_{1_0}^* = \text{const}$, $\pi_{1_0}^* = \text{const}$ и $G_{\Sigma_0} = \text{const}$. При больших сверхзвуковых скоростях с увеличением m_0 удельный расход $C_{удф}$ изменяется незначительно, так как эффективность форсажного цикла приближается к эффективности основного цикла, а тяга $P_{ф}$ увеличивается вследствие увеличения расхода воздуха через двигатель (при $G_{\Sigma_0} = \text{const}$). Поэтому двухконтурный двигатель имеет преимущество перед одноконтурным по удельному расходу топлива не только при дозвуковых скоростях полета на нефорсированных режимах, но и при больших сверхзвуковых скоростях на форсированных режимах при одинаковом значении потребной тяги.

8. При увеличении суммарной степени повышения давле-

ния компрессора $\pi_{к10}^*$ экономичность ТРДФ и ТРДДФ повышается как на нефорсированных режимах при дозвуковых скоростях полета, так и на форсированных режимах при дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полета. На больших сверхзвуковых скоростях при этом снижается тяга $P_{ф}$ вследствие уменьшения расхода воздуха через двигатель.

9. Дроссельные характеристики турбореактивных двигателей на форсированных режимах $C_{удф}(P_{ф})$ весьма существенно отличаются от этих характеристик на нефорсированных режимах: повышение тяги за счет увеличения температуры газа в форсажной камере при небольших и умеренных скоростях полета сопровождается значительным практически линейным увеличением удельного расхода топлива, так как температура $T_{г}^*$ (и тем более $T_{ф}^*$) существенно выше их оптимального по экономичности значения. При больших сверхзвуковых скоростях полета удельный расход топлива $C_{удф}$ по $T_{ф}^*$ достигает минимума, особенно при высоких m_0 , как и $C_{уд}$ по $T_{г}^*$ для обычного ТРД, так как температура $T_{г}^*$ ниже ее оптимального значения.

10. На турбореактивных двигателях с форсажными камерами применяются комбинированные законы (программы) регулирования, обеспечивающие максимальную тягу и работоспособность в широком диапазоне скоростей полета. Форсированные режимы пониженной тяги обеспечиваются уменьшением температуры $T_{ф}^*$ при постоянной эквивалентной площади сопла и, следовательно, при работе турбокомпрессорной части двигателя на постоянном (максимальном) режиме.

11. Выбор закона (и программы) регулирования и расчет высотно-скоростных характеристик тесно связаны с выбором параметров и размера двигателя. Эти вопросы должны решаться совместно на этапе проектирования путем оптимизации двигателя в системе летательного аппарата из условия обеспечения тактико-технических требований, предъявляемых к нему.

12. Возможность реализации заданного расположения линии совместной работы на характеристике компрессора и достижения потребного значения температуры газа перед турбиной в любой точке этой линии без регулирования площади соплового аппарата турбины является главным преимуществом ТРДО (ТРДДФ) с одинаковыми степенями повышения давления в наружном и внутреннем контурах). Недостатком такого двигателя является существенно неоптимальное распределение энергии между контурами, особенно на нефорсированных режимах.

Контрольные вопросы

1. Каковы особенности совместной работы турбины, форсажной камеры и сопла одновального ТРДФ (выведите и проанализируйте уравнение совместной работы этих узлов)?

2. Что представляет собой эквивалентная площадь сопла и от каких факторов она зависит? Как эта площадь влияет на положение линии совместной работы на характеристике компрессора одновального ТРДФ (объясните физический смысл влияния)?

3. От каких факторов зависят приведенные параметры турбокомпрессоров и обобщенные характеристики турбореактивного двигателя с форсажной камерой? Изобразите и проанализируйте их.

4. Сравните зависимости: P_{Φ} ; $C_{уд\Phi} = f(T_{г}^*)$ при $T_{\Phi}^* / T_{г}^* = \text{const}$, $F_{э} = \text{const}$ и при $T_{\Phi}^* = \text{const}$, $F_{э} = \text{const}$. Опишите влияние температуры T_{Φ}^* на P_{Φ} и $C_{уд\Phi}$.

5. Что такое степень форсирования и как она зависит от скорости полета? Как различаются ТРДФ, ТРДДФ_{см} и ТРДДФ_п по степени форсирования?

6. Как удельный расход топлива $C_{уд\Phi}$ зависит от степени подогрева газа в форсажной камере при дозвуковых и больших сверхзвуковых скоростях полета?

7. Сравните зависимости: P_{Φ} , $C_{уд\Phi} = f(T_{\Phi}^* / T_{г}^*)$ при $T_{г}^* = \text{const}$, $F_{э} = \text{const}$ и при $n = \text{const}$, $F_{кр} = \text{const}$ для случая одновального ТРДФ. Объясните физический смысл теплового регулирования ТРДФ.

8. Сравните влияние площади сопла на тягу ТРДФ при $T_{г}^* = \text{const}$, $T_{\Phi}^* / T_{г}^* = \text{const}$ и при $T_{г}^* = \text{const}$, $T_{\Phi}^* = \text{const}$.

9. Как влияет скорость полета при изменении ее в широком диапазоне на зависимость $P_{\Phi} = f(F_{г\Phi})$ (особенности влияния площади сопла на тягу ТРДФ, ТРДДФ_м и ТРДДФ_п при различных числах $M_{п}$)?

10. Каковы особенности совместной работы узлов, преимущества и недостатки ТРДО?

11. Каковы особенности высотных и скоростных характеристик турбореактивных двигателей с форсажными камерами на форсированных и нефорсированных режимах и чем они объясняются?

12. Сравните ТРДДФ_м и ТРДФ по P_{Φ} и $C_{уд\Phi}$ (проанализируйте влияние m_0 на скоростные характеристики ТРДДФ_{см} при низких, умеренных и больших сверхзвуковых скоростях полета).

13. Сравните ТРДДФ_п, ТРД и ТРДДФ_{см} (проанализируйте влияние m_0 на скоростные характеристики ТРДДФ_п при низких, умеренных и больших сверхзвуковых скоростях полета).

14. Каковы особенности дроссельных характеристик турбореактивных двигателей на форсированных режимах при дозвуковых и больших сверхзвуковых скоростях? Как влияет m_0 на эти особенности?

15. Каковы закономерности влияния параметров цикла $T_{г0}^*$ и $\tau_{кг0}^*$ на характеристики ТРДФ и ТРДДФ?

16. Какие законы регулирования применимы (и почему) на турбореактивных двигателях с форсажными камерами? Объясните влияние закона регулирования на скоростные характеристики ТРДДФ_{см}.

17. Каковы особенности регулирования на пониженных режимах турбо-

реактивных двигателей с форсажными камерами? Изобразите возможную программу регулирования и проанализируйте ее.

18. Каковы особенности расчета характеристик турбореактивных двигателей с форсажными камерами?

19. Что представляет собой универсальный метод расчета характеристик газотурбинных двигателей различных типов и схем? Изобразите блок-схему алгоритма расчета характеристик двухвального ТРДДФ_{см} и опишите ее.

Задачи

1. При работе ТРДДФ_{см} ($M_{п} = 0$) температуре $T_{ф}^* = 1200$ К соответствует тяга $P = 16000$ даН и площадь $F_{кр} = 0,6$ м². Чему должна быть равна площадь критического сечения сопла, чтобы при увеличении температуры до $T_{ф}^* = 2000$ К параметры турбокомпрессоров ПД и ВД не изменялись? Оцените примерное значение тяги.

2. На максимальном нефорсированном режиме ТРДДФ_п $G_{тф} = 100$ кг/с, $T_{крп}^* = 400$ К, $F_{пкр} = 0,163$ м². Определить расход топлива $G_{тф}$ и площадь $F_{пкр}$ на форсированном режиме при $T_{ф}^* = 1500$ К, если с переходом на форсированный режим параметры турбокомпрессоров не изменяются, коэффициент полноты сгорания $\gamma_{ф} = 0,9$.

3. При работе одновального ТРДФ на режимах сверхкритического течения газа из сопла $\pi_{т}^* = 3,5$, $\gamma_{т}^* = 0,9$. Как изменится степень понижения давления газа в турбине, если при неизменной площади сопла степень подогрева газа в форсажной камере увеличилась от 1,2 до 2,2?

4. Определить расход топлива через форсажную камеру ТРДДФ_{см} в САУ на земле при $M_{п} = 0$ и удельный расход топлива $C_{удф}$, если $G_{сг} = 100$ кг/с, $m = 2$, $T_{ф}^* = 2000$ К, $q_{сг} = 0,022$ кг т/кг в, $\gamma_{охл} = 0,91$, $\gamma_{кс} = 0,98$ и $\gamma_{ф} = 0,92$. Оценить P , $C_{уд}$ и $F_{кр}$ на нефорсированном режиме, если известно, что на указанном выше форсированном режиме $P_{ф} = 10000$ даН, $F_{крф} = 0,482$ м², $T_{см}^* = 600$ К (параметры турбокомпрессоров на форсированном и нефорсированном режимах предполагаются неизменными, т. е. $T_{тпр}^* = \text{const}$, $F_{э} = \text{const}$).

5. Одновальный ТРДФ на нефорсированном режиме в САУ на земле ($M_{п} = 0$) при $T_{т}^* = 1400$ К имеет $P = 6200$ даН, $C_{уд} = 1$ кг/даН·ч (см. рис. 6.2). Чему будет равен удельный расход топлива на форсированном режиме ($P_{ф} = 10000$ даН) при следующих способах увеличения тяги:

- за счет увеличения $T_{ф}^*$ при $T_{т}^* = \text{const}$, $F_{э} = \text{const}$;
- за счет увеличения $T_{ф}^*$ при $T_{т}^* = \text{const}$, $\gamma_{ф} = 20\%$;
- за счет увеличения $T_{т}^*$ при $F_{кр} = \text{const}$, $T_{ф}^* / T_{т}^* = 1$;
- за счет увеличения $T_{т}^*$ при $F_{э} = \text{const}$, $T_{ф}^* / T_{т}^* = 1,5$.

Ответы к решению задач

1. $F_{кр} = 0,775$ м²; $P = 20660$ даН. 2. $G_{тф} = 3,51$ кг/с; $F_{пкр} = 0,316$ м². 3. $\pi_{т}^* = 2,4$. 4. $G_{тф} = 5,0$ кг/с; $C_{удф} = 2,05$ кг/даН·ч; $P = 5180$ даН; $C_{уд} = 0,453$ кг/даН·ч; $F_{кр} = 0,264$ м². 5. а) $C_{удф} = 2$ кг/даН·ч; б) $C_{удф} = 1,35$ кг/даН·ч; в) $C_{удф} = 1$ кг/даН·ч; г) $C_{удф} = 1,45$ кг/даН·ч.

Приложение 1

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

Наименование и обозначение величин	Единица		Значение в единицах СИ и кратных от них
	наименование	обозначение	
Масса	килограмм-сила-секунда в квадрате на метр	кгс·с ² /м	9,81 кг
Сила, вес, тяга P	килограмм-сила	кгс	9,81 Н = 0,981 даН
Давление p	килограмм-сила на квадратный метр	кгс/м ²	9,81 Па
Удельная тяга $P_{уд}$	килограмм-сила-секунда на килограмм	кгс·с/кг	9,81 Н·с/кг = 0,981 даН·с/кг
Удельный расход топлива $S_{уд}$, отнесенный к единице тяги	килограмм в час на килограмм-силу	кг/(ч·кгс)	$\frac{1}{3600 \cdot 9,81}$ кг/(с·Н) = 1,02 кг/(ч·даН)
Мощность N	лошадиная сила	л. с.	735,5 Вт = 0,7355 кВт
Удельный расход топлива S_e , отнесенный к единице работы	килограмм на лошадиную силу-час	кг/л. с. ч	$\frac{1}{735,5 \cdot 3600}$ кг/Дж = $\frac{1}{0,7355}$ кг/(кВт·ч)
Удельная работа компрессора L_k или турбины L_T , теплотворность топлива H_u , удельное количество теплоты Q , удельная энтальпия i	килокалория на килограмм	ккал/кг	4,187·10 ³ Дж/кг
	килограмм-сила-метр на килограмм	кгс·м/кг	9,81 Дж/кг
Удельная теплоемкость c_p , удельная газовая постоянная R , удельная энтропия S	килокалория на килограмм-градус Цельсия	ккал/кг·°С	4,187·10 ³ Дж/кг·К
	килограмм-сила-метр на килограмм градус Цельсия	кгс·м/кг·°С	9,81 Дж/кг·К

Окончание прилож. 1

Наименование и обозначение величин	Единица		Значение в единицах СИ и кратных от них
	наименование	обозначение	
Массовый расход воздуха G_v , газа G_1 , топлива G_T	килограмм в час	кг/ч	$0,2778 \cdot 10^{-3}$ кг/с
Плотность ρ	килограмм-сила-секунда в квадрате на метр в четвертой степени	кгс.с ² /м ⁴	9,81 кг/м ³

Приложение 2

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

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
1	2	3	4	5	6	7
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

Продолжение прилож. 2

$K = 1,4$

1	2	3	4	5	6	7
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
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

Продолжение прилож. 2

K = 1,4

1	2	3	4	5	6	7
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
0,90	0,8650	0,6019	1,0056	0,9879	1,2595	0,8833
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	0,9526
0,97	0,8432	0,5505	1,0005	0,9989	1,2671	0,9644
0,98	0,8399	0,5431	1,0002	0,9993	1,2676	0,9761
0,99	0,8367	0,5357	1,0000	0,9999	1,2678	0,9880

Продолжение прилож. 2

 $K = 1,4$

1	2	3	4	5	6	7
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
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

Продолжение прилож. 2

 $K = 1,4$

1	2	3	4	5	6	7
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
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

Продолжение прилож. 2

 $K = 1,4$

1	2	3	4	5	6	7
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
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

Окончание прилож. 2

 $K = 1,4$

1	2	3	4	5	6	7
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
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 3

Таблицы основных газодинамических функций

для продуктов сгорания

$$K = 1,33$$

λ	$\tau(i)$	$\tau(\lambda)$	$z(\lambda)$	$q(\lambda)$	$f(\lambda)$	M
1	2	3	4	5	6	7
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	0,9098	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	0,9961	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
0,30	0,9873	0,9496	1,8167	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

Продолжение прилож. 3

$K = 1,33$

1	2	3	4	5	6	7
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	0,7609	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	0,8156	1,1425	0,8040	1,1565	0,5606
0,60	0,9490	0,8098	1,1333	0,8133	1,1605	0,5706
0,61	0,9473	0,8040	1,1247	0,8224	1,1645	0,5807
0,62	0,9456	0,7980	1,1164	0,8312	1,1684	0,5907
0,63	0,9438	0,7921	1,1086	0,8399	1,1724	0,6008
0,64	0,9420	0,7860	1,1012	0,8483	1,1762	0,6109
0,65	0,9402	0,7798	1,0942	0,8564	1,1799	0,6211
0,66	0,9383	0,7737	1,0876	0,8645	1,1838	0,6313
0,67	0,9364	0,7674	1,0813	0,8722	1,1874	0,6415
0,68	0,9345	0,7612	1,0753	0,8798	1,1911	0,6517
0,69	0,9326	0,7548	1,0696	0,8871	1,1947	0,6620
0,70	0,9306	0,7483	1,0643	0,8941	1,1981	0,6723
0,71	0,9286	0,7419	1,0592	0,9011	1,2017	0,6826
0,72	0,9266	0,7354	1,0544	0,9077	1,2051	0,6930
0,73	0,9245	0,7289	1,0499	0,9143	1,2086	0,7034
0,74	0,9224	0,7223	1,0457	0,9204	1,2118	0,7139

Продолжение прилож. 3

$K = 1,33$

1	2	3	4	5	6	7
0,75	0,9203	0,7157	1,0417	0,9265	1,2151	0,7243
0,76	0,9182	0,7090	1,0379	0,9322	1,2182	0,7348
0,77	0,9160	0,7023	1,0344	0,9377	1,2212	0,7454
0,78	0,9138	0,6955	1,0310	0,9430	1,2241	0,7561
0,79	0,9116	0,6887	1,0279	0,9481	1,2270	0,7666
0,80	0,9094	0,6819	1,0250	0,9529	1,2298	0,7772
0,81	0,9071	0,6750	1,0233	0,9575	1,2324	0,7880
0,82	0,9048	0,6681	1,0198	0,9618	1,2349	0,7987
0,83	0,9024	0,6612	1,0174	0,9660	1,2374	0,8095
0,84	0,9001	0,6542	1,0152	0,9698	1,2397	0,8203
0,85	0,8977	0,6472	1,0132	0,9735	1,2419	0,8312
0,86	0,8953	0,6402	1,0111	0,9769	1,2440	0,8421
0,87	0,8928	0,6332	1,0097	0,9802	1,2461	0,8531
0,88	0,8903	0,6261	1,0082	0,9830	1,2478	0,8641
0,89	0,8878	0,6191	1,0068	0,9859	1,2497	0,8751
0,90	0,8853	0,6120	1,0056	0,9883	1,2512	0,8862
0,91	0,8827	0,6048	1,0044	0,9904	1,2525	0,8974
0,92	0,8801	0,5977	1,1035	0,9925	1,2539	0,9086
0,93	0,8775	0,5906	1,0026	0,9943	1,2552	0,9198
0,94	0,8749	0,5834	1,0019	0,9957	1,2561	0,9311
0,95	0,8722	0,5763	1,0013	0,9972	1,2572	0,9424
0,96	0,8695	0,5691	1,0008	0,9981	1,2577	0,9538
0,97	0,8667	0,5619	1,0005	0,9989	1,2583	0,9653
0,98	0,8640	0,5547	1,0002	0,9995	1,2586	0,9768
0,99	0,8612	0,5476	1,0000	1,0000	1,2591	0,9884
1,00	0,8584	0,5404	1,0000	1,0000	1,2591	1,0000
1,01	0,8555	0,5332	1,0000	1,0000	1,2590	1,0117
1,02	0,8527	0,5260	1,0002	1,9995	1,2587	1,0234
1,03	0,8497	0,5188	1,0004	0,9989	1,2583	1,0352
1,04	0,8468	0,5116	1,0008	0,9981	1,2576	1,0471
1,05	0,8439	0,5045	1,0012	0,9972	1,2570	1,0590
1,06	0,8409	0,4973	1,0017	0,9958	1,2559	1,0710
1,07	0,8379	0,4902	1,0023	0,9944	1,2548	1,0830
1,08	0,8348	0,4830	1,0030	0,9926	1,2534	1,0951
1,09	0,8317	0,4759	1,0037	0,9907	1,2520	1,1073
1,10	0,8286	0,4688	1,0046	0,9886	1,2503	1,1196
1,11	0,8255	0,4617	1,0054	0,9862	1,2484	1,1319
1,12	0,8223	0,4546	1,0064	0,9835	1,2463	1,1443
1,13	0,8192	0,4475	1,0075	0,9806	1,2439	1,1567
1,14	0,8159	0,4405	1,0086	0,9777	1,2415	1,1693
1,15	0,8127	0,4335	1,0098	0,9744	1,2388	1,1819
1,16	0,8094	0,4265	1,0110	0,9709	1,2359	1,1946
1,17	0,8061	0,4196	1,0124	0,9674	1,2330	1,2073
1,18	0,8028	0,4126	1,0134	0,9634	1,2296	1,2202
1,19	0,7994	0,4057	1,0152	0,9593	1,2261	1,2331

Продолжение прилож. 3

$K = 1,33$

1	2	3	4	6	6	7
1,20	0,7961	0,3986	1,0167	0,9545	1,2218	1,2461
1,21	0,7926	0,3920	1,0182	0,9506	1,2186	1,2592
1,22	0,7892	0,3852	1,0198	0,9459	1,2146	1,2723
1,23	0,7857	0,3784	1,0215	0,9410	1,2102	1,2856
1,24	0,7822	0,3716	1,0232	0,9357	1,2055	1,2990
1,25	0,7787	0,3649	1,0250	0,9305	1,2008	1,3124
1,26	0,7752	0,3583	1,0268	0,9252	1,1961	1,3259
1,27	0,7716	0,3516	1,0287	0,9193	1,1907	1,3396
1,28	0,7680	0,3450	1,0306	0,9135	1,1853	1,3533
1,29	0,7643	0,3385	1,0326	0,9075	1,1799	1,3671
1,30	0,7606	0,3320	1,0346	0,9014	1,1741	1,3820
1,31	0,7570	0,3255	1,0367	0,8949	1,1680	1,3950
1,32	0,7532	0,3191	1,0388	0,8883	1,1618	1,4091
1,33	0,7495	0,3128	1,0409	0,8816	1,1555	1,4234
1,34	0,7457	0,3065	1,0431	0,8749	1,1491	1,4377
1,35	0,7419	0,3092	1,0454	0,8677	1,1421	1,4521
1,36	0,7380	0,2940	1,0477	0,8606	1,1351	1,4667
1,37	0,7342	0,2878	1,0500	0,8531	1,1277	1,4814
1,38	0,7303	0,2817	1,0523	0,8455	1,1202	1,4960
1,39	0,7264	0,2757	1,0547	0,8381	1,1129	1,5110
1,40	0,7224	0,2697	1,0572	0,8303	1,1051	1,5290
1,41	0,7184	0,2637	1,0596	0,8221	1,0968	1,5412
1,42	0,7144	0,2578	1,0621	0,8140	1,0885	1,5564
1,43	0,7104	0,2520	1,0647	0,8060	1,0803	1,5719
1,44	0,7063	0,2463	1,0672	0,7976	1,0717	1,5875
1,45	0,7022	0,2406	1,0698	0,7891	1,0629	1,6031
1,46	0,6981	0,2349	1,0725	0,7805	1,0539	1,6188
1,47	0,6940	0,2294	1,0751	0,7718	1,0447	1,6349
1,48	0,6898	0,2238	1,0778	0,7629	1,0353	1,6510
1,49	0,6856	0,2184	1,0806	0,7540	1,0258	1,6672
1,50	0,6813	0,2138	1,0833	0,7449	1,0160	1,6836
1,51	0,6771	0,2077	1,0861	0,7357	1,0061	1,7002
1,52	0,6728	0,2024	1,0890	0,7265	1,9961	1,7169
1,53	0,6685	0,1973	1,0918	0,7172	1,9858	1,7338
1,54	0,6641	0,1921	1,0947	0,7077	0,9754	1,7508
1,55	0,6597	0,1871	1,0976	0,6982	0,9649	1,7680
1,56	0,6553	0,1821	1,1005	0,6886	0,9541	1,7854
1,57	0,6509	0,1772	1,1035	0,6789	0,9432	1,8029
1,58	0,6464	0,1723	1,1065	0,6691	0,9321	1,8207
1,59	0,6420	0,1676	1,1095	0,6593	0,9209	1,8386
1,60	0,6374	0,1628	1,1125	0,6492	0,9093	1,8567
1,61	0,6329	0,1582	1,1156	0,6394	0,8981	1,8750
1,62	0,6283	0,1537	1,1186	0,6294	0,8865	1,8935
1,63	0,6237	0,1492	1,1218	0,6193	0,8746	1,9122
1,64	0,6191	0,1448	1,1250	0,6092	0,8628	1,9311

Продолжение прилож. 3

 $K = 1.33$

1	2	3	4	5	6	7
1.65	0.6144	0.1404	1.1280	0.5991	0.8508	1.9503
1.66	0.6097	0.1362	1.1312	0.5889	0.8387	1.9696
1.67	0.6050	0.1320	1.1344	0.5786	0.8264	1.9892
1.68	0.6003	0.1278	1.1376	0.5684	0.8141	2.0089
1.69	0.5955	0.1238	1.1409	0.5561	0.8016	2.0290
1.70	0.5907	0.1198	1.1441	0.5478	0.7890	2.0493
1.71	0.5859	0.1159	1.1474	0.5374	0.7764	2.0698
1.72	0.5810	0.1121	1.1507	0.5271	0.7637	2.0906
1.73	0.5761	0.1083	1.1540	0.5168	0.7509	2.1112
1.74	0.5712	0.1047	1.1574	0.5065	0.7381	2.1330
1.75	0.5663	0.1011	1.1607	0.4961	0.7250	2.1546
1.76	0.5613	0.0975	1.1641	0.4858	0.7120	2.1765
1.77	0.5563	0.0941	1.1675	0.4755	0.6990	2.1987
1.78	0.5513	0.0907	1.1709	0.4652	0.6858	2.2211
1.79	0.5462	0.0874	1.1743	0.4550	0.6727	2.2439
1.80	0.5411	0.0842	1.1778	0.4447	0.6595	2.2670
1.81	0.5360	0.0810	1.1813	0.4345	0.6462	2.2905
1.82	0.5309	0.0779	1.1847	0.4243	0.6329	2.3143
1.83	0.5257	0.0749	1.1882	0.4142	0.6197	2.3384
1.84	0.5205	0.0720	1.1917	0.4041	0.6063	2.3629
1.85	0.5153	0.0691	1.1953	0.3927	0.5930	2.3877
1.86	0.5100	0.0663	1.1988	0.3841	0.5797	2.4130
1.87	0.5047	0.0636	1.2024	0.3741	0.5664	2.4386
1.88	0.4994	0.0609	1.2060	0.3643	0.5531	2.4647
1.89	0.4941	0.0583	1.2100	0.3545	0.5398	2.4911
1.90	0.4887	0.0558	1.2132	0.3447	0.5266	2.5180
1.91	0.4833	0.0534	1.2168	0.3351	0.5134	2.5454
1.92	0.4779	0.0510	1.2204	0.3256	0.5002	2.5731
1.93	0.4724	0.0487	1.2241	0.3161	0.4871	2.6015
1.94	0.4670	0.0465	1.2277	0.3064	0.4740	2.6302
1.95	0.4615	0.0443	1.2314	0.2973	0.4609	2.6596
1.96	0.4559	0.0422	1.2351	0.2881	0.4480	2.6894
1.97	0.4504	0.0402	1.2388	0.2790	0.4352	2.7198
1.98	0.4448	0.0382	1.2425	0.2700	0.4224	2.7507
1.99	0.4391	0.0363	1.2463	0.2611	0.4097	2.7822
2.00	0.4335	0.0344	1.2500	0.2523	0.3971	2.8143
2.01	0.4278	0.0326	1.2537	0.2436	0.3845	2.8471
2.02	0.4221	0.0309	1.2575	0.2351	0.3723	2.8806
2.03	0.4164	0.0293	1.2613	0.2267	0.3600	2.9147
2.04	0.4106	0.0277	1.2651	0.2183	0.3477	2.9496

Продолжение прилож. 3

$K = 1,33$

1	2	3	4	5	6	7
2,05	0,4048	0,0261	1,2689	0,2101	0,3357	2,9852
2,06	0,3990	0,0247	1,2727	0,2022	0,3240	3,0215
2,07	0,3931	0,0232	1,2765	0,1942	0,3122	3,0587
2,08	0,3873	0,0219	1,2804	0,1864	0,3005	3,0967
2,09	0,3814	0,0205	1,2842	0,1788	0,2891	3,1356
2,10	0,3754	0,0193	1,2881	0,1713	0,2778	3,1754
2,11	0,3695	0,0181	1,2920	0,1640	0,2668	3,2162
2,12	0,3635	0,0169	1,2959	0,1569	0,2559	3,2579
2,13	0,3574	0,0158	1,2997	0,1500	0,2451	3,3007
2,14	0,3514	0,0148	1,3036	0,1429	0,2345	3,3446
2,15	0,3453	0,0138	1,3076	0,1362	0,2242	3,3897
2,16	0,3392	0,0128	1,3115	0,1296	0,2140	3,4360
2,17	0,3331	0,0119	1,3154	0,1232	0,2041	3,4836
2,18	0,3269	0,0110	1,3194	0,1170	0,1943	3,5324
2,19	0,3207	0,0102	1,3233	0,1109	0,1847	3,5828
2,20	0,3145	0,0094	1,3273	0,1050	0,1755	3,6344
2,21	0,3083	0,0087	1,3312	0,0993	0,1664	3,6877
2,22	0,3020	0,0080	1,3352	0,0937	0,1575	3,7428
2,23	0,2957	0,0074	1,3392	0,0883	0,1488	3,7995
2,24	0,2894	0,0068	1,3432	0,0830	0,1404	3,8579
2,25	0,2830	0,00620	1,3472	0,0780	0,1323	3,9185
2,26	0,2766	0,00560	1,3512	0,0731	0,1243	3,9811
2,27	0,2702	0,00512	1,3553	0,0684	0,1167	4,0458
2,28	0,2638	0,00465	1,3593	0,0638	0,1092	4,1131
2,29	0,2573	0,00421	1,3633	0,0595	0,1021	4,1828
2,30	0,2508	0,00379	1,3674	0,0553	0,0951	4,2551
2,31	0,2443	0,00341	1,3715	0,0512	0,0885	4,3304
2,32	0,2377	0,00306	1,3755	0,0474	0,0821	4,4086
2,33	0,2311	0,00273	1,3796	0,0437	0,0759	4,4903
2,34	0,2245	0,00243	1,3837	0,0402	0,0700	4,5756
2,35	0,2179	0,00215	1,3878	0,0369	0,0644	4,6647
2,36	0,2112	0,00190	1,3919	0,0337	0,0590	4,7578
2,37	0,2045	0,00167	1,3960	0,0307	0,0539	4,8557
2,38	0,1978	0,00146	1,4001	0,0278	0,0491	4,9586
2,39	0,1910	0,00127	1,4042	0,0252	0,0445	5,0665
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

$$K = 1,33$$

1	2	3	4	5	6	7
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	0,955·10 ⁻⁴	1,4584	0,00380	0,00698	7,3614
2,53	0,0934	0,710·10 ⁻⁴	1,4626	0,00305	0,00562	7,6681
2,54	0,0863	0,514·10 ⁻⁴	1,4669	0,00240	0,00444	8,0125
2,55	0,0791	0,362·10 ⁻⁴	1,4711	0,00185	0,00343	8,4028
2,56	0,0718	0,240·10 ⁻⁴	1,4753	0,00139	0,00258	8,8506
2,57	0,0646	0,160·10 ⁻⁴	1,4796	0,00101	0,00188	9,3716
2,58	0,0573	0,986·10 ⁻⁵	1,4838	0,00070	0,00132	9,9892
2,59	0,0499	0,568·10 ⁻⁵	1,4881	0,00047	0,00088	10,7387
2,60	0,0426	0,299·10 ⁻⁵	1,4923	0,00029	0,00054	11,6736
2,61	0,0352	0,139·10 ⁻⁵	1,4966	0,00016	0,00031	12,8883
2,62	0,0278	0,536·10 ⁻⁶	1,5008	0,802·10 ⁻⁴	0,152·10 ⁻⁴	14,5579
2,63	0,0204	0,153·10 ⁻⁶	1,5051	0,313·10 ⁻⁴	0,594·10 ⁻⁴	17,0777
2,64	0,0129	0,243·10 ⁻⁷	1,5094	0,782·10 ⁻⁵	0,150·10 ⁻⁴	21,5366
2,65	0,0054	0,728·10 ⁻⁹	1,5137	0,567·10 ⁻⁵	0,108·10 ⁻⁵	33,3991
2,657	0	0	1,5170	0	0	∞

ЛИТЕРАТУРА

1. *Абрамович Г. Н.* Прикладная газовая динамика. — 4-е изд. М.: Наука, 1976. 888 с.

2. *Соловьев И. А., Ступников Л. П., Кулагин В. В.* и др. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель Д-30. М.: Машиностроение, 1971. 132 с.

3. *Аксельрод С. Е., Алаторцев В. П., Ахмедзянов А. М.* Выбор параметров и термодинамический расчет авиационных ГТД. Уфа: Уфимский авиационный институт, 1979. 74 с.

4. *Бакулев В. И., Марков Н. И.* Расчет высотно-скоростных характеристик однокаскадных и двухкаскадных турбореактивных двигателей. М.: МАИ, 1971. 256 с.

5. *Бакулев В. И., Худенко Б. Г.* Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДФ на ЭВМ. М.: МАИ, 1979. 66 с.

6. *Боровик В. О.* Определение высотно-скоростных характеристик ТРД по данным стендовых испытаний в условиях $H = 0$, $M_{\perp} = 0$. — В кн.: Нескэ-

торые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД/Сб. статей под ред. В. О. Боровика. М.: ЦИАМ, 1974, труды № 596, выпуск 3. с. 5—29.

7. Вукалович М. П., Новиков И. И. Техническая термодинамика. М.: Энергия, 1968. 496 с.

8. Корж Н. Д., Кулагин В. В., Ронзин В. Д. Расчет высотно-скоростных характеристик авиационных газотурбинных двигателей. Пермь: Пермский политехнический институт, 1969. 80 с.

9. Голубев В. А. Расчет высотно-скоростных характеристик двухконтурных двухвальных ТРД. М.: МАИ, 1976. 87 с.

10. Голубев В. А. Расчет высотно-скоростных характеристик трехвальных двухконтурных ТРД. М.: МАИ, 1976. 44 с.

11. Дорофеев В. М., Левин В. Я. Испытания воздушно-реактивных двигателей. М.: Оборонгиз, 1961. 220 с.

12. Ильичев Я. Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей. — Труды ЦИАМ, № 677, 1975. 126 с.

13. Клячкин А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 512 с.

14. Колодочкин В. П. Воздушно-реактивные двигатели сверхзвуковых многорежимных самолетов. М.: Машиностроение, 1975. 132 с.

15. Кулагин В. В. Совместная работа узлов и характеристики ГТД. (Учебное пособие). Куйбышев: КуАИ, 1975. 136 с.

16. Кулагин В. В. Совместная работа узлов многовальных ТРДД и ТРД. Их характеристики. (Учебное пособие). Куйбышев: КуАИ, 1977. 96 с.

17. Кулагин В. В. Особенности совместной работы узлов ТРДД (ТРД) с регулируемыми площадями характерных сечений. Их характеристики. (Учебное пособие). Куйбышев: КуАИ, 1980. 85 с.

18. Кулагин В. В. Вывод основных уравнений для расчета высотно-скоростных характеристик двухконтурного двигателя сложной схемы. — В кн.: Некоторые особенности обработки конструкции и параметров авиационных газотурбинных двигателей. Пермь: Пермский политехнический институт, 1967, с. 69—81.

19. Кулагин В. В. Метод расчета высотно-скоростных характеристик двухконтурных турбореактивных двигателей. — Тр. Казанского авиационного института: Авиационные двигатели, 1967, вып. 93, с. 84—98.

20. Кулагин И. И. Теория газотурбинных реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 512 с.

21. Курзинер Р. И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1977. 215 с.

22. Литвинов Ю. А., Боровик В. О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 288 с.

23. Локай В. И., Максимова М. К., Струнkin В. А. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. Изд. третье. М.: Машиностроение, 1979. 447 с.

24. Масленников М. М., Шальман Ю. И. Авиационные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 1975. 576 с.

25. Маслов В. Г. Выбор параметров и термодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей. Куйбышев: КуАИ, 1970. 195 с.

26. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. II. М.: Машиностроение, 1978. 334 с.

27. *Пархомов А. Л.* Приближенные методы определения параметров ТРДД на дроссельных режимах. М.: ЦИАМ, Труды № 546, 1972, 20 с.
28. Реактивные двигатели/Под ред. О. Е. Ланкастера: Пер. с англ. яз. М.: Воениздат, 1962. 668 с.
29. *Седов Л. И.* Методы подобия и размерности в механике. Изд. третье. М.: Наука, 1972. 440 с.
30. *Солохин Э. Л.* Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 356 с.
31. *Сосунов В. А., Литвинов Ю. А.* Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.
32. Теория реактивных двигателей/Под ред. С. М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
33. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей/Под ред. проф. С. М. Шляхтенко и проф. В. А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.
34. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики/Под ред. акад. Б. С. Стечкина. М.: Оборонгиз, 1958. 534 с.
35. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок/*Дорофеев В. М., Маслов В. Г., Первышин Н. В.* и др. М.: Машиностроение, 1973. 144 с.
36. *Тунаков А. П.* Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 184 с.
37. *Флоров И. Ф.* Некоторые соотношения между параметрами и характеристиками двухконтурных турбореактивных двигателей с раздельными контурами. М.: Труды ЦИАМ, 1969, № 457. 18 с.
38. *Холицевников К. В.* Согласование параметров компрессора и турбины в авиационных газотурбинных двигателях. М.: Машиностроение, 1965. 200 с.
39. *Черкасов Б. А.* Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 376 с.
40. *Черкез А. Я.* Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. М.: Машиностроение, 1965. 356 с.
41. *Шевяков А. А.* Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. М.: Машиностроение, 1970. 660 с.
42. *Югов О. К., Селивачов О. Д.* Согласование характеристик самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.
43. *Янкин В. И.* Система программ для расчета характеристик ВРД. М.: Машиностроение, 1976. 167 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Основные условные обозначения	5
Глава 6. ОСОБЕННОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ УЗЛОВ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖОМ. ИХ РЕГУ- ЛИРОВАНИЕ И ХАРАКТЕРИСТИКИ	7
§ 6.1. Особенности совместной работы узлов ТРДФ и ТРДДФ, их обобщенные характеристики	7
§ 6.2. Особенности совместной работы узлов ТРДО	18
§ 6.3. Особенности характеристик и регулирования ТРДФ и ТРДДФ	25
§ 6.4. Особенности расчета характеристик турбореактивных двигателей с форсажными камерами и регулируемыми соплами	46
§ 6.5. Универсальный метод расчета характеристик газотур- бинных двигателей различных типов и схем	50
Выводы	64
Контрольные вопросы	68
Задачи	69
ОТВЕТЫ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ	69
Приложение 1. Таблица перевода некоторых единиц измерения физических величин из различных систем в международную систему (СИ)	70
Приложение 2. Таблицы основных газодинамических функций для воздуха ($K = 1,4$)	71
Приложение 3. Таблицы основных газодинамических функций для продуктов сгорания $K = 1,33$	78
Литература	84

Виктор Владимирович Кулагин

ОСОБЕННОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ УЗЛОВ
ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖОМ.
ИХ РЕГУЛИРОВАНИЕ И ХАРАКТЕРИСТИКИ

Учебное пособие

Редактор Э. Грязнова
Техн. редактор Н. Каленюк
Корректор Н. Купринова

ЕО00234. Сдано в набор 17.04.81 г. Подписано в печать 17.08.81 г.
Формат 60×84¹/₁₆. Бумага оберточная белая. Литературная гарнитура.
Высокая печать. Усл. п. л. 5,1. Уч.-изд. л. 5,0. Тираж 400 экз. Заказ № 421.
Цена 20 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный институт
имени С. П. Королева. г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Типография УЭЗ КуАИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.